



Düşük Süpürme Açısına Sahip Delta Kanat Modeli Üzerinde Oluşan Aerodinamik Karakteristiklerin İncelenmesi

Bülent YANIKTEPE^{1, *}

¹*Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Enerji Sistemleri Mühendisliği Bölümü, Karacaoglan Yerleskesi, Osmaniye, TÜRKİYE*

Başvuru: 22/07/2016

Kabul: 16/08/2016

ÖZ

Aerodinamik, delta kanatlar ve mikro hava araçları (MAVs) da dahil olmak üzere basitleştirilmiş modeller ile temsil edilebilen insansız savaş hava araçlarında (UCAVs), son yıllarda önemli bir yer almıştır. Delta kanatlar üzerinde oluşan girdap dinamiği ve bu girdapsal akışın kanadın performansına etkileri kilit bir rol haline gelmiştir. Bu çalışmanın amacı düşük süpürme açısına sahip delta kanat ($\Lambda = 51^\circ$) üzerinde oluşan akışın fiziğini ve aerodinamik performansını boya görüntüleme ve kuvvet ölçüm sistemi kullanarak anlamaktır. Farklı hücum açılarında, $5^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$, girdapsal akışın yapısı, girdap çökmesi ve akış ayrılmasının görüntülenmesi, aerodinamik kuvvetler olarak kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin statik durumda incelenmesi araştırılmıştır. Kuvvet ölçümleri ve boya görüntüleme su kanalında delta kanat modelinin akış karakteristiğini açıklamak için gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışma aerodinamik performansı anlamak için farklı hücum açılarında boya görüntülerinin, kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayılarının zaman ortalamalarını ihtiva etmektedir. Girdap çökme noktası, düşük hücum açılarında kanadın firar kenarında daha uzakta olduğu görülmüştür. Sonuçlar aerodinamik kaldırma ve kuvvet katsayılarının hücum açısının değişimi ile güçlü bir şekilde girdap etkileşimlerinden etkilendiğini göstermektedir. C_L ve C_D de farklı hücum açılarında girdap çökmesi ve ölü akış koşullarından etkilenmektedir.

Anahtar Kelimeler: *Delta Kanat, Girdap, Aerodinamik, Akış Görüntüleme*

Investigation of Aerodynamic Characteristics over Non-Slender Delta Wing

ABSTRACT

The aerodynamics of unmanned combat air vehicles (UCAVs), which can be represented by simplified planforms, including delta wings, and micro air vehicles (MAVs) have taken important place in recent years. Vortex dynamics over delta wing and the effects on delta wing performance have become an important key role. The aim of this investigation is to underlying flow physics and to understand aerodynamic performance over non-slender diamond wing having low sweep angle ($\Lambda = 51^\circ$) by using dye flow visualization and force measuring systems (Submersible S Beam Junior Load Cell and two torque sensors). The flow visualization of vortex flow structure, the formation of the vortex breakdown, lift and drag force (F_L and F_D) as aerodynamic forces, over the wing in terms of the different angle of attacks, α , with in the range of $5^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ were studied under static condition. Force measurements and dye flow visualization are carried out in a water tunnel to explain the dynamic characteristics of the non-slender wing model. Experimental investigation includes the time-averaged velocity components for dye-visualization, the coefficients of lift and drag force (C_L and C_D), for aerodynamic performance with different angle of attacks. It was concluded that vortex breakdown occurred far from the trailing-edge of the wing at low angle of attack. The results show that aerodynamic lift and drag coefficient, and pitching moment are strongly affected by the vortex interactions as the angle of attack changes. C_L and C_D , are also affected by the vortex breakdown and stall condition for different angle of attacks.

Key words: *Delta Wing, Vortex, Aerodynamic, Flow Visualization*

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Manevra kabiliyeti uçak aerodinamiğinde en önemli parametrelerden biridir. Farklı hücum açılarında uçak üzerinde oluşan girdap çökmesi (vortex breakdown) ve ayrılmış akış durumları farklı akış karakteristikleri meydana getirdiğinden uçak üzerinde yük darbelerine ve titreşimlere sebep olmaktadır. Uçak üzerinde oluşan bu girdap çökmeleri ve ayrılmış akış uçak üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetleri ve uçağın manevra kabiliyetini dolayısı ile performansını etkilemede önemli bir rol oynamaktadır. Girdap çökmesi ve ayrılmış akış, değişik hücum açılarında uçak üzerinde farklı akış karakteristikleri meydana getirmektedir. Ayrıca, farklı manevra kabiliyetine sahip uçaklar da daimi olmayan akış ortamında girdap çökmesi ve ayrılmış akıştan dolayı uçak yüzeylerinde şiddetli titreşim ve yorulmalar meydana gelmektedir. Bu olay uçaklarda istenmeyen durum olup uçakların ömrünü etkilediği gibi uçağın manevra kabiliyetini de etkilemektedir. Bu durum son zamanların ilgi konusu olan düşük süpürme açılarında sahip İnsansız Hava Araçları (UCAV-Unmanned Combat Air Vehicle) içinde geçerlidir. Bu kapsamda UCAV benzeri delta kanat geometrilerinde değişik hücum açılarında akışın yapısı, girdap çökmesi ve ölü akış bölgesi ile aerodinamik karakteristiklerin statik ve sinüzoidal salınım hareketi verilerek incelenmesi girdapların ve akışın kontrolü açısından oldukça önemli konulardan bir tanesidir. Delta kanat akış alanı girdaplı akış yapıları ile baskın olup en belirgin girdaplı akış yapısı, kanadın ön uç kısımlardan başlayarak yan uç kısımlarda oluşan girdaplardır (leading - edge vortices). Son zamanlarda bütün akış alanı görüntüleme tekniği ile parçacık görüntüleme hız ölçme yöntemi (PIV) kullanılarak genel ve anlık akış yapısı hakkında ve kanat, plaka veya kuyruk/kanatçık üzerinde oluşan daimi olmayan yüklemeler hakkında incelemeler yapılmıştır. [1-5] [6] süpürme açısı, $\Lambda=50^\circ$ olan delta kanat üzerinde oluşan anlık ve ortalama akış yapısı hakkında nümerik çalışma yürütmüştür. Bu çalışmada düşük hücum açılarında çift girdap yapısı mevcut olmasına karşın yüksek hücum açılarında tekil ve daha büyük girdap yapısı elde edilmiştir. Süpürme açısı $\Lambda=45^\circ$ olan bir delta kanat kanat merkezi eksenini boyunca dönme hareketi verilerek kanat üzerindeki akış aerodinamiği deneysel olarak [7] tarafından incelenmiştir. [8] su kanalında yaptıkları deneylerde düşük süpürme açısına sahip bir kanat üzerinde ($\Lambda=50^\circ$) oluşan girdap akış tabakasını belirlemişlerdir. Yapılan bu çalışma ile düşük Reynolds sayılarında, girdap çökme noktasının ve akışın Reynolds sayısına duyarlı olduğu belirlenmiş ve girdap merkezinin kanadın merkez eksenine doğru kaydığı gözlemlenmiştir. [9] PIV ve boya görüntüleme tekniklerini kullanarak girdap çökmesi oluşumunu ve girdap etkileşimini Reynolds sayısı ve hücum açısının fonksiyonu olarak araştırmışlardır. [10] diğer bir çalışmada ise boya deneyleri destekleyici PIV tekniğini kullanarak delta kanadın oldukça yakın yüzeyindeki akış yapısını ve topolojisini araştırmış ve Reynolds sayısının çift delta kanatlı modelinde kritik bir etkiye sahip olduğunu ifade etmişlerdir. [11] geniş süpürme açısına sahip olmayan ($\Lambda=55^\circ$) kanat modellerinin kayma tabakası kararsızlıkları, girdap yapısı, girdap çökmesi, manevra kabiliyeti ve akış etkileşimlerini göz önüne alan daimi olmayan aerodinamik yapısının literatür taramasını kapsamlı bir şekilde incelemişlerdir. Hücum açısının, α artması ile akışın kendi merkez eksenini etrafında dönerek simetrik bir çift sarmal

