

ÜÇ BOYUTLU ÇIRPAN DÜZ PLAKANIN SAYISAL ANALİZİ

Begüm DİZMAN¹ ve D.Funda KURTULUŞ²

Orta Doğu Teknik Üniversitesi,
Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ANKARA

ÖZET

Çırpan kanatlı Mikro İnsansız Hava Araçları çalışmaları son zamanlarda büyük önem kazanmış olup, gelecekte sivil ve askeri alanda yaygın bir şekilde kullanılacaktır. Mikro Hava Araçlarının kanat mekanizması, kuşların ve böceklerin kanat hareketine benzer yapıda olup, yüksek manevra yapabilir özelliktedirler. Düşük Reynolds sayılarında da uçabilme özelliğine bu çırpma hareketi sayesinde sahip olabilmektedirler. Mikro Hava Araçlarının başarılı bir şekilde uçuşunun anlaşılması için zamana bağlı aerodinamik performansının iyi incelenmesi gerekmektedir. Bu çalışma üç boyutlu düz bir plakanın sayısal akışkanlar dinamiği yöntemi ile incelenmesini kapsamaktadır. Bu sayısal simülasyonda kanat farklı hücum açılarında iken ($5^{\circ}, 3^{\circ}, 45^{\circ}$) belli bir süpürme açısında (30°) hareket verilmiştir. Bu çalışmada 3 boyutlu kanat ve bulunduğu havuz çizilerek modellenmiş ve kod ile belirtilen frekansta dinamik ağ ile analizler gerçekleştirilmiştir. Laminar Navier Stokes denklemleri kullanılmıştır ve plaka hızı düşük ve dolayısıyla Reynolds sayısı düşük bırakılmıştır. Bu çalışmanın amacı sayısal analizle üç boyutlu zamana bağlı kanadın kuvvet ve basınç etkilerinin incelenmesidir. Ayrıca bu çalışmada farklı düzlemler üzerinde hız vektörleri ve akış yolu etkileri de incelenmiştir.

GİRİŞ

Kuşlar ve böcekler çırpma hareketi ile kaldırma ve itme kuvvetini oluştururlar ve bu hareketler mikro hava araçlarının tasarımı için rehber olmuştur. Knoller ve Betz [Knoller, 1909 ; Betz, 1912] dikey hareketle birlikte efektif hücum açısıyla meydana gelen aerodinamik kuvvetler olan kaldırma ve itme oluşmasına çalıştı. Bunun gibi deneysel araştırmalar Karman-Burger itme kuvveti oluşması hipotezini destekledi.

Jones ve Platzer [Jones ve Platzer, 2009] de çırpan mikro hava araçlarını sayısal ve deneysel olarak test etti. Akış görüntüleme ve Lazer Doppler hız ölçümü deneysel olarak kullanıldı ve bu yöntemlere ek olarak panel yöntemi ve Navier Stokes hesaplamaları sayısal araştırma olarak kullanıldı. Bu çalışmalar çırpan kanadın aerodinamik karakteristiğini ve kombinasyonlarını araştırmak için kullanılır. Ayrıca çırpan mikro hava araçlarının uçuşu sayısal yöntem kullanılarak incelendi [Willis vd. , 2007; Persson vd. , 2012]. Bu incelemelerde bir çalışma çerçevesi oluşturuldu ve Navier Stokes Denklemlerini çözmek için Galerkin yöntemi ve panel yöntemi kullanıldı.

Kuşların uçuşunu ve kararsız kanat çırpma hareketini anlamak için düşük Reynolds sayısında bir çok çalışma yapılmıştır [Tuncer vd., 1996; 1998; Isogai vd., 1999].

Sayısal akış dinamiği, akış fiziğini anlamak için deneyle birlikte kullanılabilen bir alternatif yöntemdir. İki boyutlu ve üç boyutlu çırpma/süpürme yapan kanatçıklar için çeşitli bir çok araştırma yapılmıştır. [Masarati vd., 2012 ; Lin ve Hu, 2003].

Son zamanlarda çırpan kanat aerodinamiği ile ilgili sayısız birçok yayın yayımlandı ve bu alanda büyük ilgi toplamıştır. Böcek, kuş gibi biyolojik uçan canlılarla ilgili [Grodnitsky, 1999;

Pennycuick,2008] ve Mikro hava araçları [Floreato vd. ,2009 ; Mueller,2001] ile ilgili son çalışmalar kitaplarda yer almaktadır.

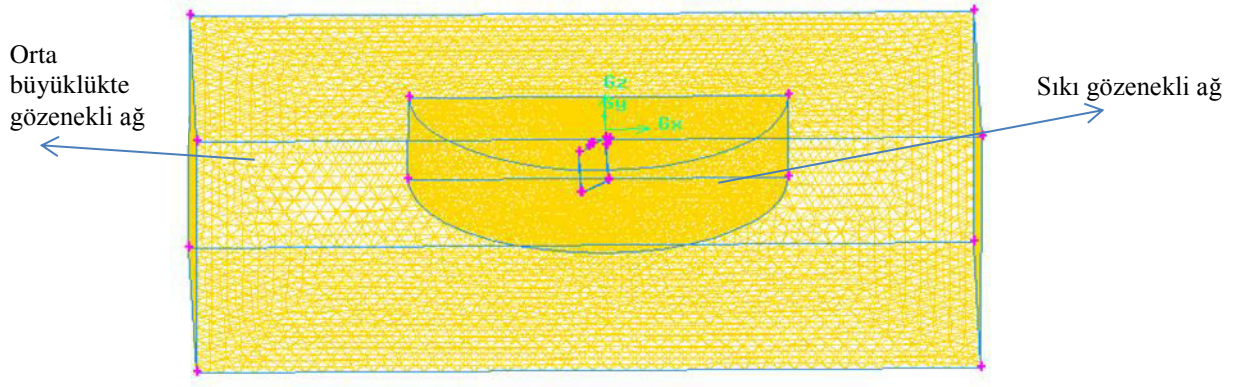
Bazı araştırmacılar Hawkmoth Manduca Sexta modeli kanadın hava akışı görüntüleme çalışmasını yapmıştır [Ellington vd.,1996 ; Van den Berg ve Ellington,1997]. Onlar robotik bir böcek tasarlayıp Hawkmoth Manduca Sexta böceğinin kanat aerodinamiğini incelediler. Hatta Liu ve Kawachi [Liu ve Kawachi,1998] ve Liu vd. [Liu vd.,1998] aynı kanat modeline sayısal olarak çalışarak Navier Stokes denklemleriyle kanadın etrafındaki kararsız ve akışmaz akışı incelediler. Hawkmoth modeli kanat gerçek çırpma hareketini yapacak şekilde tasarlandı. Sonuçlar Ellington vd.'nin [Ellington vd.,1996] yaptığı çalışmadaki sonuçlarla aynıdır.

Son yıllarda ODTÜ'de de çırpın kanatla ilgili sayısal veya deneysel olarak çalışmalar yapılmıştır. Kurtuluş [Kurtuluş,2005] havada asılı konumdaki çırpın kanat kesitinin sayısal ve deneysel analizini yapmıştır. Bu çalışmada amaç, girdap dinamiğinin sayısal ve deneysel analizlerle incelenmesidir. Hücüm açısı, hız değişme zamanı, dönme eksen ve Re gibi birçok parametre değişimleri ile çalışma yapılmıştır. Kanat kesiti simetrik olup akışkan sıkıştırılmaz ve laminardır. Yapılan incelemelerde Reynolds 500 ile 2000 arasındadır. Deneysel yöntem olarak hem lazer tabakası hem de PIV kullanılmıştır. Bulunan sonuçlar sayısal sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Kurtuluş vd. [2004,2005,2006] düşük Reynolds sayılarında 2 boyutlu çırpın kanat kesitleri aerodinamiğini deneysel ve sayısal olarak karşılaştırmıştır. Son olarak, Kurtuluş [Kurtuluş,2015;2016] sabit NACA 0012 kanat kesitinin $Re=1000$ 'deki girdap izlerinin oluşturduğu farklı tiplerine ve girdap kopma frekansına (Strouhal sayısına) göre sınıflandırılmıştır.

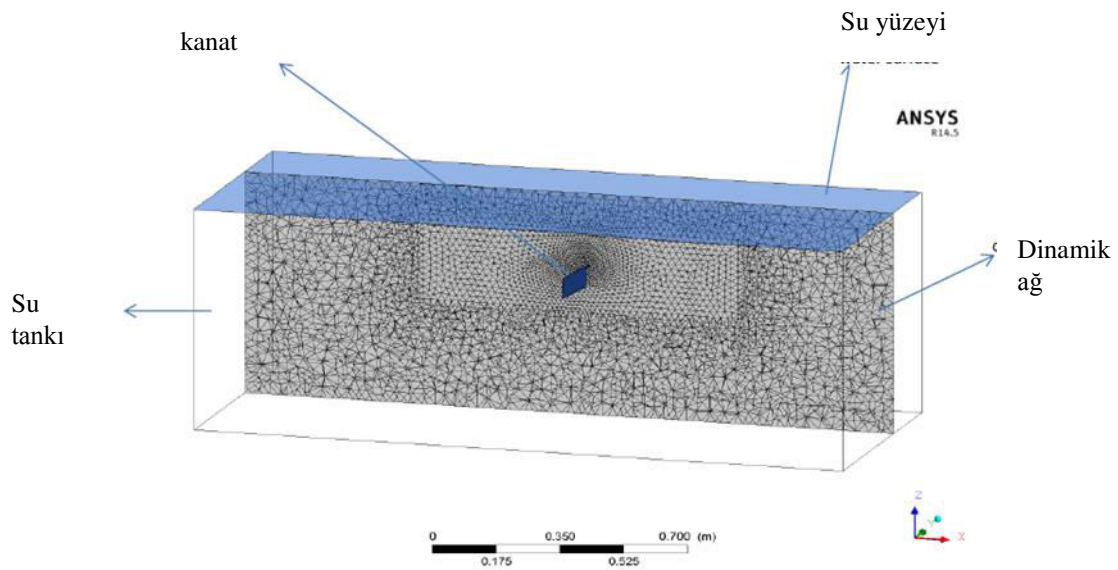
Günaydinoğlu [Günaydinoğlu,2010] iki boyutlu sayısal bir çalışma yaparak çırpın kanat profillerini hem havada asılı durumda hem de belli hızda düşük Reynolds sayısında iken incelemiştir. İki boyutlu Navier Stokes denklemleri dinamik ağ kullanarak çözülmüştür. Kanat profili olarak SD7003 modeli kullanılmıştır. Hızlı [Hızlı,2012] çırpın kanat çalışmasını hem deneysel hem de sayısal olarak incelemiştir. Dört adet kanat profili kullanılmış olup bunlar SD7003, NACA0012,%10 kalınlıkta eliptik ve %10 kalınlıkta düz plakadır. Bu çalışmanın amacı kanat profillerini yunuslama ve süpürme hareketinde incelemek ve sayısal ve deneysel yöntemi birbiriyle karşılaştırıp yöntemlerin geçerliliğini sınamaktır. Sayısal yöntemde Navier Stokes denklemleri, deneysel yöntemde ise PIV tekniği kullanılmıştır. Mutlu [Mutlu,2014] çırpın kanattaki üç boyutlu akışı incelemek için bir mekanizma geliştirdi. Mutlu'nun çalışmasının amacı çırpın kanadı test eden bir düzenek geliştirmekti. Böylece bu düzenekle kanadın üzerine etkiyen kuvvet ve momentler ölçülebilecekti. Mutlu'nun kullandığı kanat modeli Zimmerman kanat modeli olup deneyler su tankında gerçekleştirilmiştir. Kanada yunuslama ve süpürme hareketi ayrı ayrı ve birleşik olarak verilmiş olup kuvvet ve moment değerleri ölçülmüş ve karşılaştırılmıştır.

