

Proje No: MİSAG-CNRS-3

**MİKRO HAVA ARACI DİZAYNI İÇİN ÇIRPAN KANAT
HAREKETİNİN ZAMANA BAĞIMLI AERODİNAMİĞİNİN
ÇÖZÜMÜ**

Prof.Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU

**ORTA DOĞU TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
HAVACILIK ve UZAY MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**

**ARALIK 2007
ANKARA**

ÖNSÖZ

Mikro hava aracı tasarımı için çırpan kanat hareketinin zamana bağımlı aerodinamiğinin çözümü ve problemin deneysel olarak parçacıklı hız görüntüleme (Particle Image Velocimetry - PIV) tekniği ile incelenmesi projesi TÜBİTAK tarafında MİSAG-CNRS-3 projesi kapsamında desteklenmiştir. Proje kapsamında yapılan sayısal çalışmalar, Doğrudan Sayısal Simülasyon (Direct Numerical Simulation, DNS) tekniği ile tüm akım alanının çözümü ve Duhamel entegrali yöntemi kullanılarak geliştirilen analitik metodla incelenmiş ve bu çalışmaların sonuçları birbirleri ile karşılaştırılmıştır.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ.....	i
İÇİNDEKİLER	ii
TABLO LİSTESİ	iv
ŞEKİL LİSTESİ	iv
ÖZET	1
ABSTRACT	3
GİRİŞ	4
1. GENEL BİLGİLER	4
2. ÇIRPAN KANAT HAREKETİNİN TANIMI	10
3. İKİ BOYUTLU SAYISAL SİMÜLASYON	12
3.1. Sayısal Çözüm Ağı	12
3.2. Sınır Şartları.....	13
3.3. Sayısal Çözücü	14
3.4. Girdap Belirleme Teknikleri.....	15
3.4.1. Skalar Değerlerle Girdap Belirlenmesi.....	16
3.4.2. Hız Gradyanın 2. Değişmezi, Q Kriteri.....	17
3.4.3. $S^2 + \Omega^2$ tensörünün Eksi Özdeğerleri, λ_2 Kriteri	18
3.5. Sayısal Sonuçlar	19
3.5.1. Dönme Eksen Merkezi ve x_a Pozisyonunun Etkisi	22
3.5.2. Doğrusal İvmelenme (Hızlanma/Yavaşlama) Noktası, x_v , Etkisi.....	27
3.5.3. Hücüm Açısının Etkisi	29
4. ÇIRPAN KANAT HAREKETİNİN ANALİTİK MODELİ.....	31
4.1. Duhamel Entegrali Kullanılarak Sayısal Sonuçlardan Elde Edilen Hız Değerlerinin Wagner ve Küssner Fonksiyonlarıyla Birlikte Kullanılarak Kuvvet Katsayılarının Elde Edilmesi	31

5. PIV DENEY DÜZENEĞİNİN KURULMASI	36
5.1. PIV Ölçüm Tekniği	37
5.2. PIV Deney Düzeniği	38
6. SONUÇLAR ve ÖNERİLER.....	48
REFERANSLAR.....	52
TÜBİTAK.....	58
PROJE ÖZET BİLGİ FORMU	58

TABLO LİSTESİ

Tablo 1 Havada asılı kalma modunda etkili olan parametreler.	5
Tablo 2 Kontrol parametreleri.	15
Tablo 3 Değişik parametreler için hesaplanan Doğrudan Sayısal Simülasyon ile elde edilen ortalama aerodinamik kuvvet ve kuvvet katsayıları.	20
Tablo 4 $Re=1000$ ve $n=10.18$ için ortalama kaldırma kuvveti DNS sonuçları kullanılarak değişik şartlar için aktuatör Disk Teoremi kullanılarak hesaplanan indüklenmiş hız.....	35

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1 Çırpan kanat hareketinde etkili olan aerodinamik mekanizmaların şematik gösterimi.....	7
Şekil 2 Arı kuşu tarafından yapılan simetrik havada asılı kalma modu (Ref. [3]) ...	8
Şekil 3 yatay vuruş düzleminde olan normal havada asılı kalma (soldaki resim) ve eğik vuruş düzleminde olan havada asılı kalma modunun şematik gösterimleri (Ref. [1])	9
Şekil 4 Çırpan kanat hareketinin şematik gösterimi (Sürekli çizgiler (___) yukarı vuruşu, kesikli çizgiler (_ _ _) aşağı vuruşu simgelemektedir.).....	10
Şekil 5: Çırpan kanat hareketinin anlık hız ve hücum açısı dağılımı.	10
Şekil 6: Çırpan kanat hareketinin iki boyutlu profili üzerinde şematik gösterimi.11	
Şekil 7: Çırpan kanat hareketinin incelemesinde kullanılan çözüm ağı (soldaki resim) ve kanat etrafındaki yakından görünüşü (sağdaki resim).	13
Şekil 8: Çırpan kanat hareketinin incelemesinde kullanılan çözüm ağı üzerinde kullanılan sınır şartları.	14
Şekil 9: Vuruş düzlemi tanımlanması.....	20
Şekil 10: 7. periyotta $xv=2c$, $Re=1000$ ve dönme eksenini merkezi $a=1/4$ için aerodinamik kuvvet katsayıları.....	22
Şekil 11: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $xv=2c$, $Re=1000$ için farklı dönme eksenini merkezi pozisyonlarında kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayıları.	23
Şekil 12: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $xv=2c$, $xa=2c$, $Re=1000$ iken dönme eksenini $1/4c$ için çizdirilen girdap konturları. Her resim $(0.001*T)$ saniye aralıklıdır.....	24