girdap oluşturmaktadır.[12] parçacık görüntüleme hız ölçme tekniğini (PIV) kullanarak diğerlerinden daha düşük süpürme açısına $\Lambda=38.7^\circ$ sahip bir delta kanat üzerindeki anlık ve ortalama akış yapısını incelemiştir. Bu çalışmada üçgen delta kanat statik konumda tutularak değişik hücum açılarında akışın fiziğinin anlaşılması ve akış kontrol yöntemlerinin belirlenmesi amaçlanmıştır. Girdap çökmesi ve ayrılmış akış durumlarını kontrol etmek için üçgen geometriye sahip delta kanada düşük genlikte ($\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_o \sin(2\pi t/T)$; $\alpha_0 = 1^\circ$ ve $\alpha = 17^\circ$, $T = 0.5, 1.0$ ve 1.5) ve girdapların doğal frekans katlarında sinüzoidal salınım hareketi verilmiş, ayrılma yüzeyinin gelişmesindeki ilk bölgede akış yapısının kararlı hale geldiği gözlenmiştir. [13] üçgen delta kanat modelini geliştirerek üçgen kanadın arka kısmına eklenti yapılarak elde edilen Diomand ve Lambda modelleri için akışın fiziksel yapısını farklı hücum açılarında salınım hareketi vermeden incelemişlerdir. [14] kanat üzerindeki akış yapısının dönüşümünü farklı periyot zaman diliminde farklı Reynolds sayılarında kanada salınım hareketi vererek gözlemlenmişlerdir. [15] ve [16] farklı sapma ve hücum açılarında $\Lambda=40^\circ$ süpürme açısına sahip farklı tip delta kanat modelleri üzerinde oluşan akış yapısını PIV ve boya görüntüleme tekniği kullanarak nicel ve nitel olarak incelemişlerdir.

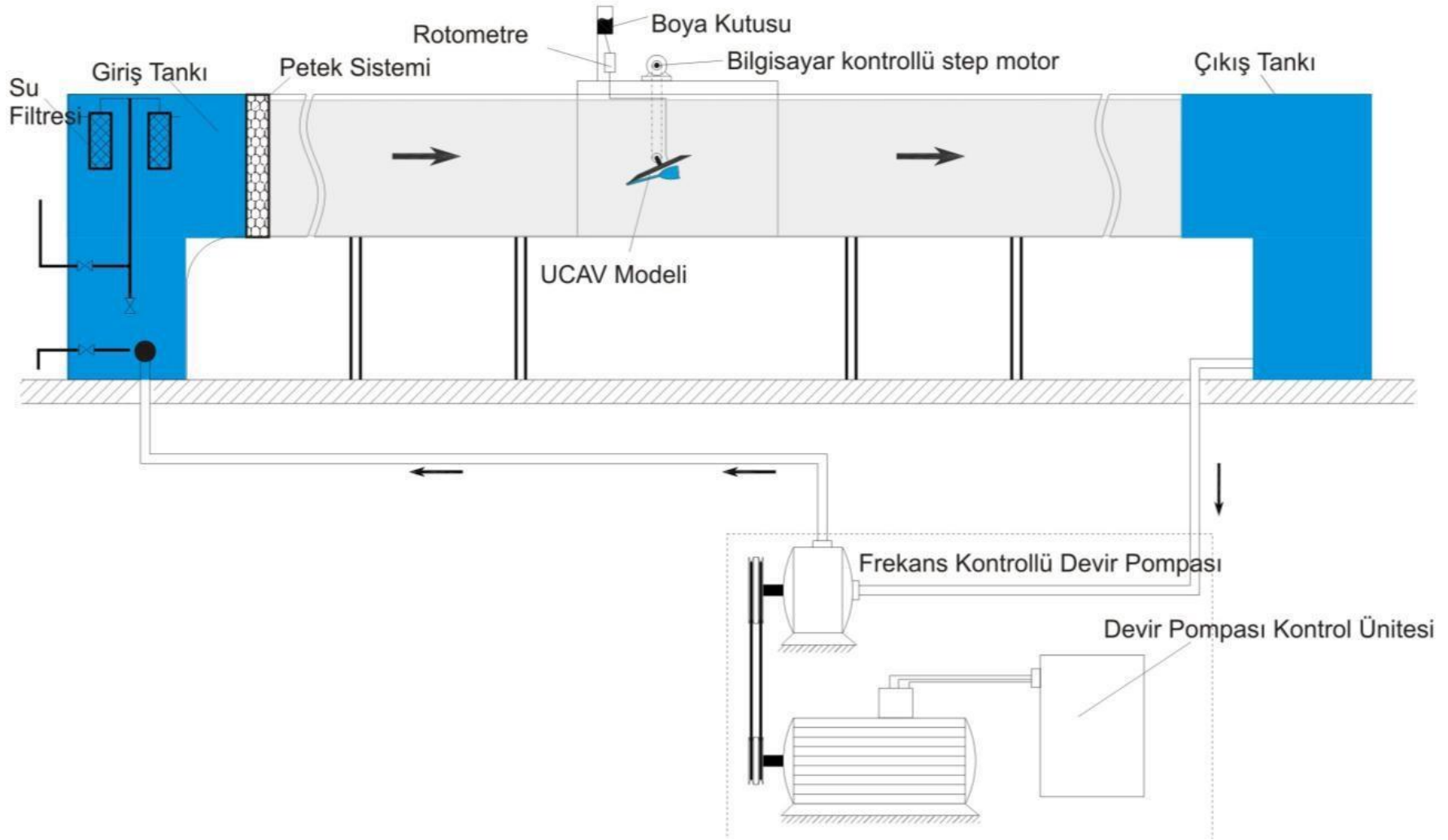
Girdap çökmesi ve ayrılmış akış durumlarının akış analizlerinin araştırılmasının yanında aerodinamik karakteristiklerinin analizlerinin de araştırılması akış kuvvet katsayılarının bilinmesi açısından önemlidir. Bu kapsamda kaldırma ve kuvvet katsayılarının girdap oluşumu ve ayrılmış akış ile olan etkilerinin incelenmesi akışın fiziksel yorumlanmasına katkı sağlamaktadır. Bu kapsamda literatür incelendiğinde; [17] temel girdap dengesi açısından delta kanatlar üzerinde oluşan kaldırma kuvveti ile hücum açısı arasındaki ilişkiyi deneysel olarak incelemişlerdir. Delta kanatın performansını etkileyen operasyonel ve geometrik parametrelerin etkilerini static durumda incelemişlerdir. [18] farklı kanat uç çaplarının $\Lambda=50^\circ$ süpürme açısına sahip delta kanat modeli üzerinde aerodinamik karakteristiklerine etkisini araştırmış ve [19]'da ise farklı kanat uç çaplarında $\Lambda=50^\circ$ süpürme açısına sahip delta kanat modeli üzerinde akış yapısı, aerodinamik kuvvet katsayıları C_L , C_D ve dönme momenti C_m ' yi incelemiştir. [20] ve [21] deneysel ve nümerik çalışmaları sonucunda esnek kanatların üzerindeki akışa olan şekil adaptasyonunun ve üzerindeki akış ayrılmasının gecikmesi bakımından rijit bir kanata göre daha iyi bir performansa sahip olduğu kanaatine varmışlardır. [22] esnek kanatların rijit kanatlardan daha fazla kaldırma kuvvetine sahip olduklarını göstermişlerdir. [23] yaptıkları deneysel çalışma ile salınım yapmakta olan jenerik bir savaş uçağı modelinin statik ve dinamik kararlılık türevlerini incelemişlerdir. Farklı hücum açılarında frekans ve genliğin salınım üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. [24] rüzgar tüneli kullanarak hareket halindeki bir geniş süpürme açısına sahip delta kanat modeli üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler (C_L ve C_D) ve dönme momenti (CPM) incelemiştir.