YÖNTEM

Üç boyutlu kanadın ve su tankının katı modeli Gambit yazılımı kullanarak modellenmiştir. Ağ olarak dinamik ağ kullanılmıştır. Ağ sıklığını belirlemek için çok küçük gözenekli, orta büyüklükteki gözenekli ve büyük gözenekli ağ modellemesi yapılarak bir çalışma yapılmış olup ve üç durumda da analiz yapılmıştır. Büyük gözenekli ağ ile yapılan analizin ağ kalitesi düşük, çok küçük gözenekli ağ analizinde çok zaman alması nedeniyle orta büyüklükteki dinamik ağ ile çalışmalar yapılmıştır. Daha iyi ve gerçeğe yakın sonuç almak için kanadın süpürme alanı etrafına daha sıkı ağ modellemesi yapılmıştır. (Şekil 1 ve Şekil 2)



Şekil 1 : 3 boyutlu dinamik ağ görünümü



Şekil 2 : Kesitteki ağ görünümü

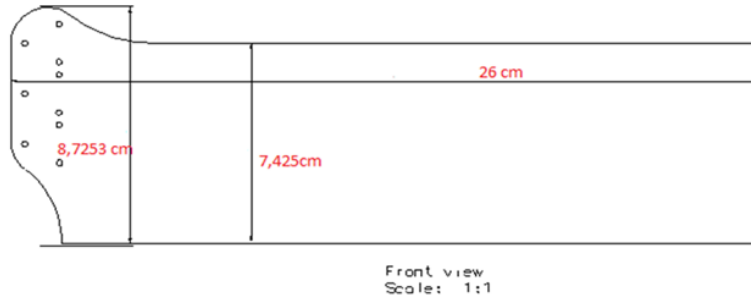
Ağ statik olmayıp dinamik olup simülasyon boyunca şekli ve yapısı değişir. Çalışma sıvısı sudur ve akış alanı sıkıştırılamayan akış yolu düzgün bir akıştır. Düşük Reynolds rejiminde çırpın kanadın etrafındaki akışı analiz etmek için üç boyutlu zamana bağlı Navier Stokes denklemleri sıkıştırılamayan, düzgün ve üç boyutlu akış için kullanılmıştır.

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (1)$$

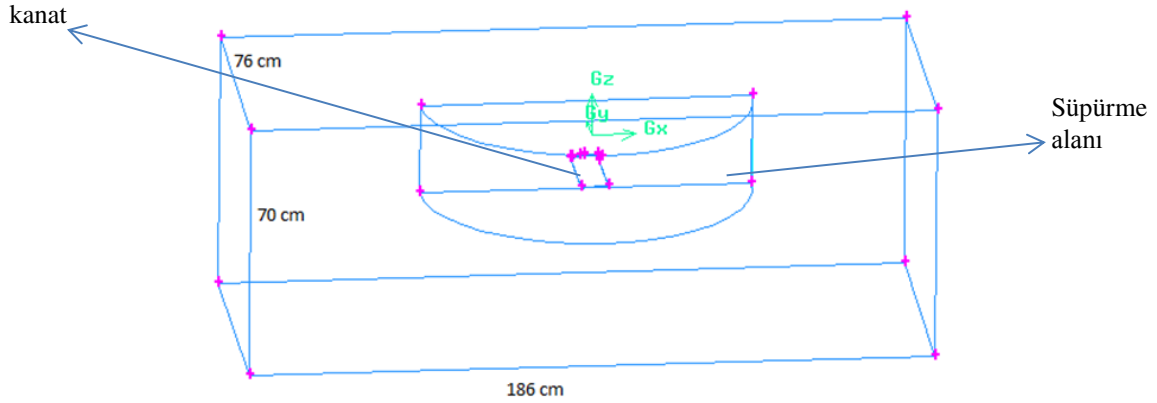
$$\frac{d\vec{V}}{dt} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \nabla^2 \vec{V} \quad (2)$$

V hız, p akışkan yoğunluğu, p basınç ve ν kinematik viskozitedir.

ANSYS Fluent 14.0 yazılım programı sayısal araştırma için kullanılmıştır. Program sonlu hacim yöntemi ile korunum denklemlerini çözmeyi hedeflemiştir. Birbirine bağlı basınç-hız çifti denklemleri SIMPLE(basit) ve tamamen kapalı denklemlerle çözülmüştür. Çözüm zamana ve uzaya bağlı ve 2. dereceden denklemlerdir. Aşağıdaki şekil 3 ve 4, kanadın ve su tankının boyutlarını ve profilini sırasıyla göstermektedir.



Şekil 3 : Düz Plaka



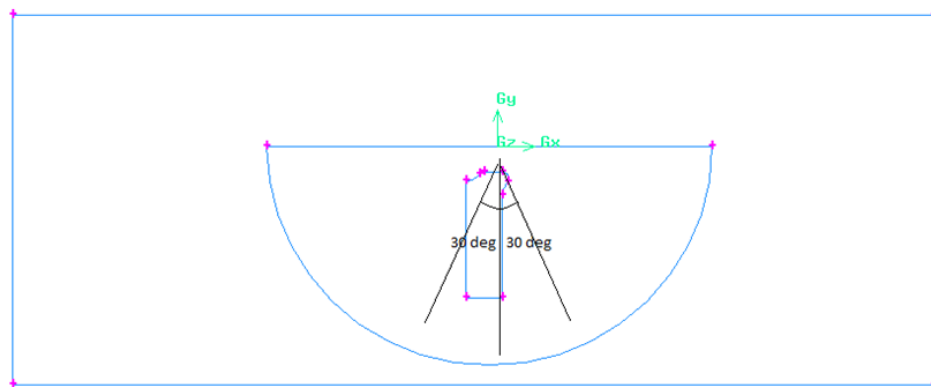
Şekil 4 : Su tankı ve dinamik ağ modeli

UYGULAMALAR

Kanat Kinematiği: 7.425 cm kanat genişliği ve 26 cm uzunluğu olan düz plakanın havada asılı durumdaki sinüzoidal hareket fonksiyonu aşağıdaki denklemle elde edilmiştir.

$$\theta = A \cdot \sin(2\pi f t) \quad (3)$$

A süpürme açısı olup 30° , f kanat süpürme frekansı olup 0.1 Hz'dr. Hücum açısı $5^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ olup sinüzoidal süpürme hareketi boyunca sabit olup bu açılar Gambit ile modellenirken kanat o açıda döndürülerek elde edilmiştir. Bu süpürme hareketi kullanıcı tarafından belirlenmiş UDF (User Defined Function) bir matlab fonksiyonudur. Su tankı duvarları ve kanat yüzeyleri sınır koşulları olarak belirlenmiştir.

Şekil 5 : 60° süpürme büyüklüğünde (30° açısı) düz plakanın hareketi ($5^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ hücum açıları)

Kanat ucu hızı:Kanadın ucundaki hızını kanadın uzunluğunu süpürme açısal hızı çarpılarak bulunur.

$$V = |\dot{\theta}|b \quad (4)$$

$$|\dot{\theta}| = 2\pi fA \quad (5)$$

$|\dot{\theta}|$: süpürme açısal hızı büyüklüğü

b: kanat uzunluğu (26 cm)

f: frekans (0.1 Hz)

A: süpürme açısı ($\pi/6$ (30°))

$\theta = 0.327$ bulunur. Buradan da kanat ucu hızı $V=0.085$ m/s bulunur.

Boyutsuz zaman simgesi t^* aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$A = \frac{t}{T} \quad \text{ve} \quad T = \frac{1}{f} = 10 \text{ s} \quad (6)$$

Sürüklenme ve kaldırma kuvveti katsayıları ise aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (7)$$

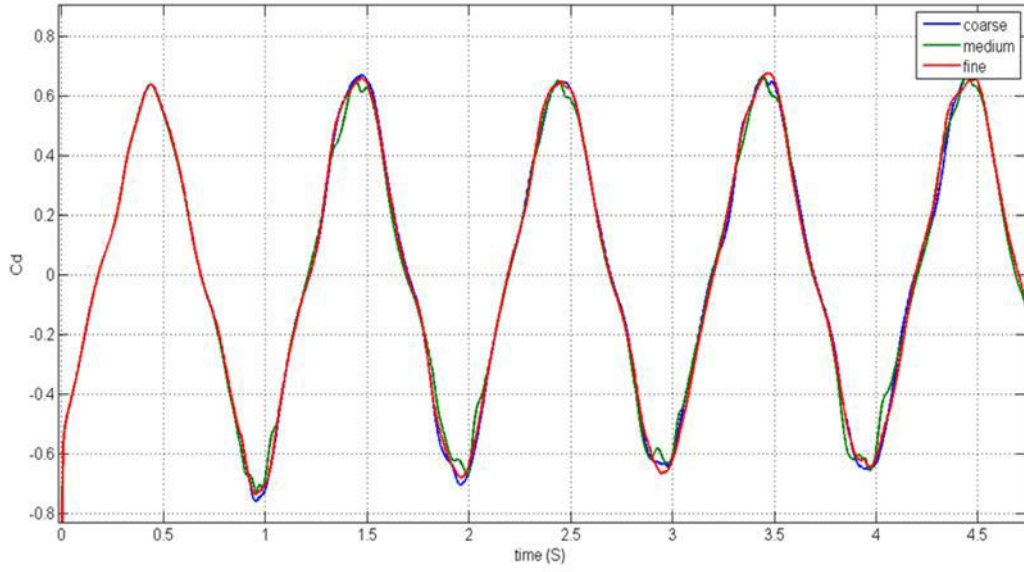
$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U^2 S} \quad (8)$$

Reynolds Sayısı:Reynolds sayısı atalet kuvvetlerinin ağıdalı kuvvetlere bölüm oranıdır. L_{ref} referans uzunluk , U_{ref} ise referans hızdır. ν , akışkanın kinematik viskozitesi olup sabittir.

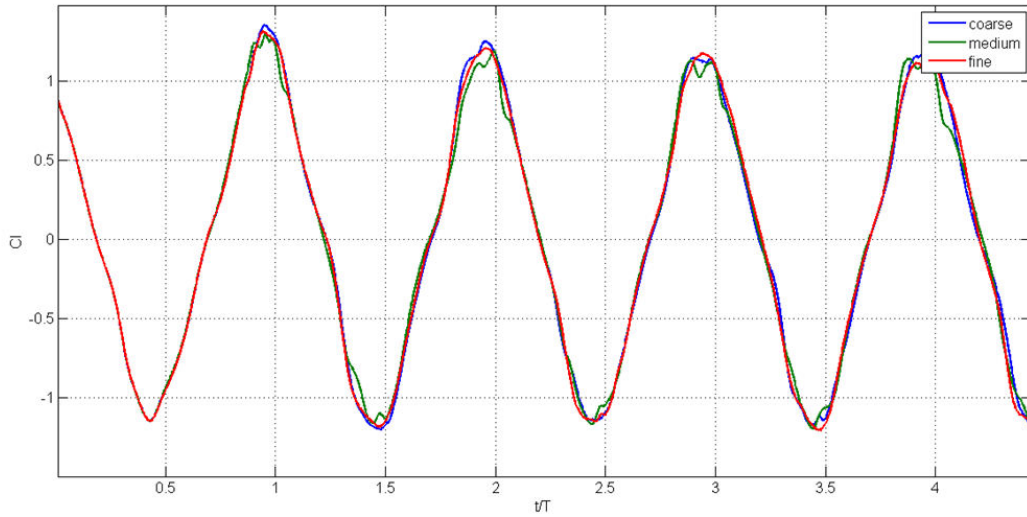
$$Re_{tip} = \frac{U_{ref} L_{ref}}{\nu} \quad (9)$$

$L_{ref}=0.26$ m , $U_{ref}= 0.0851$ m/s ve ortam sıcaklığında suyun viskozitesi $\nu=1.10^{-6}$ m²/s dir. 30° süpürme açısında kanat ucundaki maksimum hıza bağlı Reynolds sayısı 22100 olarak hesaplanmıştır.

