

## DÖRT ÇUBUK MEKANİZMALI ÇIRPAN KANATLI HAVA ARACI YAPIMI, ANALİZİ VE TESTLERİ

M.Gülay Şenol<sup>1</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

K.Bilge Arıkan<sup>2</sup> ve D. Funda Kurtuluş<sup>3</sup>  
Atılım Üniversitesi, Ankara  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmanın amacı çirpan kanatlı dört-çubuk mekanizmasının tasarlanması ve deney çalışmasının yapılmasıdır. Dört-çubuk mekanizma sisteminin kinematik analizi çirpan kanat hareket denklemi kullanılarak yapılmıştır. Çift sarkaç mekanizması kullanılmış olup hareket bir serbestlik derecesine sahiptir. Dört çubuk mekanizması aktivasyonu için mikrodenetleyici ile sürülen servo motor kullanılmıştır. Kanat sabit hücum açısıyla çirpma hareketi yapmaktadır. Sensör kullanarak havada asılı kalma durumu için kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Ayrıca havada asılı kalma durumu için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Sayısal ve deneysel sonuçlar tartışılmış ve karşılaştırılmıştır.*

### GİRİŞ

İnsansız hava araçları teknolojisi günümüzde büyük bir hızla ilerlemekte ve kullanımı her geçen gün artmakta, askeri ve sivil amaçlı birçok görevde kullanılmaktadır. İlerlemekte olan üretim teknolojileri ile mikro boyutlarda hava araçları üretilebilmektedir. Çirpan kanatlı sistemler mikro insansız hava araçları arasında büyük bir öneme sahiptir. Bu araçlar üstün uçuş performansı ve yüksek manevra kabiliyetiyle sabit kanatlı hava araçlarının yetersiz kaldığı birçok görevi gerçekleştirebilmektedir.

Çirpan kanatlı mikro hava araçlarında temel amaç, hafif malzemeler kullanarak ve az miktarda enerji harcayarak havada kalabilmeyi sağlamaktır. Literatürdeki çalışmalara bakıldığında genel olarak çirpan kanatlı mekanizmalar için DC motor ve dört-çubuk mekanizması kullanılmış olduğu gözlemlenmektedir. Önceki çalışmalardaki örneklerden bir kaçısı şu şekildedir. Madangopal vd. [2005] ortak kranklı dört çubuk mekanizması beraberinde motor kullanarak 15 g ağırlığında kanat açıklığı 15 cm olan bir mekanizma üretmişlerdir. Maryland Üniversitesi'nde [Bejgerowski, 2009] yapılan çalışmalarda 25 cm kanat açıklığına sahip 12.8 g ağırlığında mikro çirpan kanat mekanizması üretilmiştir. Hareket iletimi ortak kranklı dört çubuk mekanizması ve dişliler sayesinde sağlanmaktadır. Motor frekansı 7 Hz iken mekanizma 65°'lik çirpma hareketi üretmektedir. Tokyo Üniversitesi'ndeki bir grup tarafından [Takahashi, 2010] güveden (hawk moth *Manduca sexta*) esinlenerek kanat açıklığı 25 cm olan, 6.8 g ağırlığında mikro hava aracı tasarlanmıştır. Motor ve lityum pil kullanılarak 13 Hz de çalıştırılmıştır. Çirpma hareketini elde etmek için dişli ve ortak kranklı dört çubuk mekanizması kullanılmıştır. 52° çirpma hareketi elde edilmiştir. Kanat yüzeyinde oluşan basınç miktarını ölçmek için MEMS basınç sensör çipi kullanılmıştır. Sahahi vd. [2012] tarafından yapılan çalışmada motor ve kol-sarkaç mekanizması kullanılarak mikro hava aracı tasarlanmıştır. Uzun boyları (kol, biyel, sarkaç, sabit) sırasıyla 1.41 mm, 8.41 mm, 20 mm, 8.53

<sup>1</sup> Doktora Öğrencisi, ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: gulay.senol87@gmail.com

<sup>2</sup> Yrd. Doç. Dr., Atılım Üni. Mekatronik Müh. Böl., E-posta: kutlukarikan@atilim.edu.tr

<sup>3</sup> Doç. Dr., ODTÜ Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: funda.kurtulus@ae.metu.edu.tr