Bu çalışmada statik durumda düşük süpürme açısına sahip delta kanat modeli ($\Lambda= 51^\circ$) üzerinde oluşan girdap çökmesi ve ayrılmış akışın kanat modeli üzerinde aerodinamik performansa etkisi boya görüntüleme tekniği ve kuvvet ölçüm sistemi ilk defa su kanalında kurularak

deneysel olarak incelenmiştir. Deneysel çalışmada PIV tekniği kullanılmış ancak bu çalışmada akış analizinden ziyade aerodinamik performans analizi yapılmıştır. Bu kapsamda farklı hücum açılarında kuvvet katsayıları statik durumda (C_L ve C_D) ile boya görüntüleri araştırılmıştır.

2. YÖNTEM (MATERIAL AND METHODS)

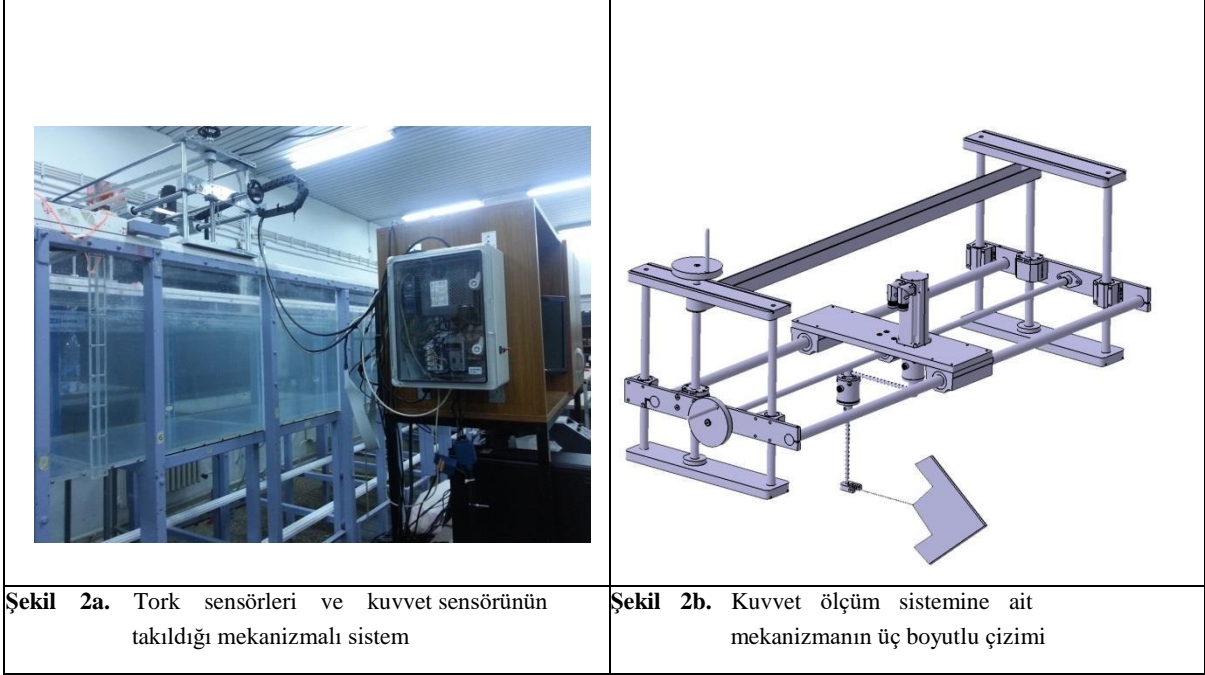
Bu çalışma Çukurova Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Akışkanlar Mekaniği Laboratuvarında kurulu olan kapalı devre açık su kanalında gerçekleştirilmiştir. Kullanılan su kanalı iki adet su deposu ve bu iki depo arasında bulunan ve ebatları 750 mm x 1000 mm x 8000 mm (yükseklik x en x boy) olan akrilik kısımdan oluşmaktadır. Girişteki su deposu ile deney kesiti arasındaki geçişi sağlamak amacıyla 2:1 oranında daralma kısmı mevcuttur. Akrilik kısım içerisinde serbest akışı sağlamak amacıyla daralma kısmından önce akım düzenleyici bulunmaktadır. Akım düzenleyicinin içinde küçük silindirik kanalcıklar bulunmaktadır ve bunlar suyun içinde oluşabilecek çalkantıları önlemektedir. Kanal içerisindeki suyun hızı, bir hız kontrol ünitesi yardımıyla değişik devirlerde çalışabilen bir santrifüj pompa ile ayarlanmaktadır. Su kanalı ve mekanizmaya ait deneysel sistemin görüntüsü ve kanalın şematik gösterimi şekil 1’de verilmiştir. Deneyler kapsamında akışın yapısı hakkında ön bilgiye sahip olabilmek amacıyla gözle gözlem tekniği olan florasan boya ile boya deneyleri yapılmıştır. Boya deneyleri, bir adet kamera (SONY HD-SR1) yardımı ile kaydedilmiştir. Boya deneylerinde laboratuvarında bulunan Lazer ünitesi kullanılmış olup lazer ışığı altında (532 nm dalga boyunda) parlayan Rhodamine 6G tipi boya kullanılmıştır. Boya delta kanada belirli bir yükseklikten ince bir hortum ile iletilmiştir. Bu hortumun ucundaki iğne, delta kanat içinde merkezi eksen boyunca açılan bir kanala yerleştirilmiştir. Boya bu kanal boyunca ilerleyerek kanadın ucuna ulaşmaktadır. [25]