Şekil 13: 7. periyodda $\alpha=30^\circ$, $x_v=2c$, $x_a=2c$, $Re=1000$ iken dönme eksenini $1/2c$ için çizdirilen girdap konturları. Her resim $(0.001 \cdot T)$ saniye aralıklıdır ve sol alt köşedeki sayılar resmin zamanını göstermektedir.	26
Şekil 14: 7. periyodda $\alpha=45^\circ$, $Re=1000$ ve dönme eksenini $1/4c$ için kaldırma ve sürtünme kuvveti katsayıları. Her resim farklı bir x_a değeri içindir.	28
Şekil 15: 7. periyodda $x_v=2c$, $x_a=1c$, $Re=1000$ ve dönme eksenini $1/4c$ için girdap konturları.	30
Şekil 16: Wagner ve Küssner fonksiyonları.	32
Şekil 17: 1 m/s hızla birden başlayan hareketin değişik hücum açılarındaki DNS programı çözümünden elde edilen kaldırma, sürtünme ve normal kuvvet katsayılarının zamandan bağımsız değerleri. Ortalama değerler $[T, 5T]$ zaman aralığında alınmaktadır. Bir periyot T ile gösterilmektedir.	33
Şekil 18: 7. periyodda $\alpha=30^\circ$, $x_v=2c$, $Re=1000$, $x_a=1/4c$ değerleri için $dC_N/d\alpha$ kullanılarak elde edilen kaldırma kuvveti ve normal kuvvet katsayıları ve Wagner ve Küssner fonksiyonlarıyla birlikte kullanılan Duhamel entegrali çözümü.	36
Şekil 19 PIV çalışma prensibinin şematik gösterimi	37
Şekil 20 (a)-(c) Su tankı asansörü ve çırpan kanat hareket mekanizması yapım aşaması	38
Şekil 21 Deneylerde kullanılan su tankı	39
Şekil 22 Nd :YAG Lazer elemanları	40
Şekil 23 CCD kameralar	41
Şekil 24 Siyah perdelerle kapatılmış deney alanı	41
Şekil 25 Cihaz Yöneticisi Donanımı	42
Şekil 26 Akrilik kanat modelinin su tankı içindeki görüntüsü.	43
Şekil 27 Çırpan kanat hareketini sağlayan programa verilerin girildiği arayüz.	44
Şekil 28 $Re =1000$, $\alpha=45^\circ$, $x_v= x_a=2c$. için boyutsuz (a) x -pozisyon, (b) hız ve (c) açı dağılımlarının bir periyot boyunca sayısal sonuçlarla karşılaştırılması.	45
Şekil 29 (a)-(b) Su tankı asansörünün montajı	46
Şekil 30 (a)-(c) Çırpan kanat hareketinin PIV yöntemiyle görüntülenmesi için hazırlanan deney düzeneği	47
Şekil 31 Çırpan kanat hareketinin PIV yöntemiyle görüntülenmesi için hazırlanan deney düzeneğinin son hali	48

ÖZET

Bu çalışmanın amacı İnsansız Mikro Hava Araçları'nın (Micro Air Vehicle, MAV) geliştirilmesine yönelik olarak, havada asılı kalma konumunda (hover) çırpmakta olan bir kanat hareketinin aerodinamiğinin incelenmesidir. Simetrik şekilde havada asılı durma bir çok böcek türünde ve özellikle arı böceği (hummingbird) kuşlarında gözlenmektedir. Bu uçuş esnasında kanatlar tüm kanat çırpma periyodu süresince kırılmadan dik konumda hareket etmekte ve aşağı yukarı çırpma hareketi bir periyod boyunca simetrik olarak gerçekleşmektedir. Bu çalışmadaki amaç ise tüm hareket boyunca maksimum kaldırma kuvvetini verecek optimum parametrelerin sayısal ve analitik yöntemler kullanılarak hesaplanmasıdır.