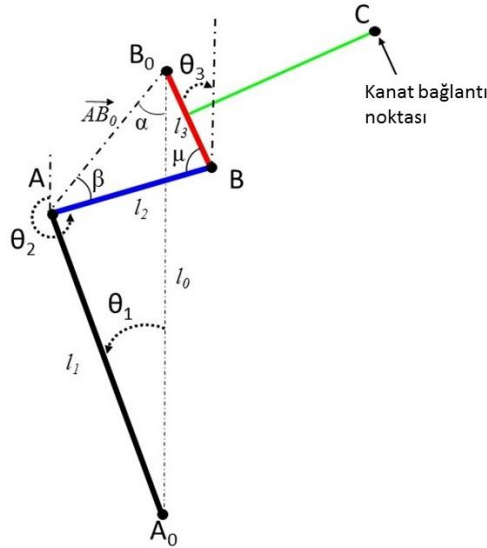
mm dir. Dört çubuk mekanizması 90°'lik çarpma sağlamaktadır. Mekanizmanın ağırlığı 15 g, kanat boyu 36 cm dir. Büyük ve küçük kanat boyutları için ileri doğru itme kuvveti değerleri karşılaştırılmıştır.

Bu çalışmanın temelini oluşturan düşük Reynolds sayılarında deneysel ve sayısal çalışmalar ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde önceki dönemlerde yapılmıştır [Kurtulus, 2005, 2015, 2016; Akay vd. 2007, Günaydinoğlu vd. 2009, Kurtulus vd. 2004, 2005, 2006].

Bu çalışma da dört-çubuk mekanizma sisteminin kinematik analizi çırpan kanat hareket denklemi kullanılarak yapılmıştır. Havada asılı kalma durumu için hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri yapılmıştır. Sayısal ve deneysel sonuçlar tartışılmış ve karşılaştırılmıştır.

## YÖNTEM

Çırpan kanatlı hava araçları tasarımlarında çoğunlukla dört uzuvlu mekanizmalar kullanılmıştır. Dört uzuv mekanizmaları kendi içerisinde üçe ayrılır: dört çubuk, krank-biyel, kol-kızak. Dört çubuk mekanizmaları uzuv adlarına göre isimlendirilir. Sabit uzva bağlı iki uzuvda tam bir dönme yapıyorsa "çift kol", sabit uzva bağlı iki uzuvda salınım yapıyorsa "çift sarkaç", bir uzuv tam dönme yaparken diğeri salınım yapıyorsa "kol-sarkaç" diye adlandırılır. Bu çalışma kapsamında dört çubuk mekanizması türlerinde olan çift sarkaç mekanizmasının kinematik analizi kosinüs teoremi ve açılar kullanılarak yapılmıştır. Bu sistemde bir sabit ( $l_0$ ) üç hareketli çubuk ( $l_1, l_2, l_3$ ) bulunmaktadır.  $A_0$  ve  $B_0$  noktaları sabit noktalar olup hareket  $A_0$  noktasına verilmektedir. Hareket bir serbestlik derecesine sahiptir.



Şekil 1: Çırpan kanat mekanizması

$\alpha$ ,  $\beta$  ve  $\mu$  açıları tanımlanmış ve buradan yola çıkarak  $\theta_2$  ve  $\theta_3$  açıları bulunmuştur.  $\theta_3$  açısı mekanizmanın çıktığı açıdır aynı zamanda kanat çarpma açısı bilgisine bize vermektedir. Bu çalışma da Konkuk Üniversitesi [Syaifuddin, 2005] tarafından yapılan çalışma örnek alınmıştır. Çubuk boyları  $l_0=3.8$  cm,  $l_1=3$  cm,  $l_2=0.8$  cm ve  $l_3=0.75$  cm olarak belirlenmiştir.