Şekil 1. Kapalı devre açık su kanalı deney düzeneği, mekanizma sisteminin kanal üzerindeki görüntüsü ve kanalın şematik gösterimi

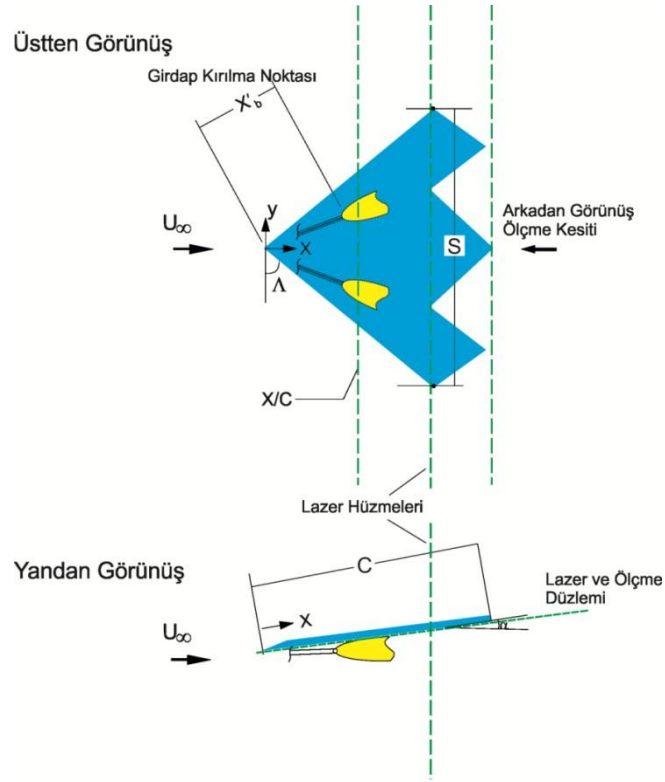
Akış aerodinamiği hakkında kuvvet analizlerinin yapılabilmesi için su kanalının üzerine yerleştirilen tork sensörlerinin ve kuvvet sensörünün takıldığı

mekanizma sistemi ve kanat bağlantısını gösteren sisteme ait fotoğraf şekil 2a ve 2b'de gösterilmiştir.

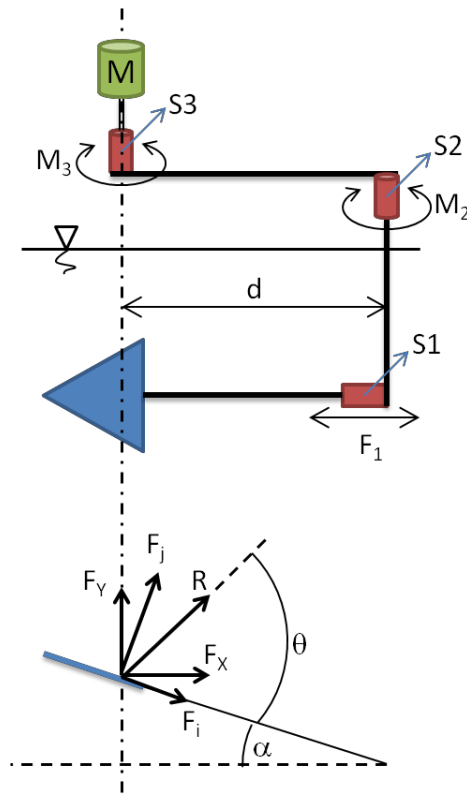


Araştırmada öngördüğümüz UCAV benzeri delta kanat modeli şekil 3'de verilmiştir. Kanadın süpürme açısı $\Lambda = 51^\circ$ alınmış olup veter uzunluğu $C=168$ mm ve genişliği $S = 205$ mm olarak alınmıştır. Kanat için Reynolds sayısı 10.000 değerinde tutulmuştur. Kanat yan yüzey yanıl açısı 45° ve kanat kalınlığı 6 mm olarak belirlenmiştir. Kanat modeline ait şematik görüntü şekil 3.1 de verilmiştir.

Su kanalı üzerine kurulan kuvvet ve tork sensörlerine ait sistemin şematik gösterimi şekil 4'te verilmiştir.