Çırpın kanat aerodinamiği ve itkisi günümüzde Mikro Hava Araçları için alternatif bir itki sistemi olarak birçok araştırmacının ilgisini çekmektedir. Kanat çırpma hareketinin en başta gelen uygulayıcısı olan kuşlar, zamana bağlı aerodinamik prensiplerini, değişken kanat geometrisini, kanatlarındaki düzensiz dağılımlı ve gözenekli esnek yüzey yapılarını, hızlı ve çevresel şartlara çok çabuk adapte olabilen biyolojik sistemlerini büyük bir uyum içinde bir arada kullanarak mükemmel bir uçuş performansı gerçekleştirmektedirler. Bu karmaşık biyolojik yapıyı tam olarak modellemek ve birebir taklit etmek imkansızdır. Kanat çırparak havada asılı kalma uçuş modu, çırpın kanat aerodinamik modelinde incelenen ve uygulaması en zor olanlarından birisidir. Bu uçuştaki amaç Mikro Hava araçlarının buldukları konumu hiç değiştirmeden uçuş ve gözetleme yapabilmesini sağlamaktır. Havada asılı kalma durumundaki araç, sabit bir konumda kabul edilir ve gelen akış hızı sıfır alınır. Akışkan hareketleri sadece kanat hareketinden dolayı yaratılmaktadır. Havada asılı kalma hareketinin ana amacı, aracın ağırlığını dengeleyecek dikey bir kuvvet yaratmaktır. Bir kuşun, havada asılı konumda uçuş yapabilme kapasitesinin olup olmayacağı kuşun boyutuna, kanatlarının ataletsel momentine, kanat hareketlerinin serbestlik derecesine ve kanat şekline bağlıdır. Bu limitlerden dolayı havada asılı konumda kalabilen kuş türünün sayısı çok azdır. Daha çok küçük böcek türleri (Drosophila gibi) ve arıkuşu (Hummingbird) gibi küçük kuşlar tarafından tatbik edilebilir. Bu projenin Mikro Hava Aracı tasarımı dışındaki ikinci amacı da Fransa'da Poitiers Üniversitesi, (ENSMA) Ecole Nationale Supérieure de Mecanique

et d'Aerotechnique de ortak doktora çalışmalarını yürütmekte olan Dr. Funda Kurtuluş'un doktora tezi kapsamında kurulmuş olan deney düzeneğinin benzeri bir düzeneği de, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde kurulmasını sağlamaktır. Bu bağlamda gelecekteki deneysel çalışmalar daha hızlı ve iki taraflı olarak sürdürülebilecektir. Funda Kurtuluş'un doktora tezinin ardından ODTÜ, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde de bu doktora çalışmasının devamı niteliğinde doktora (Sarigöl, 2007) ve yüksek lisans tez (Akay, 2007) çalışmalarını başlatmak ve bu konuda önemli bir bilgi birikimini sağlamaktır. Nitekim bu çalışma sonunda amaçlanan hedeflere ulaşılmış, Funda Kurtuluş'un ENSMA daki doktora tez çalışmasının ardından ODTÜ'de de bu proje kapsamında bir yüksek lisans tezi bir de doktora tezi çalışmaları başlatılmış ve her iki tez çalışması da 2007 yılı Eylül ayında tamamlanmıştır. Böylece ortak bir doktora tez çalışmasını desteklemek amacıyla önerilen bu Tübitak-CNRS projesi ile ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümünde önemli bir deneysel alt yapı ve deney düzeneği kazanılmış, biri doktora çalışması biri de yüksek lisans tezi olmak üzere iki adet tez tamamlanmıştır ve proje her yönüyle amacına ulaşmıştır.

ABSTRACT

The major aim of flapping motion research is based on the understanding of the relation between the temporal and the spatial changes of the wake structure and the resulting instantaneous aerodynamic forces over the flapping wings. The essential physics of non-steady airfoil problems can be observed from simplified two-dimensional experiments, and the interpretations of the behavior can be supported by theoretical or numerical models. The aim of this study is to find optimum parameters to generate maximum lift during this motion, by using numerical methods and analytical models. A great number of cases are investigated involving the changes in the parameters such as angle of attack, location of start of change of incidence, location of start of change of velocity, axis of rotation, and Re number. In addition to the instantaneous aerodynamic forces, pressure distributions and vorticity contours, the average lift and drag coefficient values are also calculated. Positive lift values along the motion are obtained for angle of attack greater than 30° . The vortices shed during the flapping motion generate the lift. A modelization program is developed by use of Duhamel integral in order to compare with DNS results.