$$\alpha = \arccos\left(\frac{l_1^2 + l_0^2 + \overline{AB_0}}{2\overline{AB_0}l_0}\right) \quad (1)$$

$$\beta = \arccos\left(\frac{-l_3^2 + l_2^2 + \overline{AB_0}}{2\overline{AB_0}l_0}\right) \quad (2)$$

$$\mu = \arccos\left(\frac{l_3^2 + l_2^2 - |AB_0|^2}{2l_1l_3}\right) \quad (3)$$

$$\theta_2 = 360 - \beta - \alpha \quad (4)$$

$$\theta_3 = 180 - \beta - \alpha - \mu \quad (5)$$

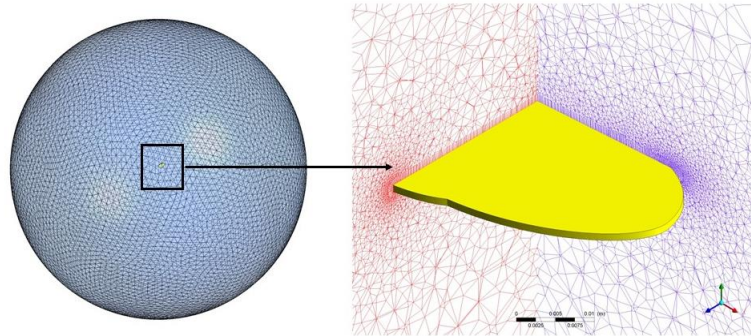
Matlab kullanılarak kinematik analiz ve hareket simülasyonu yapılmıştır. Girdi açısı  $20^\circ$ , çıktı açısı  $85.9^\circ$ 'dir. Kanat son çubuk olan  $l_3$ 'e sabit hücum açısıyla ( $0^\circ$ ) sabitlenmiştir. Kanat yukarı aşağı çarpma hareketi yapmaktadır. Sabit nokta olan  $B_0$ , kanat koordinat sistemidir. Kanat hareketi zamana ve frekansa bağlı sinüs fonksiyonu olarak belirtilmiştir. A çarpma genliğini, f çarpma frekansını ve t zamanı göstermektedir.

$$\phi(t) = A * \sin(2\pi ft) \quad (6)$$

## UYGULAMALAR

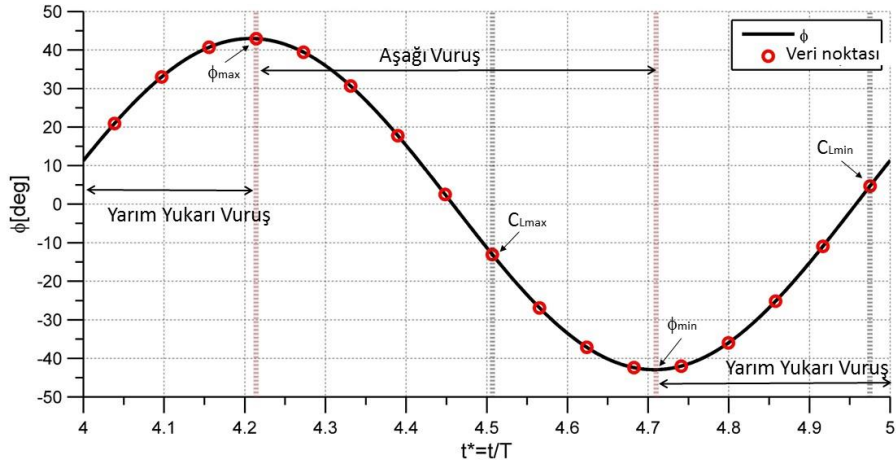
### Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi ve Sonuçları

Bu kısımda 3 boyutlu kanat modelinin Ansys-Fluent kullanılarak sayısal analizi yapılmıştır. Akış laminar karaktere sahiptir. Çarpma hareketi (UDF)(user-defined function) kullanıcı tarafından tanımlanmış fonksiyonla verilmiştir. Analizlerde serbest örgü yapısı kullanılmıştır. Örgü yapısı ve kanada yakın kısımlardaki örgü yapısı Şekil 2'de görüldüğü gibidir. Havada asılı kalma durumunda tüm örgü yapısının hareket ettirilmesi uygundur. Bunun için Fluent programının "remeshing" yeniden örgü yapısı oluşturma seçeneği kullanılmıştır. Dış alan "pressure-outlet" seçilirken iç alan "wall" seçilmiştir. Least Squares Cell Based method hesaplamada kullanılmıştır. Kanat etrafında O-tipi ağ yapısı kullanılmıştır. Dış alanın çapı 1000 mm'dir.