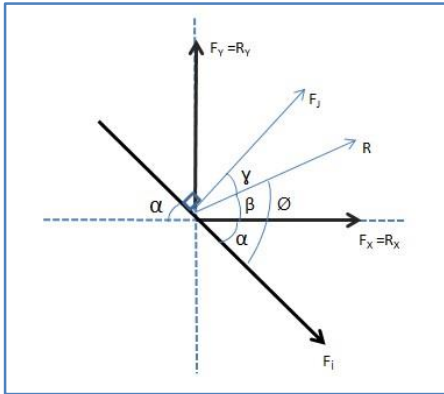


Şekil 3. Düşük süpürme açısına sahip delta kanat modeline ait deneysel düzenlemenin şematik çizimi



Şekil 4. Tork sensörlerinin ve kuvvet sensörünün şematik gösterimi ve kuvvet bileşenleri

Sistem, yeşil renkle gösterilmiş servo motorun ekseninde dönmektedir. Bu eksen, mavi renkle gösterilmiş olan delta kanadın ağırlık merkezinden geçmektedir. Kullanılan 3 adet sensör kırmızı renkle gösterilmiştir. Birinci sensör S1, kuvvet sensörü iken, ikinci ve üçüncü sensörler S2 ve S3, tork sensörleridir. S1, F_1 kuvvetini ölçmekte, S2 ve S3 ise sırasıyla M_2 ve M_3 momentlerini ölçmektedir. Motor eksenini ile S2 eksenini arasındaki mesafe d ile gösterilmiştir. Sisteme üstten bakıldığında, hücum açısı α ile gösterilmiştir. Akışın etkisi ile delta kanat üzerinde oluşan bileşke kuvvet R , delta kanat doğrultusu arasındaki açı θ ile gösterilmiştir. Bileşke kuvvetin, delta kanat doğrultusundaki eksen sistemine göre bileşenleri F_i ve F_j iken, suyun akış doğrultusundaki eksen sistemine göre bileşenleri ise F_x ve F_y 'dir. S1 sensörü doğrudan F_i kuvvetini ölçmektedir (Aşağıda serbest cisim diyagramı verilmiştir). S3 sensörünün ölçtüğü M_3 momenti, döndürme momenti olup (P , pitching moment) S2 sensörünün ölçtüğü M_2 momenti ise $F_j \cdot d + P$ şeklindedir. d değeri bilindiğinden, F_j değeri de buradan hesaplanır. F_i ve F_j değerlerinden R bileşke kuvveti ile θ açısı hesaplanır. Sonrasında bu değerler ve bilinen α hücum açısı kullanılarak F_x ve F_y hesaplanmıştır.



Kanat üzerinde oluşan kuvvet ve momentlerden yola çıkılarak C_D ve C_L katsayıları elde edilmiştir.

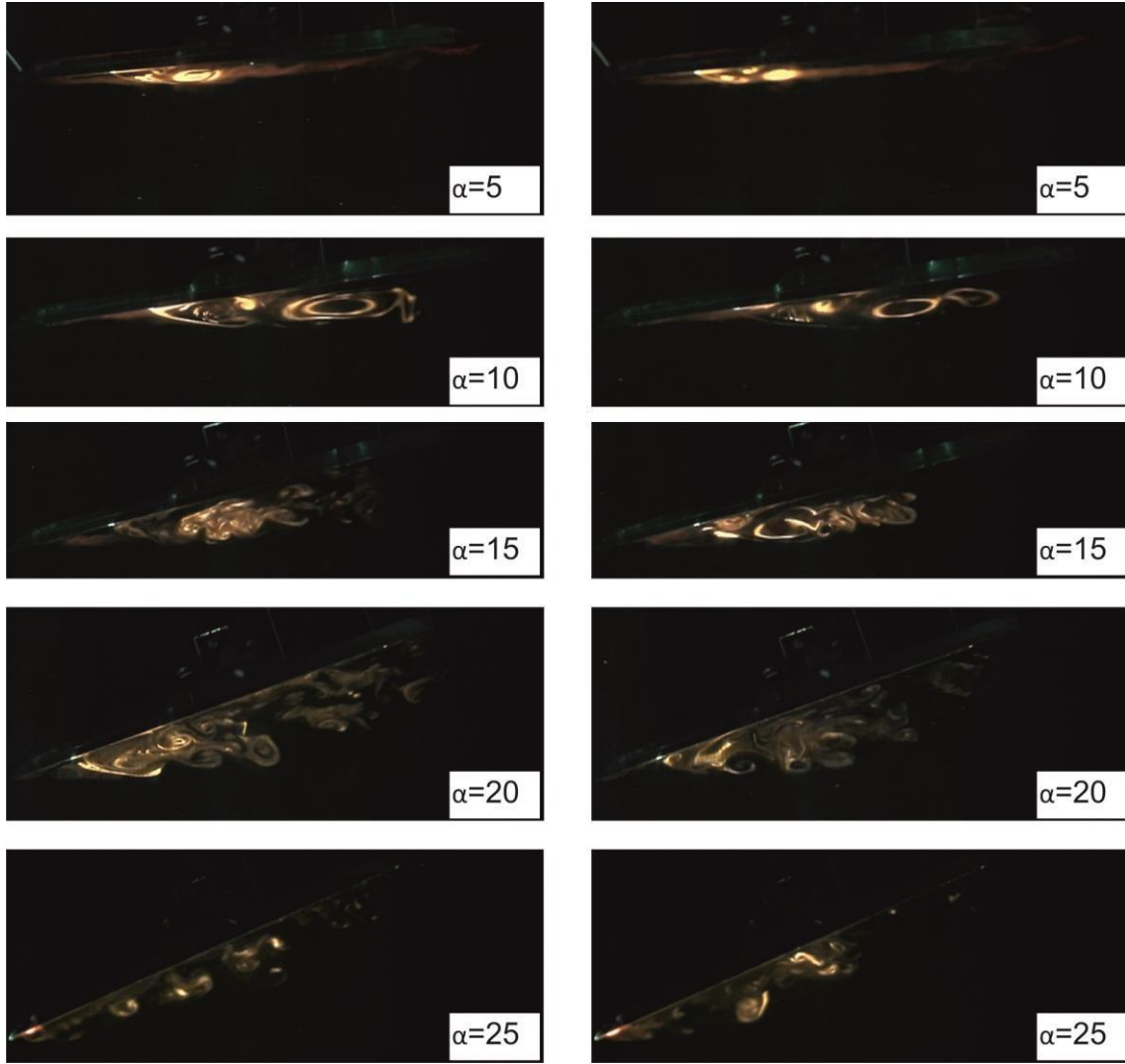
$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_D} \quad C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U^2 \cdot A_L}$$