Ağ sıklığı belirleme çalışması:Bu çalışma en iyi ağ büyüklüğünü elde etmek için yapılmıştır. Kanat 30° hücum açısında sabit iken ve 30° süpürme açısında hareket ederken büyük, orta ve küçük gözenekli ağ çalışması ile sürüklenme ve kaldırma kuvvetleri çizdirilmiş olup sonuçlar benzerdir.(Şekil 6) Mesh kalitesi iyi olduğundan ve çabuk çözümlendiğinden orta sıklıktaki ağ yapısı analiz için seçilmiştir.

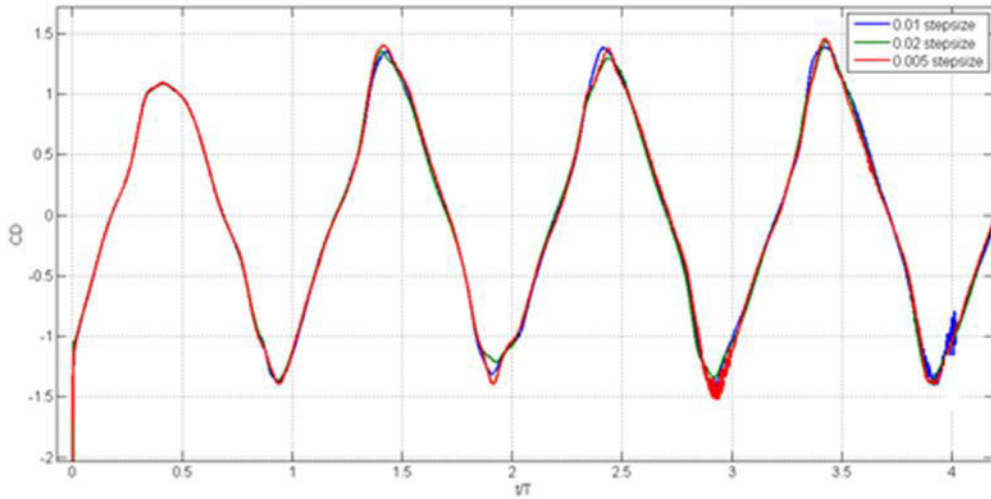


Şekil 6 : Büyük, orta ve küçük gözenekli ağ çalışmasında sürüklenme kuvveti katsayısı

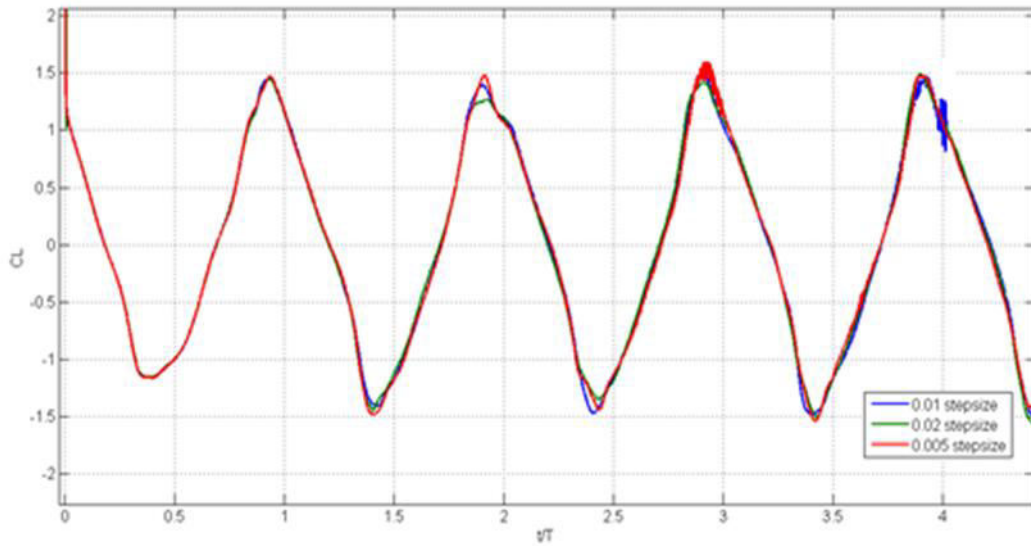


Şekil 7 : Büyük, orta ve küçük gözenekli ağ çalışmasında kaldırma kuvveti katsayısı

Zaman adımı belirleme çalışması: Kanat 45° hücum açısında sabit iken ve 30° süpürme açısında hareket ederken $\Delta t=0.01s$, $0.02s$ ve $0.005s$ adım büyüklüğünde grafikler (Şekil 8 ve Şekil 9) çizdirilmiş olup sonuçlar benzerdir. Bu sebeple tüm durumlar için $0.01s$ zaman adım büyüklüğü ve orta büyüklükteki ağ sıklığı kullanılarak analiz yapılmıştır.



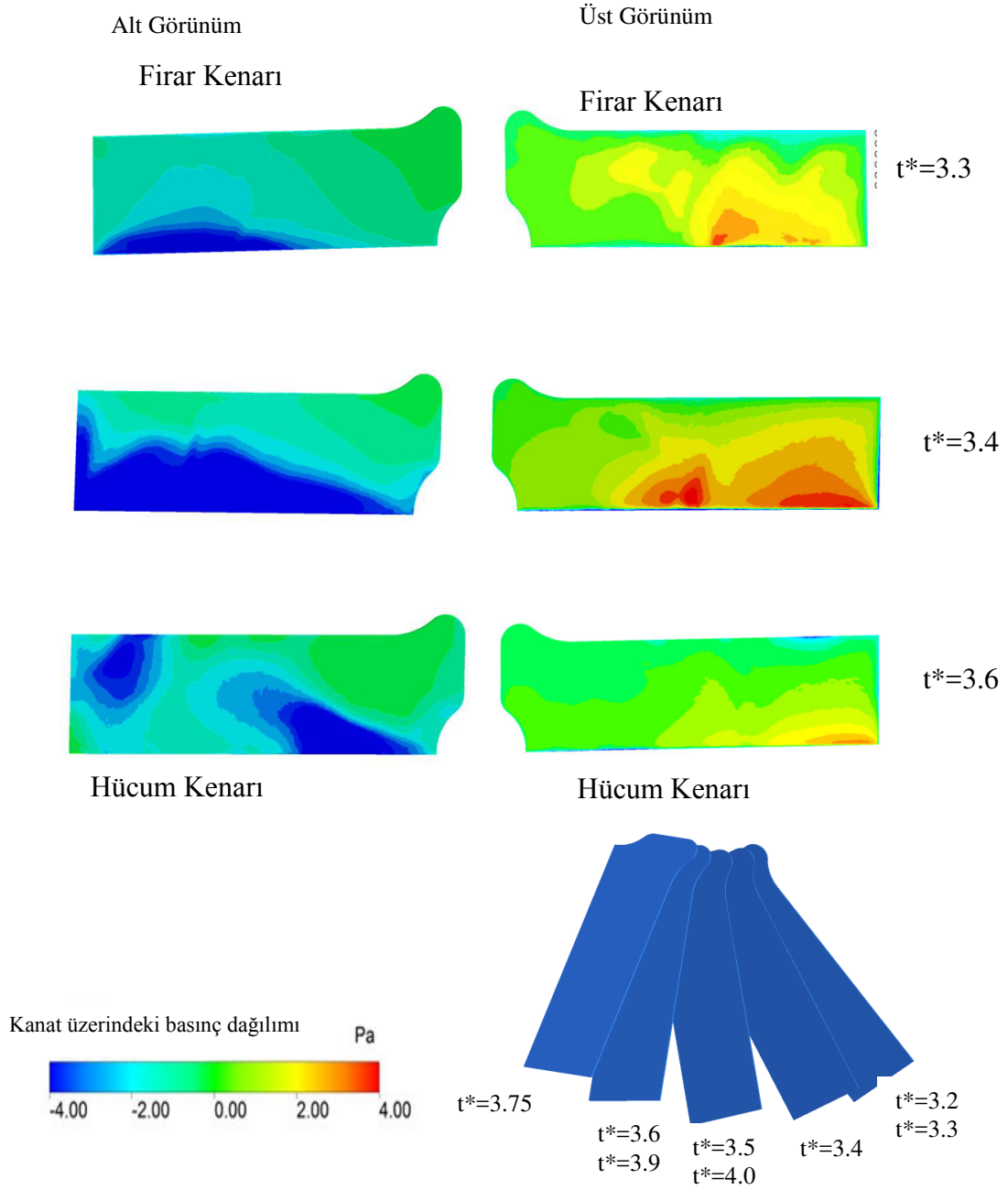
Şekil 8 : Zaman adımı çalışmasında sürüklenme kuvveti katsayısı



Şekil 9 : Zaman adımı çalışmasında kaldırma kuvveti katsayısı

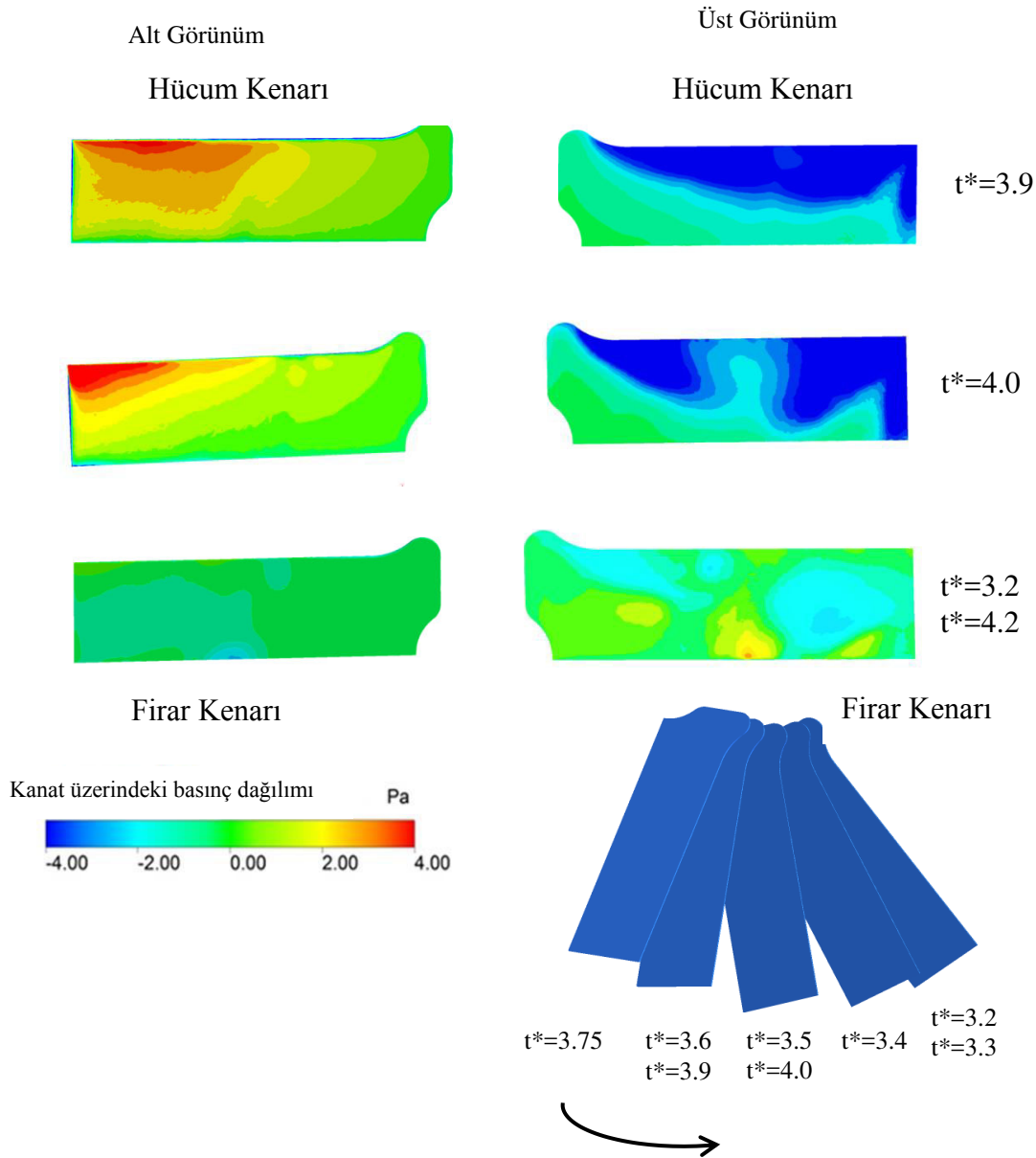
SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmanın analizi farklı hücum açıları ve belli bir süpürme açısında yapılmıştır. Periyot 10 saniyedir. $t^*=3.3, 3.4$ ve 3.6 iken kanat sağa hareket $t^*=3.9, 4.0$ ve $3.2=4.2$ iken kanat sola doğru hareket yapar. Üç durum ($5^\circ, 30^\circ, 45^\circ$) için çalışma yapılmış olup Durum 2 sola çırpma ve sağa çırpma anlarındaki basınç dağılımları Şekil 10 ve Şekil 11'de gösterilmiştir.