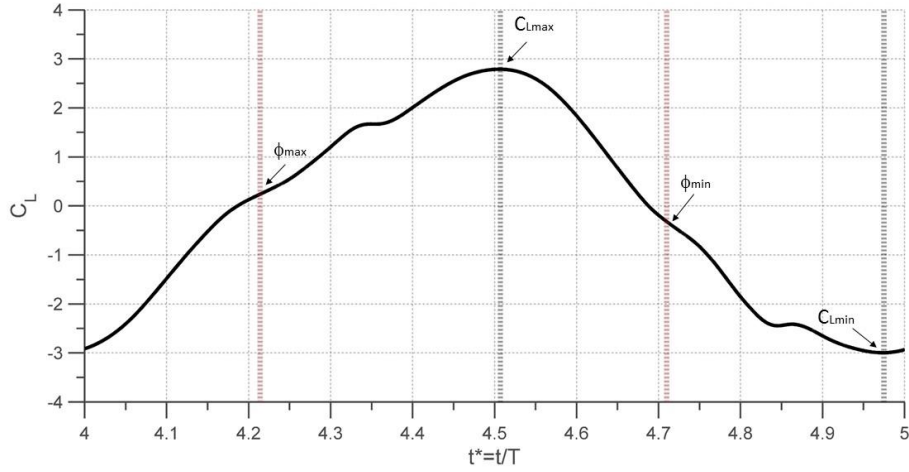


Şekil 2:Tüm alan ağ yapısı (solda) ve kanadın yakınındaki örgü yapısı (sağda)

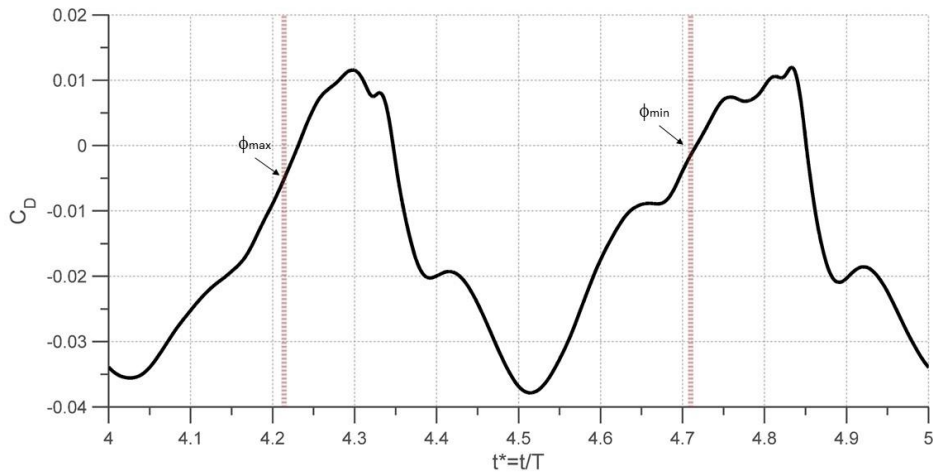
**Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Sonuçları:** Girdi açısı  $20^\circ$ , çarpma açısı  $85.9^\circ$  ve çarpma frekansı  $5.85 \text{ Hz}$ 'dir. Şekil 3'te anlık çarpma açısı grafiği görülmektedir. Şekil 4 ve Şekil 5 de bir periyot için kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti katsayısı grafiği görülmektedir. Yukarı vuruş ve aşağı vuruş zaman aralıkları boydan boya kırmızı çizgiler çizilerek gösterilmiştir. Pozitif kaldırma kuvveti aşağı vuruş sırasında, negatif kaldırma kuvveti ise yukarı vuruş sırasında oluşmaktadır. Kaldırma kuvveti grafiğinde bir periyot boyunca bir tepe noktası oluşmaktadır. Sürüklenme kuvveti grafiğine bakıldığında iki farklı pozitif tepe noktası görülmektedir. Bunlardan bir tanesi yukarı vuruş sırasında diğeri ise aşağı vuruş sırasında oluşmaktadır. Ortalama sürüklenme kuvveti katsayısı  $-0.014$  bulunmuştur. Sonuç olarak havada asılı kalma durumunda itme kuvveti (negatif sürüklenme kuvveti) oluşmaktadır.