3. BULGULAR (RESULTS AND DISCUSSIONS)

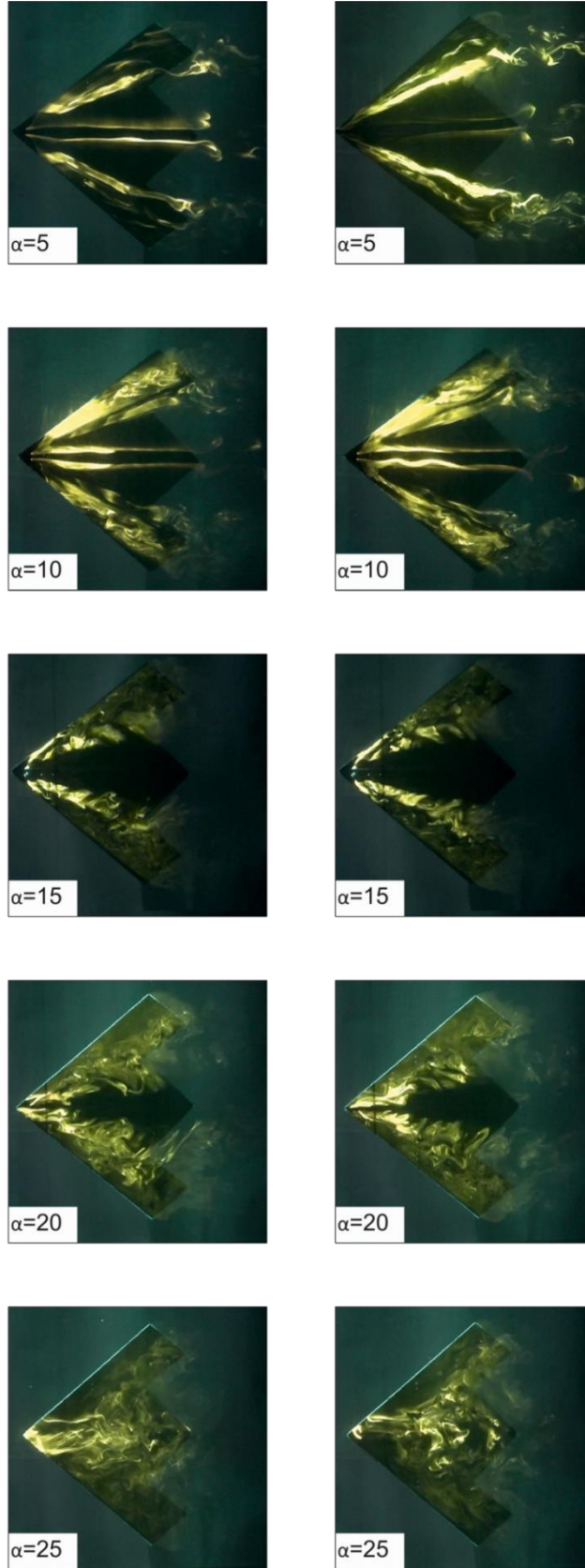
Boya Deneyleri

Delta kanada ait boya deney sonuçları Reynolds=10000'de sırasıyla yandan ve üstten Şekil 5 ve 6'da gösterilmektedir. Delta kanat için boya deneyleri değerlendirildiğinde; Düşük hücum açılarında $\alpha=5^\circ$ ve 10° için boyutsuz girdap çökme noktası L/C 1.17 ve 0.97 değerlerini alırken hücum açısının artırılması ile birlikte yani $\alpha=15^\circ$ ve 20° için ise L/C değeri 0.46 ve 0.25 değerlerini almaktadır. Hücum açısının $\alpha=25^\circ$ değeri için L/C

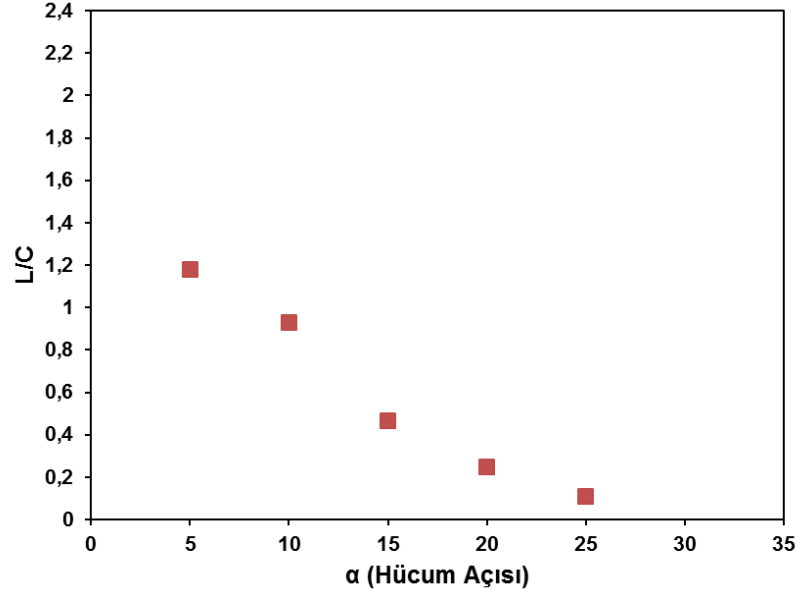
değeri 0.1 yani neredeyse kanadın ucuna doğru oluştuğu görülmektedir. Hücum açısı büyüdükçe girdap çökme noktası kanadın ön uç kısmına doğru yaklaşmaktadır (Şekil 7). Literatürde de bilindiği üzere, süpürme açısı büyük delta kanatlarda girdaplar, düşük süpürme açılara göre kanat yüzeyinden uzak bölgede oluşmaktadır. Hücum açısı büyüdükçe girdap çökmesi kanadın firar kenarından hücum kenarına doğru hareket etmektedir. Bir başka deyişle, hücum açısı büyüdükçe girdap çökme noktası ile kanat ucu arasındaki mesafe azalmaktadır. Delta kanat üzerindeki akış yapısının doğal yapısında, kanadın ucundan başlamak üzere bir çift sarmal spiral girdap ve belirli bir mesafeden sonra bu girdapların merkezinde oluşan girdap çökmeleri oluşmaktadır. Hücum açısının $\alpha=5^\circ$, 10° ve 15° değerleri için, kanat uç girdaplarının merkezi eksenleri açık bir şekilde görülebilmektedir. Ayrıca, bu sarmal spiral girdaplar kanat ucundan belirli bir mesafeden sonra çökmektedirler. Kanat üzerinde simetrik bir akış söz konusudur. Hücum açısının $\alpha=5^\circ$ değeri için girdap çökmesinin kanadın arka kısmının hemen biraz ilerisinde oluştuğu ve hücum açısının $\alpha=10^\circ$ değerinde ise kanadın hemen en arka noktasına oldukça yakın yerde oluştuğu söylenebilir. Hücum açısının $\alpha=15^\circ$ değerinde girdap çökmesinin kanadın ortalarında oluştuğu ve hücum açısının $\alpha=20^\circ$ olması durumunda ise girdap çökmesinin kanadın uç kısmına yakın bir yerde oluştuğu görülmektedir. Hücum açısının artması ile yani $\alpha=25^\circ$ değerinde girdap en uç kısmında görülmekle birlikte bu açıda artık ölü akış bölgesi oluşmaktadır. Ölü akış bölgesi hücum açısının $\alpha=25^\circ$ değerinde kanadın neredeyse tamamını kaplamaktadır. Girdap çökmesinden sonra kanat üzerindeki girdapsal akış daha da karmaşık ve düzensiz olmaktadır. Üstten görünüş boya deneyinde (şekil 6) görüldüğü üzere $\alpha=5^\circ$, 10° ve 15° hücum açılarında delta kanat merkezi ekseninin üst köşesinde ikincil bir girdap oluşmaktadır. Kanat üzerinde oluşan ikincil girdap $\alpha=20^\circ$ den sonar kaybolmaktadır.