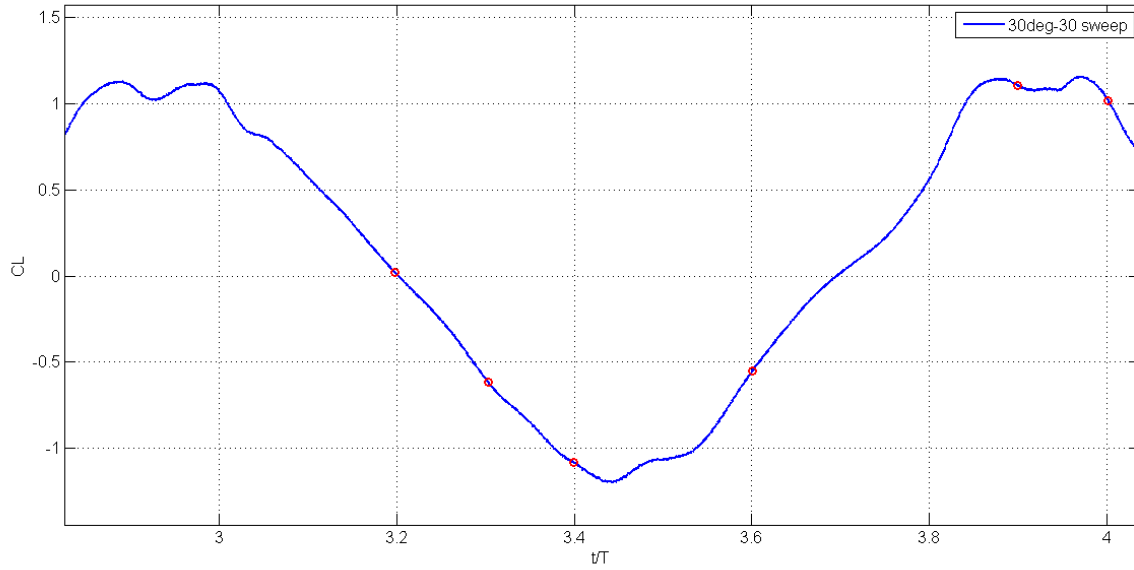
Şekil 10 : Durum 2 için 4. Periyotta kanat sol hareketi yaparken kanadın üst ve alt yüzey görünümleri ($\alpha=30^\circ$)

Şekil 10'da yüksek basınç , C_L 'nin minimum ve C_D 'nin maksimum olduğu yer olan $t^*=3.4$ 'te üst yüzeyin hücum kenarında gözlemlenir. Diğer taraftan, düşük basınç $t^*=3.4$ iken alt yüzeyin hücum kenarında görsel olarak incelenmiştir. Şekil 14 ve 15'e göre o noktada kanat orijinal başlangıç noktasına doğru döner ve süpürme açısı o noktada düşüktür.

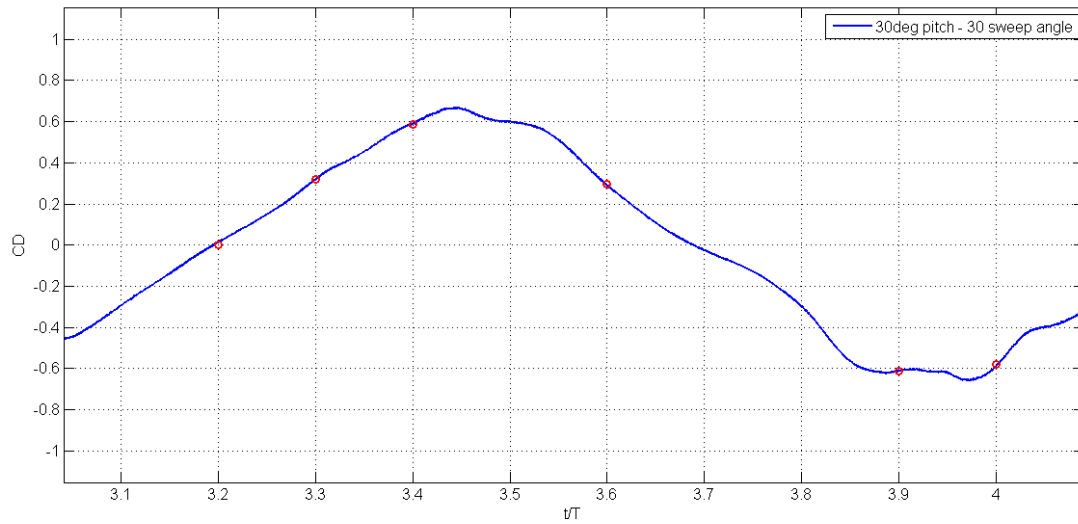


Şekil 11 : Durum 2 için 4. Periyotta kanat sağ hareketi yaparken kanadın üst ve alt yüzey görünüşleri ($\alpha=30^\circ$)

Şekil 11’de kanat yukarı doğru hareket ederken alt ve üst yüzeylerinin dördüncü periyotta $t^*=3.9$, 4.0 , 4.2 zamanlarında iken basınç dağılımını gösterir. Düşük basınç, C_L ’nin maksimum ve C_D ’nin minimum olduğu yer olan $t^*=4.0$ zamanında kanadın üst yüzeyinin hücum kenarından merkeze doğru olduğu bölgede gözlemlenmiştir. Diğer taraftan yüksek basınç bölgesi aynı zaman noktasında alt yüzeyin hücum kenarında gözlemlenmiştir. Çünkü akışkan ilk başta kanadın hücum kenarından doğru akar ve akışkanın etkisi bu bölgede daha baskındır. Akışkan hücum kenarını geçerken sonra bir şok dalgası oluşmuş olabilir ve bu sebeple basıncın etkisi de burada baskın olmuş olabilir. $t^*=4.2$ iken kanat yukarı hareketten aşağı hareket konumuna geçer. Bu sebeple burada bir geçiş bölgesi gözlemlenmiştir. Şekil 14 ve 15’e göre $t^*=4.0$ iken kanat orijinal konumundadır ve süpürme açısı da bu noktada yüksektir.

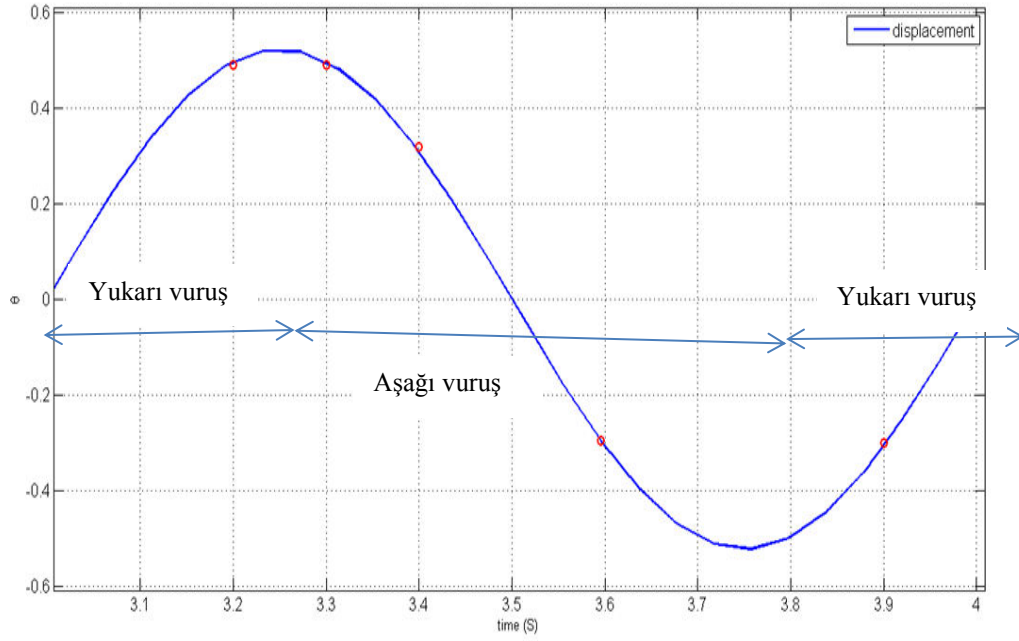


Şekil 12 : Durum 2 için 4. Periyotta kaldırma kuvveti

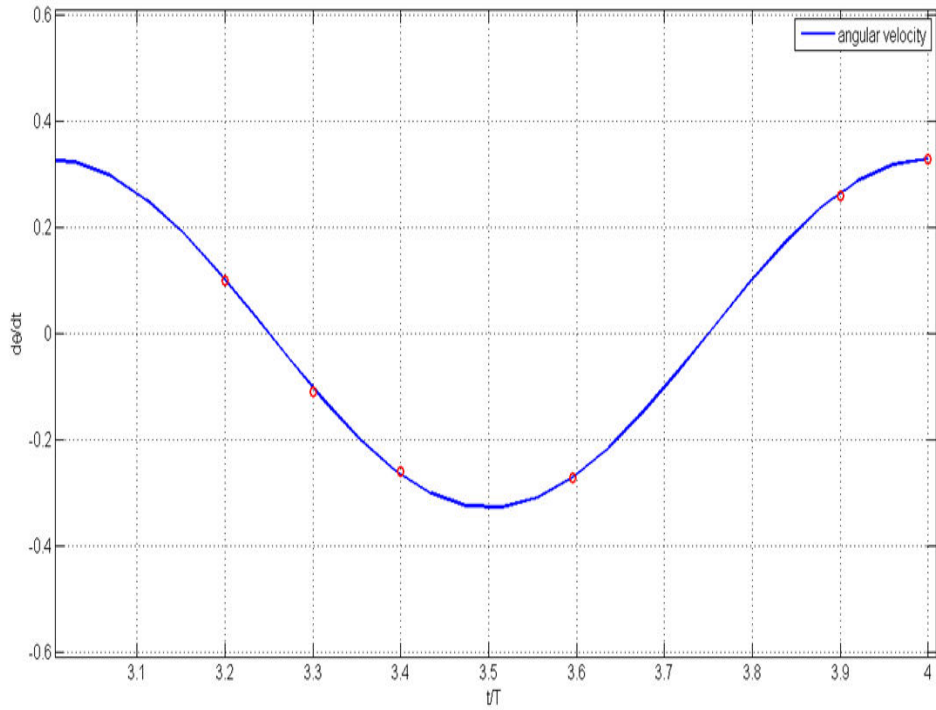


Şekil 13 : Durum 2 için 4. Periyotta sürükleme kuvveti

Sürükleme ve kaldırma kuvveti katsayıları 4. Periyot ve Durum 2 için çizilmiştir. Şekil 12 ve 13, 30° hücum açısında and 30° süpürme açısında 4. Periyotta kanadın sağ ve sol çırpma hareketi yaparkenki katsayı değişimini göstermektedir. Çizimlere göre $t^*=3.2$ den 3.4 e geçerken C_D artar ve C_L azalır. Diğer taraftan $t^*=3.6$ dan $t^*=4.0$ a geçerken C_L artar ve C_D azalır.