Şekil 3: Anlık açısal değişim



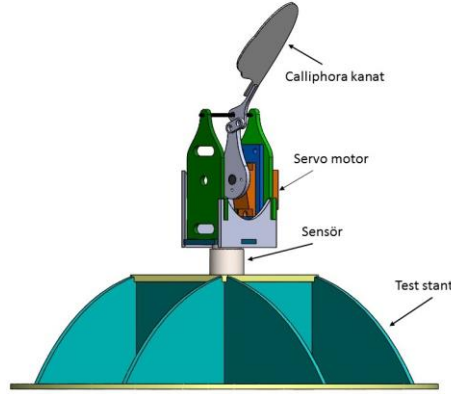
Şekil 4: Kaldırma kuvveti katsayısı değişimi



Şekil 5: Sürükleme kuvveti katsayısı değişimi

## Deney Düzeneği ve Sonuçlar

3 boyutlu mekanizma Solidworks kullanılarak tasarlanmış ve üretilmiştir (Şekil 6). Sistem temelde pleksi cam malzeme kullanılarak üretilmiştir. Bağlantılar için rulman, metal çubuk, segman ve yapıştırıcı kullanılmıştır. Servo için tutucu bir sistem tasarlanmıştır. Ayrıca sensör ile sistem arasındaki bağlantı ve test düzeneği tasarlanmıştır. Kanat şekli bir tür sinek olan Calliphora Erythrocephala'den alınmıştır. Kanat uzunluğu 58.47 mm, veteri ise 29.25 mm'dir. Mekanizmaya servo motor (ART-Tech mini Servo AS-100) kullanarak hareket verilmiştir. Motor Arduino mikro kontroller ile kontrol edilmiştir.



Şekil 6: Deney düzeneği CAD çizimi

Deney sırasında ATI nano 17 sensör sistemi kullanılmıştır. Sensörden direk ölçtüğümüz kuvvete net kuvvet denir. Net kuvvet yer çekimini, katma kütle, atalet kuvvetini ve aerodinamik kuvveti kapsamaktadır. Yer çekimi kuvveti "bias" tuşu ile ortadan kaldırılmıştır. Katma kütle sahte kütle olarak da adlandırılır ve özellikle sıvı ortamlarda oluşur. Örneğin, bir kanat suyun içerisinde ivmelendiğinde, suyun kinetik enerjisi değişir ve ivmelenmeye tepkisel kuvvet oluşur. Havada yapılan deneylere etkisi göz ardı edilebilir. Atalet kuvveti Newton'un ikinci yasasından yola çıkılarak hesaplanmaktadır. Atalet kuvveti kütle ile ivmelenmenin çarpımının negatifine eşittir. İvmelenen kanat hem aerodinamik kuvvet hem de atalet kuvveti üretebilir.

$$\vec{F} = m\vec{a} \quad (7)$$

$$\vec{F} = -m\vec{a} = -mr\vec{\alpha} \quad (8)$$

$$\vec{F} = -\int_0^R \alpha r \rho dr = -\alpha \frac{r^2}{2} m = -\alpha \frac{R}{2} m \quad (9)$$

Bu çalışmada çarpma frekansları çok yüksek olduğu için ivmelenmede yüksektir. Bu sebeple çok miktarda atalet kuvveti oluşmaktadır. Atalet kuvvetini net kuvvetten çıkararak aerodinamik kuvvet bulunabilir. Sayısal hesaplamada anlık çarpma açısı kullanılarak, anlık hız ve anlık ivme hesaplanmıştır [Hong vd., 2008] (Denklemler 7-9) Hesaplamalarda kanat ağırlığı (2 gr) ve kanat ucunun dönme eksenine olan uzaklığı kullanılmıştır (Çizelge 1).