Şekil 5. Delta kanada ait Reynolds=10000'de yandan görünüş boya deney sonuçları



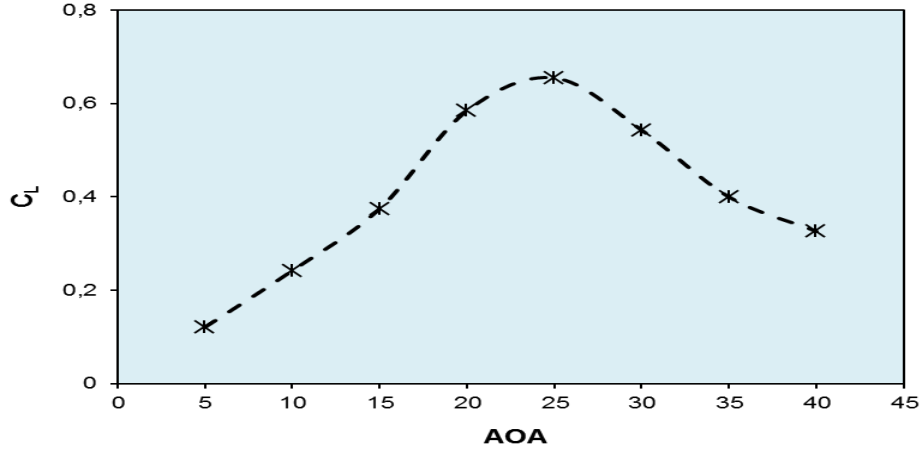
Şekil 6. Delta kanada ait Reynolds=10000'de üstten görünüş boya deney sonuçları [26]



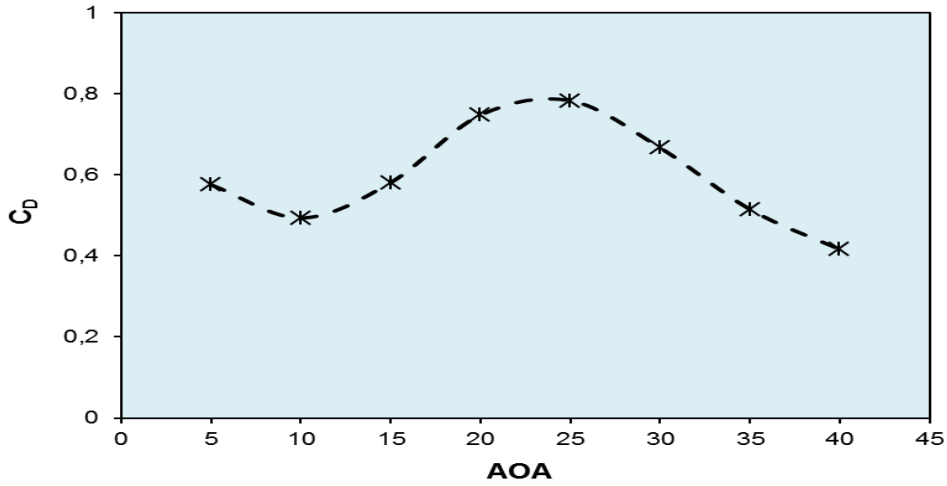
Şekil 7. Girdap çökmesi noktasının hücum açısı ile değişimi

Kuvvet Deneyleri

Statik durumda düşük süpürme açısına sahip UCAV benzeri delta kanat modeli üzerinde kararsız girdapların oluşturduğu vortex aerodinamiği üzerindeki etkileri incelenmiştir. Deneysel bu çalışmada C_L (Kaldırma katsayısı) ve C_D (Sürüklenme Katsayısı) değerleri sabit hücum açılarının artırılması ile elde edilmiştir. Delta kanat modeli üzerinde oluşan aerodinamik karakteristiklerden kaldırma katsayısı, C_L , sürüklenme katsayısı Şekil 8’de ve C_D , ise statik durumda Şekil 9’de gösterilmiştir. Şekil 8’de delta kanat modeli için kaldırma katsayısı, C_L ile hücum açısının grafiği verilmiştir. Şekilde görüldüğü üzere kanat modelinin eğimi 25^0 ye kadar artmaktadır. Hücum açısının 25^0 den daha da yukarıya çıkarılması durumunda eğim düşmektedir. Bu kapsamda hücum açısının 25^0 olması durumunda girdap çökmesi oluşmakta ve bu açıdan sonra ölü akış bölgesinin (stall region) meydana geldiği gözlemlenmektedir. Girdap çökmesi ve ölü akış bölgesinin oluşumunu kaldırma kuvvet katsayısının düşmesine neden olmaktadır. Bu kapsamda Şekil 9’da ise sürüklenme katsayısı, C_D ile hücum açısının grafiği gösterilmiştir. Sürüklenme katsayısı, kaldırma kuvveti katsayısında olduğu gibi 25^0 hücum açısına kadar artmakta iken bu açıdan sonra düşmektedir. En yüksek C_L ve C_D değerleri 25^0 hücum açısında meydana gelmektedir.



Şekil 8. Kaldırma kuvvet katsayısının, C_L , hücum açısı ile değişimi



Şekil 9. Sürüklenme kuvvet katsayısının, C_D , hücum açısı ile değişimi

Bu kapsamda ölü akış ve girdap çökmesinin olduğu hücum açısında, $\alpha=25^\circ$ için, delta kanada ait en yüksek kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayıları sırasıyla 0.65 ve 0.78'dir.

4. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmada aerodinamik kuvvet analizi boya ve kuvvet ölçüm sistemi ile su kanalında deneyler gerçekleştirilerek analiz edilmiştir. Bu kapsamda deneylerden elde edilen sonuçlar incelendiğinde aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

- Düşük hücum açılarında kanadın ön kısmında bir çift spiral simetrik girdabın olduğu görülmüştür. Girdap çökmesinden hemen sonra eş düzey girdaplar büyüyerek daha geniş bir alanı kaplamaktadır. Ayrıca ana girdaplar arasında ikincil girdapların da olduğu görülmüştür.
- C_L ve C_D değerleri 25° hücum açısına kadar artmakta bu açıdan sonra düşmektedir.