Şekil 14 : Durum 2 için 4. Periyotta süpürme konumu

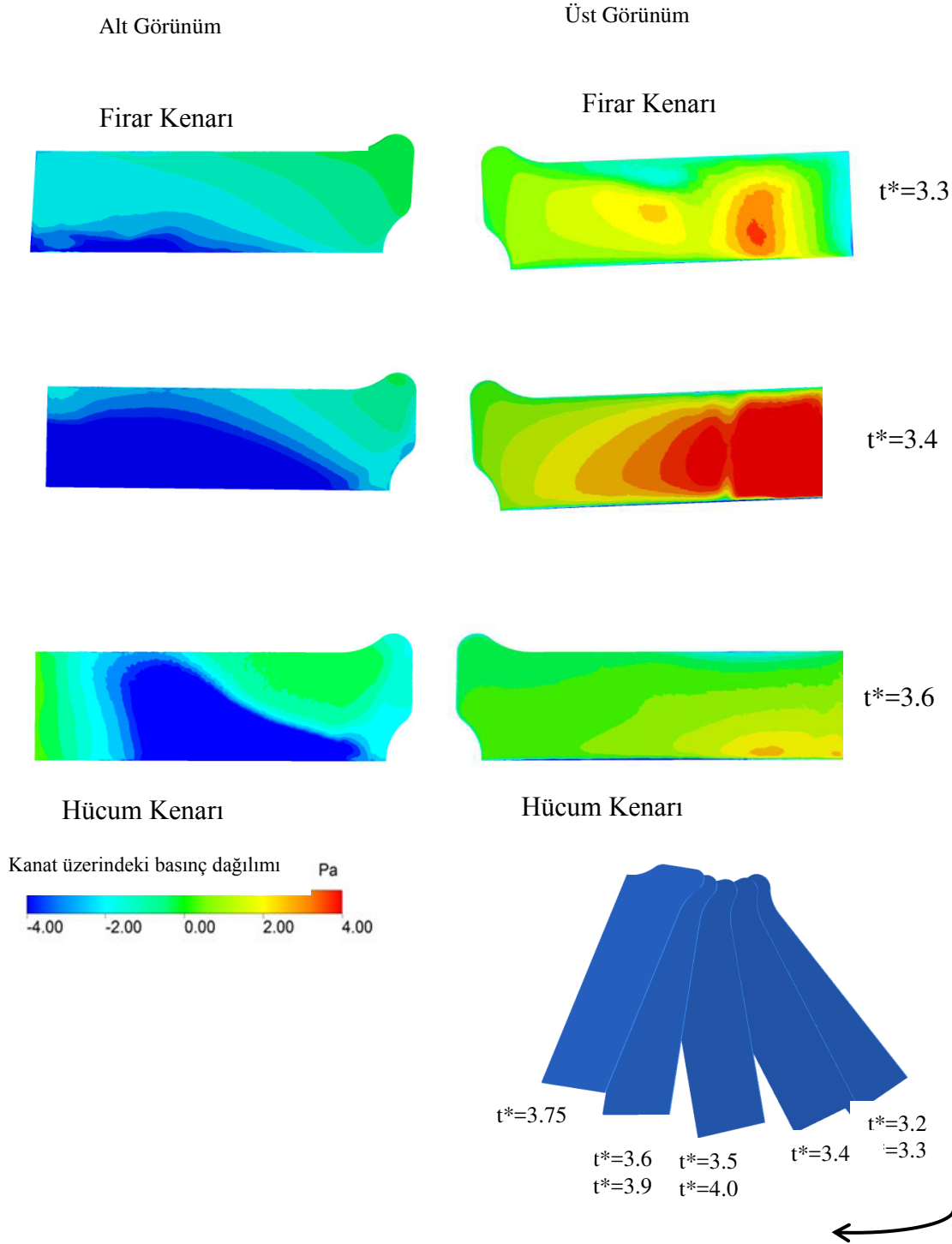


Şekil 15 : Durum 2 için 4. Periyotta süpürme açısal hızı

Şekil 14 ve 15 süpürme değişimi ve hızı durum 2 ve 4. Periyot için gösterilmiştir. Şekil 14 sinüs ve Şekil 15 kosinüs fonksiyonudur ve denklemler aşağıda gösterilmiştir.

$$\theta = 30.\pi/180*\sin(2\pi ft) \quad (10)$$

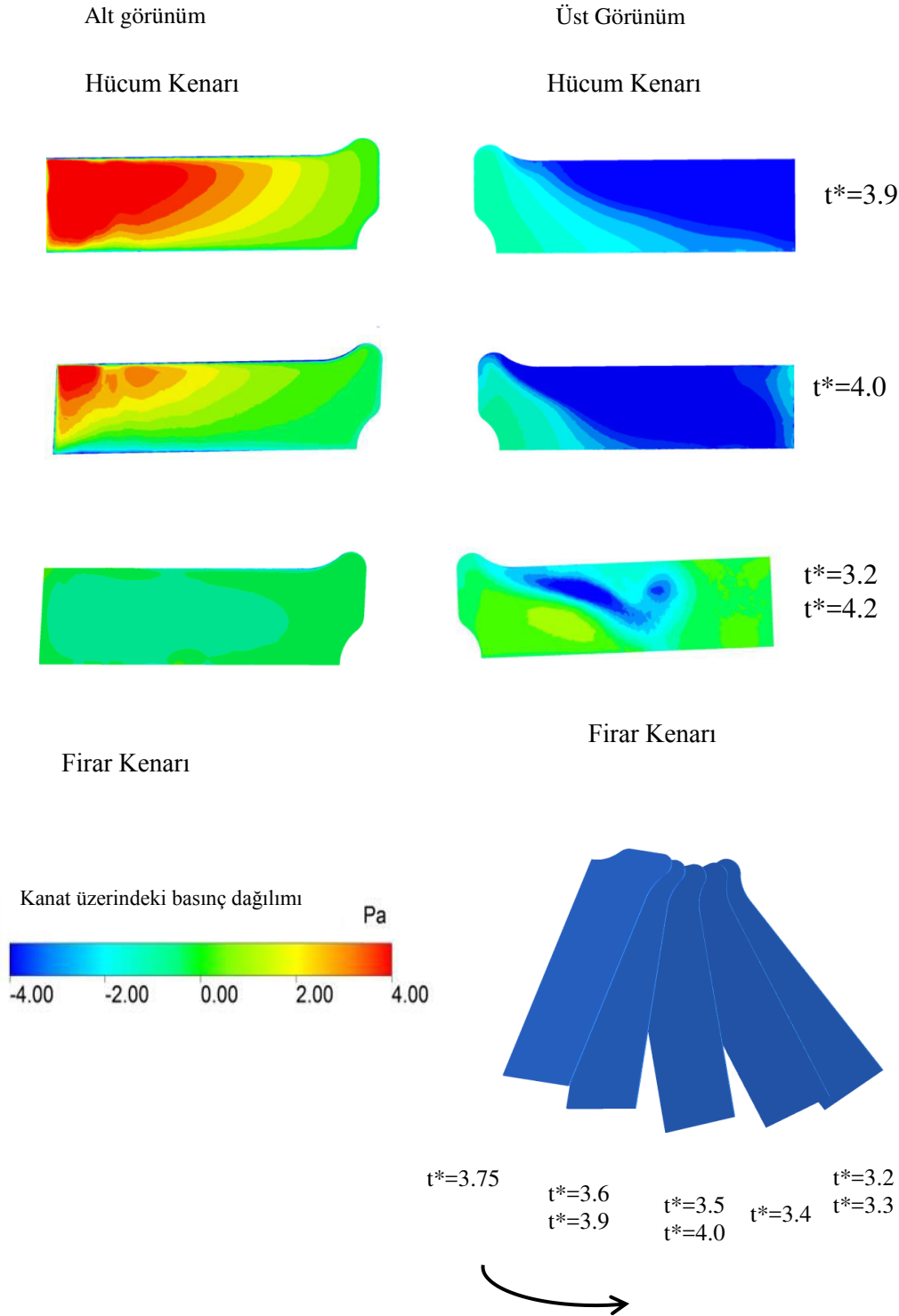
$$d\theta/d = 2\pi f*30.\pi/180*\cos(2\pi ft) \quad (11)$$



Şekil 16 : Durum 3 için 4. Periyotta kanat sol hareketi yaparken kanadın üst ve alt yüzey görüntüleri

Şekil 16 alt ve üst yüzeyin $t^*=3.3, 3.4$ ve 3.6 zamanındaki 3. Durum için basınç dağılımını gösterir. Yüksek basınç, C_L 'nin minimum ve C_D 'nin maksimum olduğu yerde $t^*=3.4$ zaman noktasında üst yüzeyin kanat ucuna yakın olan yerde gözlemlenmiştir. Düşük basınç ise $t^*=3.3$ olduğu yerde alt yüzeyin hücum kenarından başlar ve merkeze doğru ilerler. $t^*=3.6$ iken basınç azalmaya başlar.

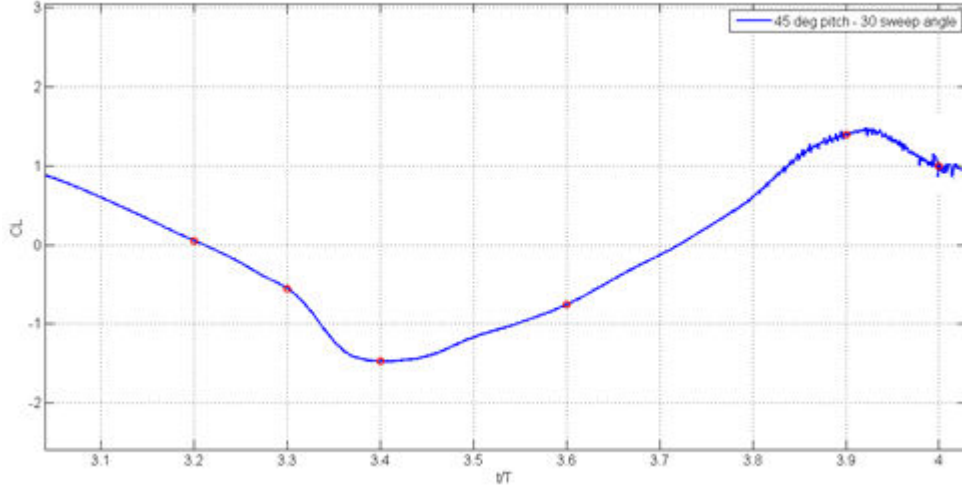
Ayrıca, Şekil 20 ve 21'e göre kanat orijinal noktasına doğru gider ve süpürme açısı bu noktada düşüktür.