Çizelge 1: Hesaplanmış maksimum açısal hız, açısal ivme ve atalet kuvveti

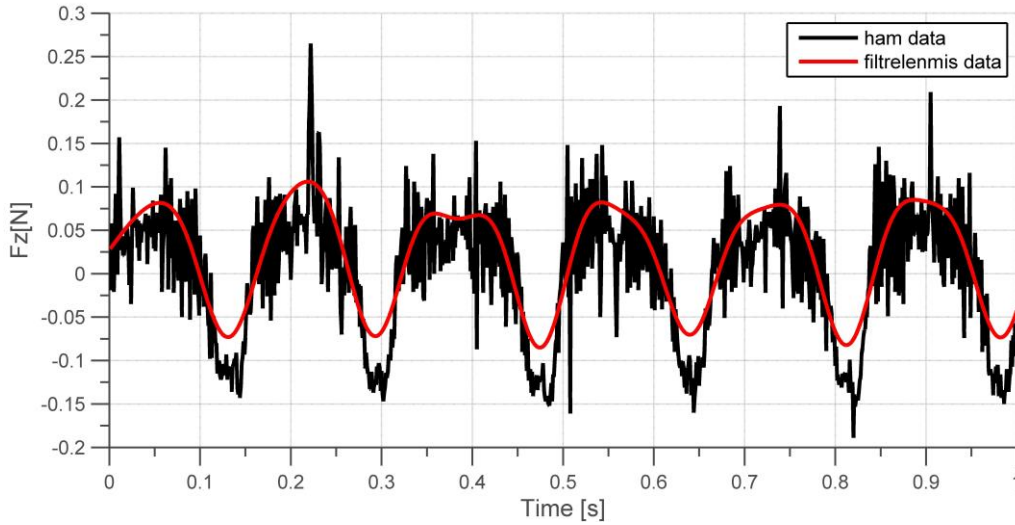
| Max Açısal Hız[rad/s] | Max Açısal İvme[rad/s <sup>2</sup> ] | Max Atalet Kuvveti[N] |
|-----------------------|--------------------------------------|-----------------------|
| 27.5565               | 1012.9                               | 0.0902                |

Sensör ölçümlerinden FFT analizi sonucunda elde edilen çarpma frekansı 5.85 Hz, filtreleme frekansı ise 11.71 Hz'dir. Filtreleme esnasında 5. Dereceden Butterworth low pass filtre kullanılmıştır. Şekil 7'de filtrelenmemiş ve filtrelenmiş net kuvvet grafiği verilmektedir.

Çizelge 2: Deneysel ve hesaplamalı sonuçların karşılaştırılması

|     | Filtrelenmiş Net Kuvvet | Hesaplanmış Atalet Kuvveti | HAD Analizi Sonucu | Hes. Atalet Kuv+HAD Analizi Sonucu |
|-----|-------------------------|----------------------------|--------------------|------------------------------------|
|     | [N]                     | [N]                        | [N]                | [N]                                |
| Max | 0.096                   | 0.085                      | 0.0052             | 0.0902                             |

Çizelge 2’de ölçülen kuvvetler, hesaplanmış atalet kuvveti ve HAD analizi sonucu görülmektedir. Hesaplanmış atalet kuvveti ile HAD analizi sonucu toplandığında sensör ile ölçülmüş net kuvvet sonucuna yakın bir sonuç elde edilmektedir. İki sonuç arasındaki farklılıklar mekanizma üretim ve ölçüm hatalarından kaynaklanmaktadır.



Şekil 7: Filtrelenmiş net kuvvet ve filtrelenmemiş net kuvvet

Kanat 1 mm kalınlığında ve pleksi cam malzemeden üretilmiştir. Bu malzeme sabit bir malzeme olmasına rağmen bükme momenti ve kıvrılma veya dönmeye maruz kalabilmektedir. Bu özelliklerden dolayı deneysel sonuçlarda HAD sonuçlarına göre farklılıklar göstermektedir. Sensör kullanılarak alınan ölçüme grafiklerde negatif yönde sapma daha fazla olmaktadır. Bunun sebebi yüksek çarpma frekansı, kanatın esnek olması, mekanizmadaki boşlular (metal çubuklar, segmanlar ve rulmalar).

### SONUÇ

Dört-çubuk çırpan kanat mekanizması bir serbestlik derecesine sahip sabit hucüm açısıyla çarpma hareketi yapan bir tür mekanizmadır. Sayısal analizler sonucunda ileri itme kuvveti elde edildiğine karar verilmiştir. Sonuç olarak, bu tarz mekanizmalarda hareketin izlediği yolun ve kinematik değişkenlerin örneğin çarpma frekansı ve çarpma açısı aerodinamik kuvvetlerin oluşumunda çok büyük öneme sahip olduğu anlaşılmıştır. Gelecekteki çalışmalarda, farklı çarpma hareketine sahip piezoelektrik malzeme kullanılarak hareketi tetiklenebilen çırpan kanat mekanizmaları üretilebilir. Bunlar farklı kanat tipleri (esnek olan, esnek olmayan) ile denenerek maksimum kaldırma kuvvetine ve itme kuvvetine ulaşılabilir.