- $\alpha = 25^\circ$ 'de daha hücum açısında girdap çökmesi (vortex breakdown) ve ölü akış bölgesi (stall region) oluşmaktadır.
- Girdap çökme noktası, hücum açısının artması ile kanadın firar kenarından hücum kenarına doğru yaklaşmaktadır.
- Kanat üzerinde oluşan akış, kanat yüzeyine oldukça yakın gerçekleşmekte

5. TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENTS)

Bu çalışmada yazar, TÜBİTAK'a sağlamış olduğu finansal destekten dolayı 112M908 Proje Numaralı proje desteği için teşekkür etmektedir. Yazar ayrıca Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimine OKÜBAP-2014-PT3-038 numaralı projeye sağlamış olduğu maddi desteklerden dolayı da teşekkürlerini iletmektedir.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Rockwell, D., "Vortex-Body Interactions. Annual Review of Fluid Mechanics", Vol.-J-30, pp. 199-229, 1998.
- [2] Menke, M., and Gursul, I., "Unsteady Nature of Leading Edge Vortices", Physics of Fluids, Vol. 9, No, 10, pp. 2610-2616,1997.
- [3] Akilli, H., Sahin, B., and Rockwell, D., "Control of Vortex Breakdown by a Transversely-Oriented Wire", Physics of Fluids, Vol.13, No.2, pp.452-463, 2001.
- [4] Sahin, B., Akilli, H., Lin, J.-C., and Rockwell, D., "Vortex Breakdown-Edge Interaction: Consequence of Edge Oscillations", AIAA Journal, Vol.39, No.5, pp.865-876, 2001.
- [5] Ozgoren, M., Sahin, B., and Rockwell, D., "Vortex Breakdown from a Pitching Delta Wing Incident Upon a Plate: Flow Structure as the Origin of Buffet Loading", Journal of Fluids and Structures, Vol.16, No.3, pp.295-316, 2002.
- [6] Gordnier, R. E, and Visbal MR., "Higher-order compact difference scheme applied to the simulation of a low sweep delta wing flow. AIAA 2003-0620", 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, NV., 2003.
- [7] Matsuno, T., and Nakamura, Y., "Self-Induced Roll Oscillation of 45 Degree Delta Wings", 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000.
- [8] Taylor, G. S., Schnorbus, T., and Gursul, I., "An Investigation of Vortex Flows over Low Sweep Delta Wings", AIAA-2003-4021, AIAA Fluid Dynamics Conference, 23-26 June, Orlando, FL., 2003.
- [9] Elkhoury, M. and Rockwell, D., "Visualized Vortices on Unmanned Combat Air Vehicles Planform: Effect of Reynolds Number", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 5, pp. 1244-1246, 2004.
- [10] Elkhoury, M., Yavuz, M. M. and Rockwell, D., "Near-Surface Topology of a Unmanned Combat Air Vehicles Planform: Reynolds Number Dependence", Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 5, September/October, 2005, 1318-1330, 2005.
- [11] Gursul, I., Gordnier, R. and Visbal, M., "Unsteady aerodynamics of non-slender delta wings", Progress in Aerospace Sciences 41, pp.515-557, 2005.
- [12] Yaniktepe, B., and Rockwell D., "Flow structure on a delta wing of low sweep angle", AIAA Journal, 42(3):513-23, 2004.
- [13] Yaniktepe, B., and Rockwell D., "Flow Structure on Diamond and Lambda Planforms: Trailing-Edge Region", AIAA Journal, Vol. 43, No. 7, pp. 1490-1500,2005.
- [14] Yavuz M. M., "Transformation of flow structure on a delta wing of moderate sweep angle during pitch-up maneuver," Journal of Fluids and Structures, vol. 33, pp. 59-69, 2012..
- [15] Sahin B., Yayla S., Canpolat C., and Akilli H., "Flow structure over the yawed non-slender diamond wing", Aerospace Science and Technology, vol. 23, no. 1, pp.108-119, 2012.
- [16] Canpolat C., Yayla S., Sahin B., and Akilli H., "Observation of the Vortical Flow over a Yawed Delta Wing", Journal of Aerospace Engineering, vol. 25, no. 4, pp. 613-626, 2012.
- [17] Lee M. and Ho C.,M., "Lift force of delta wings, Applied Mech.Rev.", Vol. 43,No. 9, pp. 209-221, 1990.
- [18] Verhaagen N. G., "Effects of Leading-Edge Radius on Aerodynamic Characteristics of 50o Delta Wings," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando-Florida,2010.
- [19] Verhaagen N. G., "Flow over 50^o Delta Wings with Different Leading-Edge Radii," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando-Florida, 2011.
- [20] Waszak, R. M., Jenkins, N. L., Ifju, P., "Stability and Control Properties of an Aeroelastic Fixed Wing Micro Aerial Vehicle," AIAA Paper 2001-4005, presented at the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Montreal,Canada, Aug. 6- 9, 2001.
- [21] Lian, Y., Shyy, W., "Numerical Simulations of Membrane Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications", Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 4, pp. 865-873, 2005.
- [22] Ho, S., Nassef, H., Pornsinsirak, Tai, Y-C., and Ho, C-M., "Unsteady Aerodynamics and Flow Control for Flapping WingFlyers," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 39, pp. 635-681, 2003.
- [23] Altun M. and İyigün İ., "Dynamic Stability derivatives of a maneuvering combat aircraft model", Journal of Aeronautics and Space Technologies, Vol. 1 No. 3, pp.19-27, 2004.
- [24] Kawazoe H., and Kato S, "Effects of Leading Edge Separation Vortex of Flexible Structure delta Wing on Its Aerodynamic Characteristics", JSME International Journal, Vol.49, No. 4, pp. 1049-1055., 2006.
- [25] Şahin B., Akilli H., Öztürk N.A., Karakuş C., Kahraman A., Akar A., Yaniktepe B., Özalp C. ve Gürlek C., "Akışkanlar mekaniği uygulamalarında parçacık görüntülemeli hız ölçme tekniği (PIV)", Ç.Ü. Müh. Mim. Fak. Dergisi, Cilt:18, Sayı: Özel sayı, s:103-111, 2003.
- [26] Yaniktepe B, Ozalp C, Sahin B, Cag S, "Experimental Investigation of Surface Flow Structure over Non-Slendar Diamond Wing", 7th International Exergy, Energy and Environment Symposium (IEEES7-2015, ENSIAME-UVHC, Valenciennes, France, p 51, 27-30 April, 2015.