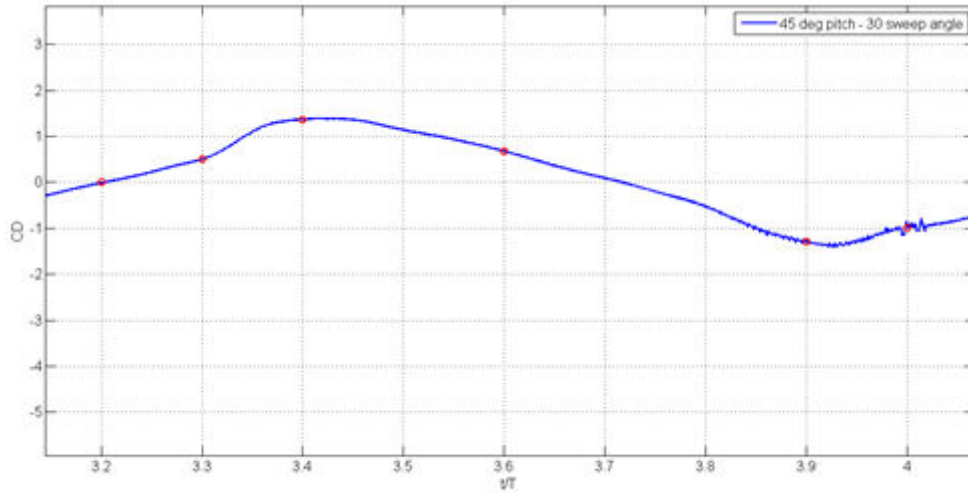
Şekil 17 : Durum 3 için 4. Periyotta kanat sağ hareketi yaparken kanadın üst ve alt yüzey görüntüleri

Yukarıdaki Şekil dördüncü periyotta $t^*=3.9, 4.0$ ve $3.2=4.2$ olduğu yerde kanadın yukarı doğru hareket yaptığı zamanki basınç dağılımını gösterir. Düşük basınç C_L 'nin maksimum ve C_D 'nin minimum olduğu yer olan hücum kenarına yakın $t^*=4.0$ zamanında üst yüzeyde gözlemlenmiştir. Diğer yandan, yüksek basınç $t^*=3.9$ iken kanadın alt yüzeyinin hücum kenarından merkeze doğru

olan bölgede bölgede incelenmiştir. Bunun sebebi akışkan ilk başta hücum kenarından geçer ve basıncın etki şok dalgası etkisiyle daha baskındır. $t^*=3.2$ iken basınç geçiş dönemine girer. Şekil 20 ve 21'e göre kanat orijinal noktasında ve süpürme hızı da bu noktada yüksektir.

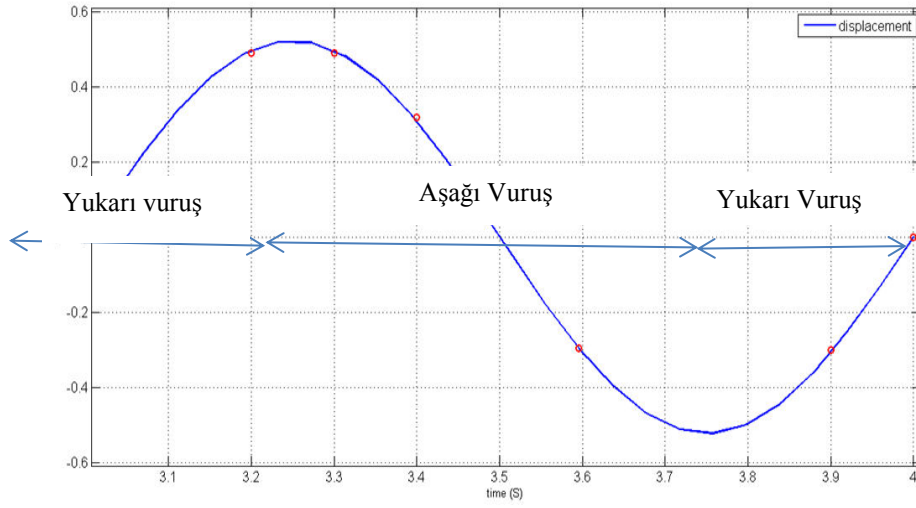


Şekil 18 : Durum 3 için 4. Periyotta kaldırma kuvveti

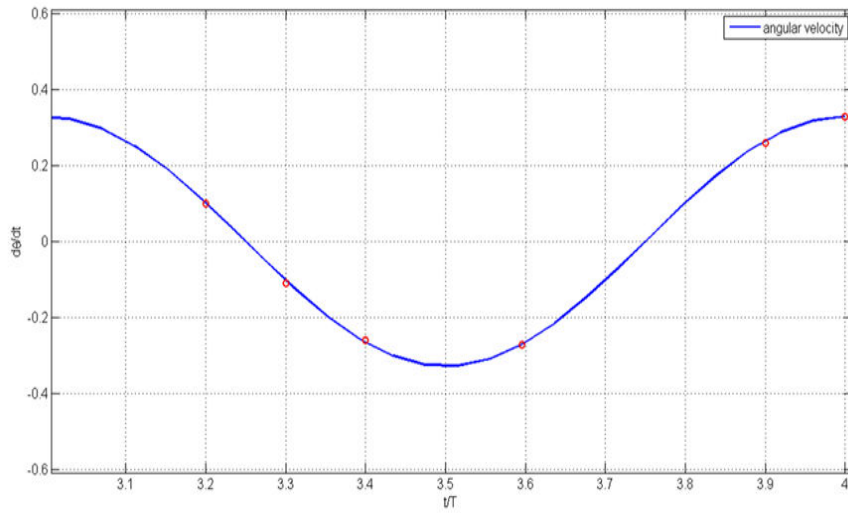


Şekil 19 : Durum 3 için 4. Periyotta sürüklenme kuvveti

Sürüklenme ve kaldırma kuvvetleri Durum 3 için yukarıdaki grafiklerde çizilmiştir. Şekil 18 ve Şekil 19'da 45° hücum ve 30° süpürme açısında sürüklenme ve kaldırma kuvvet katsayısı varyasyonları çizilmiştir. Grafiklere göre $t^* = 3.2$ den 3.4'e geçerken C_D artarken C_L azalıyor. Diğer yandan $t^*=3.6$ dan 4.0 a geçerken C_L arttığı ve C_D azaldığı gözlemlenmiştir. Katsayılar birbirinin zıttıdır.



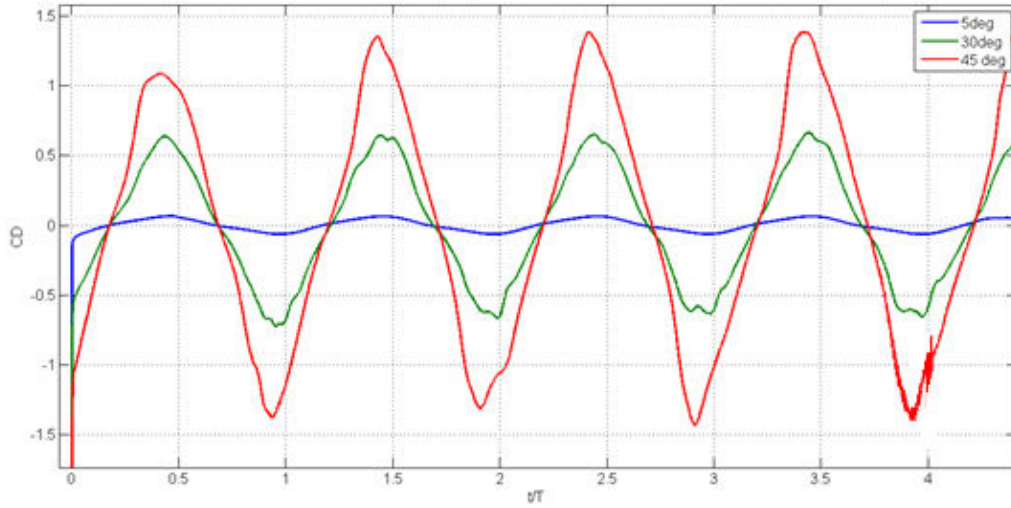
Şekil 20 : Durum 3 için 4. Periyotta süpürme konumu



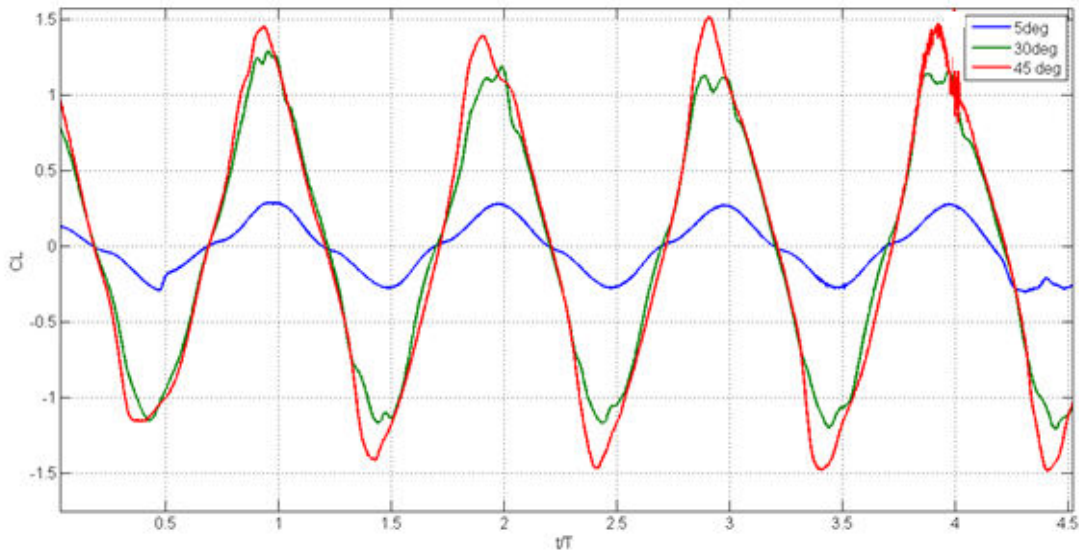
Şekil 21 : Durum 3 için 4. Periyotta süpürme açılal hızı

Şekil 20 ve 21, süpürme konumunu ve hızını sırasıyla göstermektedir.

Aerodinamik Katsayıların Karşılaştırılması: Sonuçlar 30° süpürme açısında dört periyot boyunca 3 farklı hücum açıları ($\alpha=5^\circ, 30^\circ$ ve 45°) için Şekil 22 ve 23'te gösterilmiştir. Şekiller ; Durum1 , Durum 2 ve Durum 3 için aerodinamik kuvvetlerin karşılaştırılmasını gösterir. Basınç dağılımı ANSYS CFD programı ile incelenmiştir. Sonuçlara göre, basınç değişimi 5° sabit hücum açısında düşük ama bununla birlikte 30° and 45° hücum açısındaki basınç dağılımı dikkate değerdir. Basınç, C_L 'in minimum ve C_D 'nin maksimum olduğu yerde daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Basınç 45° 'de en yüksektir. Kaldırma ve sürüklenme kuvveti katsayıları da 45° hücum açısında daha yüksektir. Bu sebeple verimli uçmak için kaldırma kuvveti katsayısının dizayn için yeterli şekilde olması gerekir. 45° hücum açısı verimli bir aerodinamik katsayı üretmek için idealdir.