### TEŞEKKÜR

Bu çalışma TUBİTAK (213M327) ve TUBA-GEBİP ödülleri (2012-18) tarafından desteklenmiştir, çalışmalarımıza verdikleri destekten dolayı teşekkür ederiz.

**Kaynaklar**

- Akay B, Kurtulus DF, Alemdaroglu N, 2007, “*Unsteady Aerodynamics of Different Wing Profiles at Low Reynolds Number*”. RTO-MP-AVT-146, NATO AVT-146 Symposium on Platform Innovations and System Integration for Unmanned Air, Land and Sea Vehicles, 14-17 May 2007, Florence, Italy
- Bejgerowski, W., Ananthanarayanan, A., Mueller, D., Gupta, S.K., 2009, “*Integrated product and process design for a flapping wing drive-mechanism.*” ASME Journal of Mechanical Design, vol. 131, p. 061006.
- Gunaydinoglu E, Kurtulus DF, 2009, “*Numerical investigation of pure plunge and pitch/plunge motions at low Re number.*” Proceeding of International Symposium on Light Weight Unmanned Aerial Vehicle Systems and Subsystems, UAS LW 2009, Oostend Belgium, 11-13 March 2009
- Hong, Y., Altman, A., 2008, “*Lift from Spanwise Flow in Simple Flapping Wings*”, Journal of Aircraft, Vol. 45, No.4.
- Kurtulus D.F., 2005, “*Numerical and Experimental Analysis of Flapping motion in Hover.*” Application to Micro Air Vehicles, Ph.D Thesis, UNIVERSITE DE POITIERS, METU, Potiers, France, June.
- Kurtulus DF, 2015, “*On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at  $Re=1000$* ”, International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 7, No 3, pp 301-326, September 2015
- Kurtulus DF, 2016, “*On the wake pattern of symmetric airfoils for different incidence angles at  $Re=1000$* ,” International Journal of Micro Air Vehicles, Vol 8, No:2, pp. 109-139
- Kurtulus DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N, 2006, “*A Parametrical Study with Laser Sheet Visualization for an Unsteady Flapping Motion.*” AIAA-2006-3917, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, San Francisco, California USA, 5 - 8 June.
- Kurtulus DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N, 2006, “*Laser Sheet Visualization for Flapping Motion in Hover.*” AIAA-2006-0254, 44rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 9 - 12 Jan.
- Kurtulus DF, Farcy A, Alemdaroglu N, 2004, “*Numerical Calculation and Analytical Modelization of Flapping Motion.*” Proceeding of 1st European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition. Braunschweig, Germany, 13-14 July.
- Kurtulus DF, Farcy A, Alemdaroglu N, 2005, “*Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoil in Hovering Flight at Low Reynolds Numbers.*” AIAA-2005-1356, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 10 - 13 Jan.
- Madangopal, R., Khan, Z.A., Agrawal, S.K., 2005, “*Biologically inspired design of small flapping wing air vehicles using four-bar mechanisms and quasi-steady aerodynamics.*” ASME Journal of Mechanical Design, vol. 127, pp. 809-816.
- Sahahi, R., Galloway, K.C., Karpelson, M., Wood, R.J., 2012, “*A flapping-wing micro air vehicle with interchangeable parts for system integration studies*” IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems.
- Syaifuddin, M., Park, Yoon, J. K., Goo, N.S., 2005, “*Design and evaluation of LIPCA-actuated flapping device*” Smart Structures and Materials, Vol. 5764.
- Takahashi, H., Aoyama, Y., Ohsawa, K., Tanaka, H., Iwase, E., Matsumoto, K., Shimoyama, I., 2010, “*Differential pressure measurement using a free-flying insect-like ornithopter with an mems sensor.*” Bioinspiration and Biomimetics, vol.5, p. 036005 (7pp).