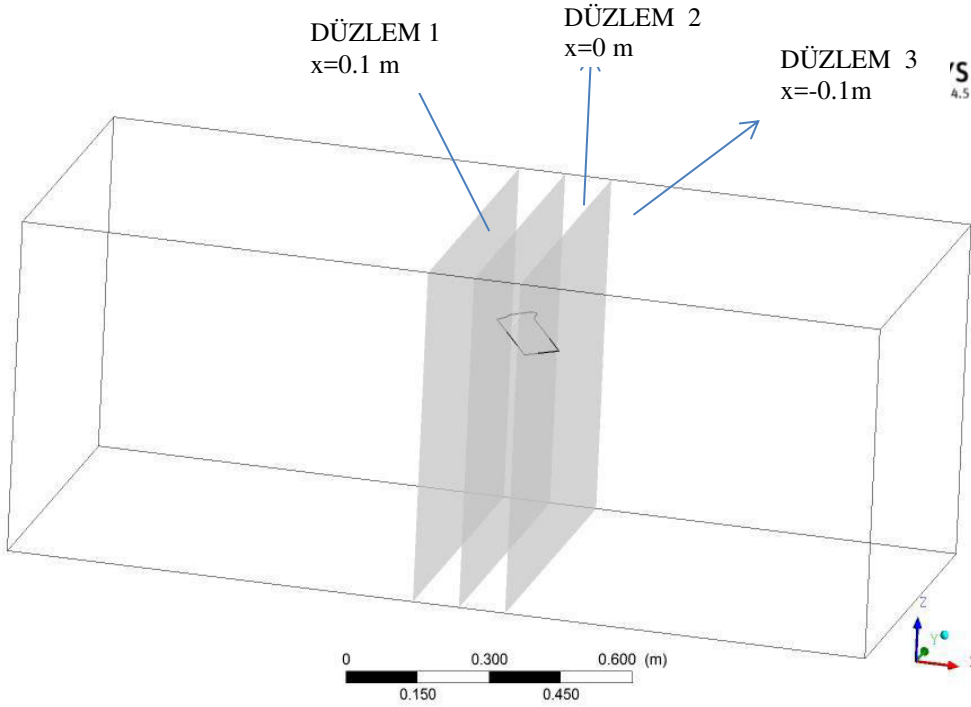
Şekil 22 : 30° süpürme açısında sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi
(mavi:5°, yeşil:30°, kırmızı:45°)



Şekil 23 : 30° süpürme açısında kaldırma kuvveti katsayısı değişimi (mavi:5°, yeşil:30°, kırmızı:45°)

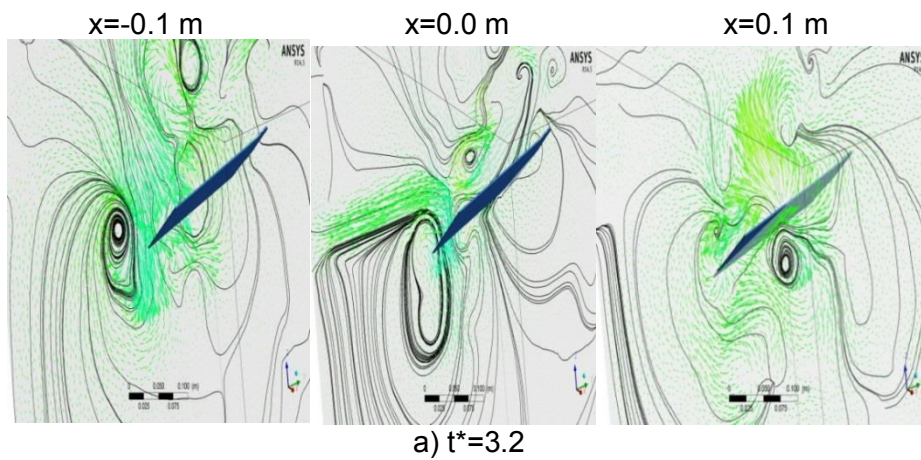
Bu araştırmada amaç üç boyutlu çırpan kanat hareketinin farklı hücum açılarında kaldırma ve sürüklenme kuvveti etkilerini görmektir. Sonuçlara göre 45° hücum açısı, en yüksek sürüklenme ve kaldırma kuvvetine sahiptir. Ayrıca, sürüklenme ve kaldırma kuvvetleri farklı hücum açılarında aynı periyodik davranışa sahiptir.

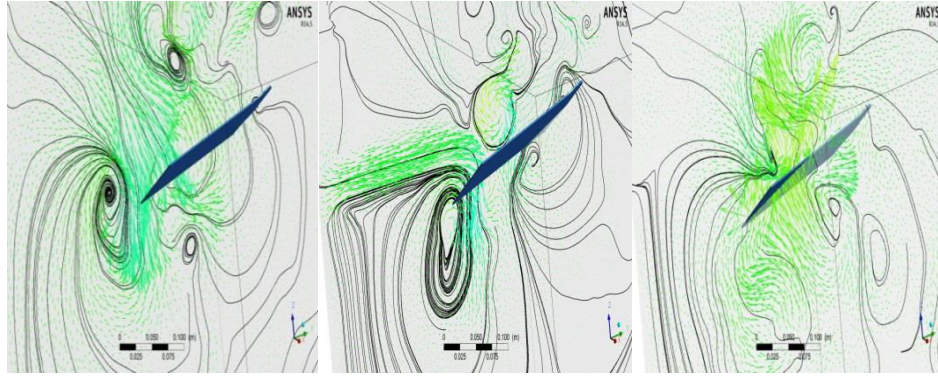
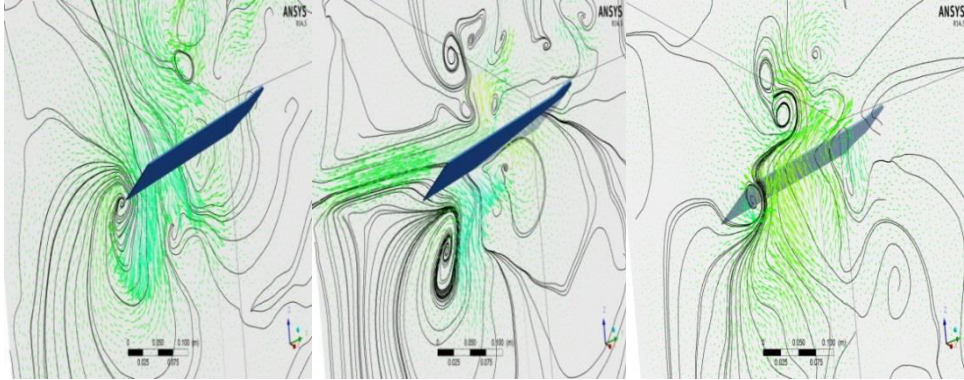
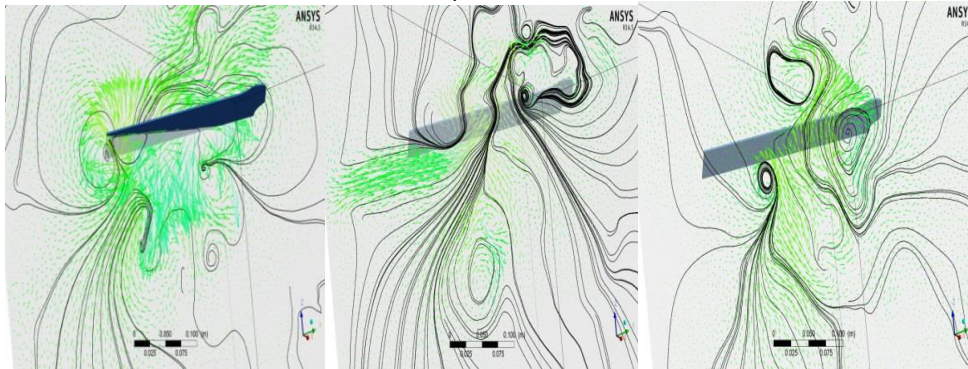
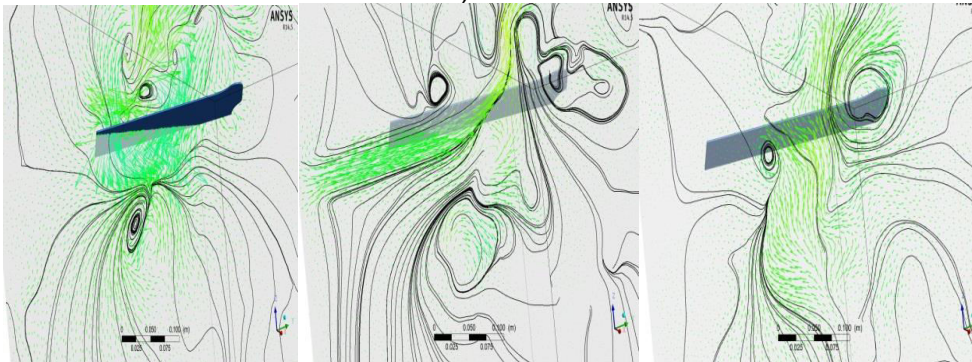
Üç farklı düzlemdeki hız vektörleri ve akış yolu etkileri :Üç düzlem $x = -0.1$ m, $x = 0.0$ m ve $x = 0.1$ m şeklinde Şekil 24'te yerleştirilmiştir. Hız vektörleri ve akım çizgileri bu düzlemlerde farklı anlık zaman noktalarında inceleme yapılmıştır.

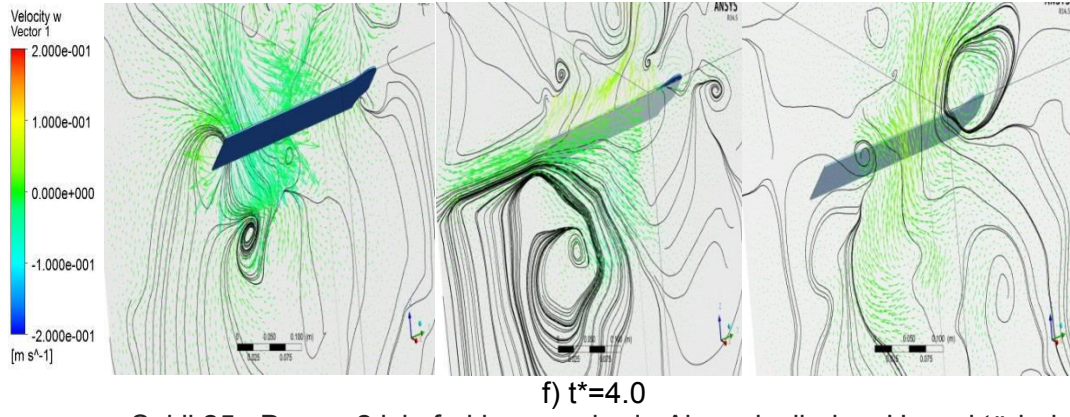


Şekil 24 : Üç konumda yer alan üç düzlem ($x = -0.1$ m, 0 m, 0.1 m)

Akım çizgileri ve hız vektörleri Durum 2 ve Durum 3 için farklı zamanlarda Şekil 25 ve Şekil 26'da sırasıyla verilmiştir.

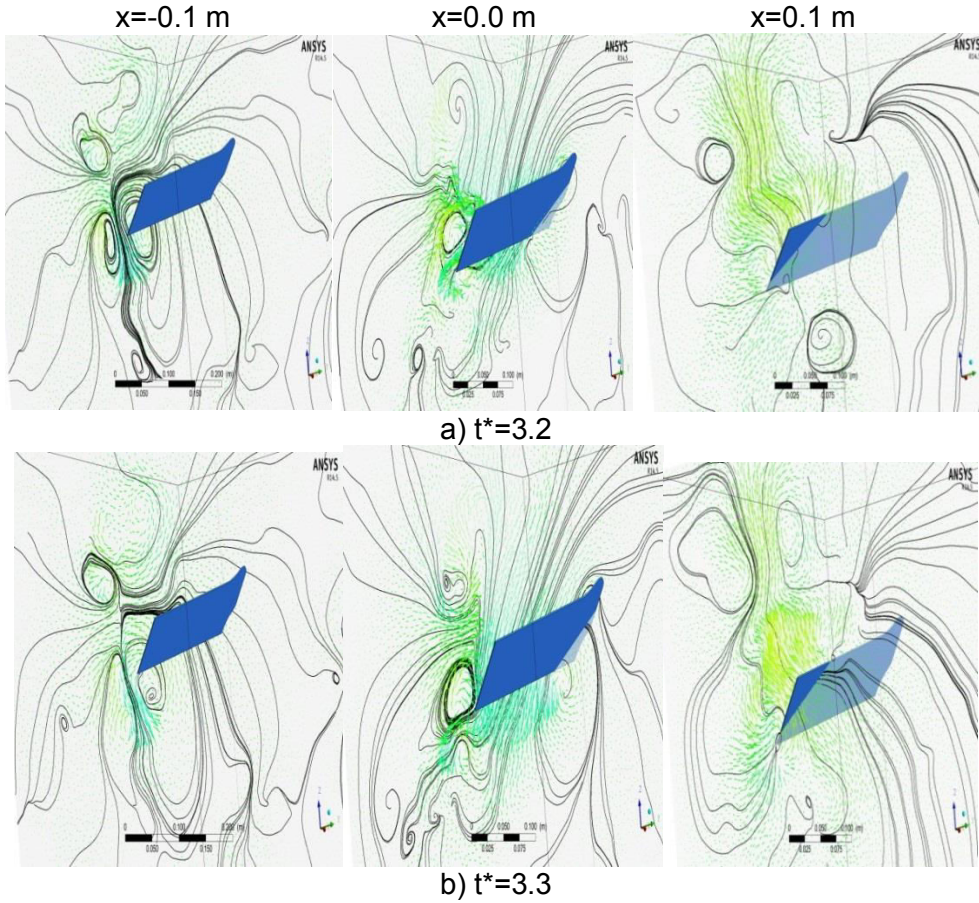


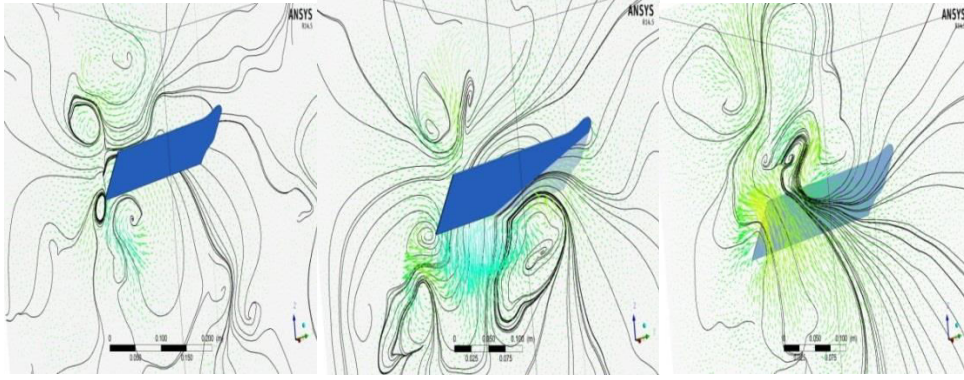
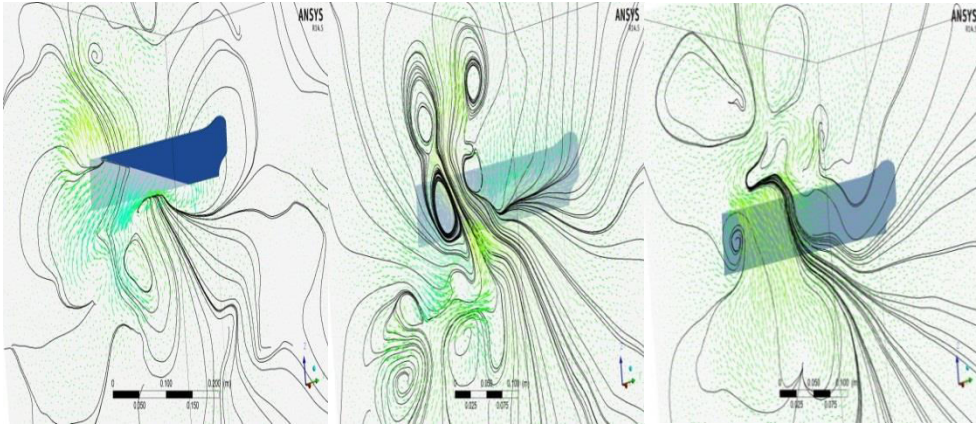
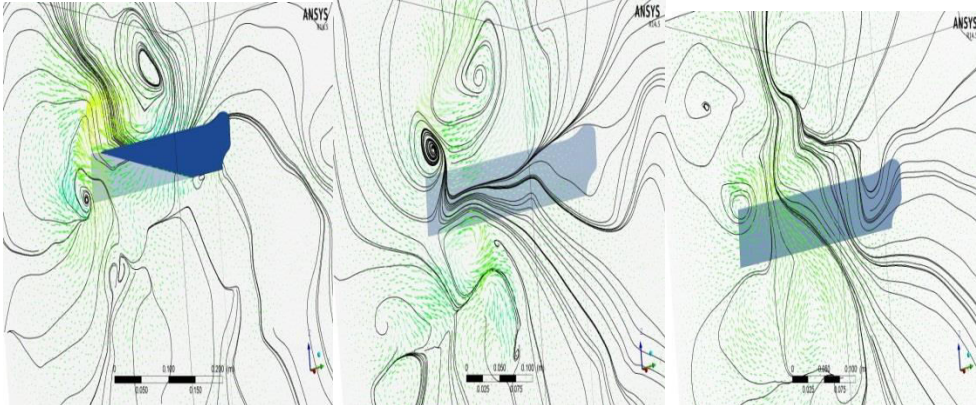
b) $t^*=3.3$ c) $t^*=3.4$ d) $t^*=3.6$ e) $t^*=3.9$



Şekil 25 : Durum 2 için farklı zamanlarda Akım çizgileri ve Hız vektörleri

Düzlem 3'te $t^*=3.2$ ve 3.3 anlık zaman noktasında, Düzlem 2'de $t^*=3.4$ ve $t^*=4.0$ anlık zaman noktasında ve Düzlem 1'de $t^*=3.6$ ve 3.9 zaman noktasında düzlemler kanatla kesişir. Kesişim bölgesinde, akışı yönü dışarıya doğru ve komplekstir. Düzlem 2'de saat yönünde kanadın kenarında saat yönünde vorteks vardır. $t^*=3.4$ iken kanat düzlemlerle girdap bölgesinde kesişir ve $t^*=3.6$ iken girdap bölgesinde ayrışma meydana gelir. $t^*=3.6$, 3.9 ve 4.0 iken saat yönü ve tersi girdaplar Düzlem 2 ve 3'te daha baskındır.



c) $t^*=3.4$ d) $t^*=3.6$ e) $t^*=3.9$ f) $t^*=4.0$

Şekil 26 : Durum 3 için farklı zamanlarda Akım çizgileri ve Hız vektörleri

Kesişim bölgelerinde, hız vektörleri sayısı fazla ve hız vektörü yönü dışarı doğrudur. Saat yönü ve tersi girdaplar düzlemlerde mevcuttur. $t^*=3.2$ iken Düzlem 2'de ve $t^*=3.6$ iken Düzlem 2'de çift kutuplu girdaplar mevcuttur. Hücum açısı arttığında, akışkan daha kompleks hale gelmiştir ve girdap büyüklüğü de artmıştır.

SONUÇ

Bu çalışmada düşük Reynolds rejiminde süpürme hareketi yapan bir kanadın zamana bağlı aerodinamik performansı sayısal olarak incelenmiştir. Sayısal bir model geliştirilip çırpan kanat analiz edilmiştir. Bir süpürme açısında (30°); 5° , 30° , 45° hücum açısında kaldırma ve sürüklemeye kuvvetleri ve basınç dağılımı incelenmiştir. Üç boyutlu çırpan kanat ve su tankı Gambit yazılımı ile modellenmiş olup, kuvvetler ve basınç dağılımı detaylı olarak incelenmiştir. Sonuçlara göre, sürüklemeye ve kaldırma kuvvetleri 45° hücum açısında en yüksek 5° hücum açısında ise neredeyse sıfırdır. Basınç dağılımı aynı şekilde 5° hücum açısında neredeyse sıfırdır. Ancak hücum açısı arttıkça basınç dağılımındaki değerlerinde artma gözlemlenmektedir. Yüksek hücum açılarında yüksek kaldırma ve sürüklemeye kuvveti edilmektedir. Ayrıca akım çizgileri ve hız vektörleri etkileri de üç ayrı konumdaki düzlemlerde incelenmiştir. Hücum açısı arttığında akışkanın daha kompleks hale geldiği ve girdap sayısının arttığı gözlemlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma 213M327 nolu TÜBİTAK 1001 projesi tarafından desteklenmiştir. Dr.Kurtuluş TÜBA GEBİP 2012-18 ödülü için TUBA'ya teşekkür eder.

Kaynaklar

Betz,A.,1912, “*Ein beitrage zur erklarung des segelfuges*,” Zeitschrift fur Flugtechnik and

Motorluftschiffahrt, 3, s. 269–272.

Ellington,C.,P., Van den Berg,C., Willmott,A.,P. ve, Thomas, A., L., R.,1996, “*Leading-edge vortices in insect flight*,” Nature, 384, s. 626–630.

Floreano,D., Zufferey,J.,C., Srinivasan,M.,V. ve Ellington,C.,P.,2009, *Flying insects and robots*: Springer-Verlag.

Groditsky,L.,D.,1999, *Form and function of insect wings: The evolution of biological structures*:, John Hopkins University Press.

Günaydinoğlu E.,2010,” *Low Reynolds Number Aerodynamics of Flapping Airfoils in Hover and Forward Flight* ”, METU,M.Sc.Thesis

Hızlı H.,2012 ” *Numerical and Experimental Investigation of Pitching/Plunging Airfoils in Hover* ”,

METU,M.Sc.Thesis

Isogai,K.,Shinmoto,Y. ve Watanabe,Y.,1999, “*Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil*,” AIAA Journal (10), 37, (10), s. 1145–1151.

Jones,K.,D. ve Platzer,M.,F.,2009, “*Design and development considerations for biologically inspired flapping-wing micro air vehicles*,” Experiments in Fluids, s. 26–32.

Knoller,R.,1909 “*Die gesetze des luftwiderstandes*,” Flung-und Motorechnik, bölüm 3, s. 1–7.

Kurtuluş,DF.,2005 ” *Numerical and Experimental Analysis of Flapping Motion in Hover. Application to Micro Air Vehicles*”, METU,PhD. Thesis.

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, 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.

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.

Lin,S. ve Hu,J.,2003, “*Numerical Study of Flapping Wing,*” 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit,Orlando,Florida, 23-26 Haziran 2003.

Liu, H., Ellington,C.,P., Kawachi,K., Van den Berg,C. ve Willmott,A.,P., 1998,“*A computational fluid dynamics study of hawkmoth hovering,*” Journal of Experimental Biology, 146, s. 461–477.

Liu,H. ve Kawachi,K.,1998, “*A numerical study of insect flight,*” Journal of Computational Physics, bölüm 146, s. 124–156.

Masarati,P., Morandini,M., Quaranta,G., Chandar,D., Roget,B. ve Sitaraman,J.,2012 “*Tightly Coupled CFD/Multibody Analysis of Flapping-Wing Micro-Aerial Vehicles,*” 29th AIAA³, s. 257_263

Mueller,T.,J.,2001, *Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications:* AIAA,.

Mutlu,T.,2014, ., ” *Development and Testing of a 3 DOF Tandem Flapping wing Mechanism* ”.

METU,M.Sc.Thesis

Pennycuick,C.,J.,2008, *Modelling the flying bird*: Academic Press.

Persson,O.,P., Willis,D.,J., ve Peraire,J.,2012, “*Numerical simulation of flapping wings using a panel method and a high-order Navier-Stokes solver*,” International Journal for Numerical Methods in Engineering, DOI: 10.1002/nme.3288.

Tuncer,H.,I ve Platzer,M.,F.,1996, “*Thrust Generation Due to Airfoil Flapping*,” AIAA Journal, bölüm 34, (2), s. 324–331

Tuncer,H.,I., Walz,R, ve Platzer,M.,F..1998, “*A Computational Study of the Dynamic Stall of a Flapping Airfoil*,” AIAA 98–2519 .

Willis,D.,J.,Israeli,E,R.,Persson,O.,P.,Drela,M. ve Peraire,J.,2007, “*A computational framework for fluid structure interaction in biologically inspired flapping flight*,” , AIAA Applied Aerodynamics Meeting, Miami, s. 2007–3803.

Van den Berg,C. ve Ellington,C.,P.,1997, “*The three-dimensional leading-edge vortex of a hovering model hawkmoth*,” Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series B, 352, s. 329–340