One of the aims of this research project was to initiate similar research work to that of Funda Kurtuluş, doctorate student in ENSMA Poitiers, and one of the investigators of this Tubitak-CNRS project, in the Aerospace Engineering Department of METU (Kurtuluş, 2005). Within the scope of this support program a similar experimental set-up is constructed in METU and two thesis studies are undertaken with this experimental set-up. Both numerical and experimental investigations are carried out within the scope of these two theses. One of these theses is a Master of Science thesis (Akay, 2007) whereas the other one is a PhD thesis (Sarigöl, 2007). Both of these theses are completed in September 2007. Hence we can say that the project has been very successful and the support given to this project has lead to initiate further research in this area.

GİRİŞ

Kanat Çırpma hareketi ile havada asılı kalmak ve itki elde etmek, düşük Reynolds sayısı rejiminde zamana bağlı olarak yüksek aerodinamik kuvvetlerin elde edildiği bu yüzden de günümüzde son derecede popüler olan bir araştırma konusudur. Kanat çırpma hareketini anlamak üzere kuşlar ve böcekler üzerinde araştırmalar yapılmıştır. Böcek ve kuşların kanat çırpma hareketlerini birebir taklit edebilen robot hava araçları (mikro insansız hava araçları) imal edilmiş ve bu sistemler üzerinde yapılan deneysel çalışmalarla çırpan kanat hareketinin aerodinamiği çalışılmıştır.

Bu projenin ilk aşamasında öncelikle çırpan kanat hareketinin iki boyutlu sayısal aerodinamik analizi değişik kanat profilleri için gerçekleştirilmiştir. Çırpan kanat hareketinin fiziği incelenirken bu harekete etki edebilecek kanat profilinin kalınlığı ve kamburluğu gibi değişik parametreler de göz önüne alınmıştır.

1. GENEL BİLGİLER

Geçtiğimiz on yıl içinde, Mikro Hava Araçları'nın gelişimine imkan veren mikro-teknojideki ilerlemeler nedeniyle düşük Re sayısı rejimindeki sayısal ve deneysel çalışmalar önem kazanmıştır. Bu çalışmanın ana konusu olan çırpan kanat aerodinamiği ve bu şekilde sağlanan itki gücü günümüzde Mikro Hava Araçları için alternatif bir itki sistemi olarak birçok araştırmacının ilgisini çekmektedir. Genellikle ileri uçuş rejim çalışmaları literatürde çoğunlukta olmasına rağmen, Mikro Hava Araçları'nın ana gayesi olan sabit pozisyon gözetimi havada asılı kalma uçuş modu üzerinde daha çok araştırma yapılması gereğini ortaya koymuştur. Havada asılı kalma uçuş modu, çırpan kanat aerodinamik sisteminde incelenen, tatbiki en zor olan uçuş durumlarından biridir. Bu uçuştaki amaç, Mikro Hava araçlarının buldukları konumu hiç değiştirmeden ve bozmadan uçuş ve gözetleme yapabilmesini sağlamaktır. Havada asılı kalma durumundaki bir araç, sabit bir konumda kabul edilir ve araç etrafındaki havanın serbest akış hızı sıfır alınır. Akışkan hareketleri sadece kanat hareketinden dolayı yaratılmaktadır. Havada asılı kalma hareketinin ana amacı, aracın ağırlığını dengeleyecek dikey bir kuvvet

yaratmaktadır. Bir kuşun, havada asılı konumda uçuş yapabilme kapasitesinin olup olamayacağı, kuşun boyutuna, kanatlarının eylemsizlik momentine, kanat hareketlerinin serbestlik derecesine ve kanatlarının şekline bağlıdır. Bu limitlerden dolayı havada asılı konumda kalabilen kuş veya böcek türünün sayısı çok azdır. Daha çok küçük böcek türleri (*Drosophila* gibi) ve arıkuşu (hummingbird) gibi küçük kuşlar tarafından tatbik edilebilir.

Havada asılı kalma modu simetrik ve simetrik olmayan durumlar olarak ikiye ayrılır. Simetrik olan havada asılı kalma moduna aynı zamanda arıkuşları ve *Drosophila* gibi böcek türlerinin gerçekleştirdiği normal ve gerçek havada asılı kalma modunda denir ki bu bütün kanat vuruş periyodu esnasında tamamen açılmış kanatlarla yapılan havada asılı kalma modudur. Kaldırma tersine çevrilen noktalar hariç, tüm bir kanat vuruşu esnasında elde edilir. Arıkuşu ve birçok böcek türü normal havada asılı kalma modunu kullanırlar. Yarasaların ve kuşların havada asılı kalma modunda vuruş düzlemi daha da eğimlidir ve bu havada asılı kalma modu geri vuruş esnasında en fazla kaldırmanın gerçekleştiği yer olan simetrik olmayan asılı kalma modu olarak isimlendirilir.

Tablo 1 Havada asılı kalma modunda etkili olan parametreler.

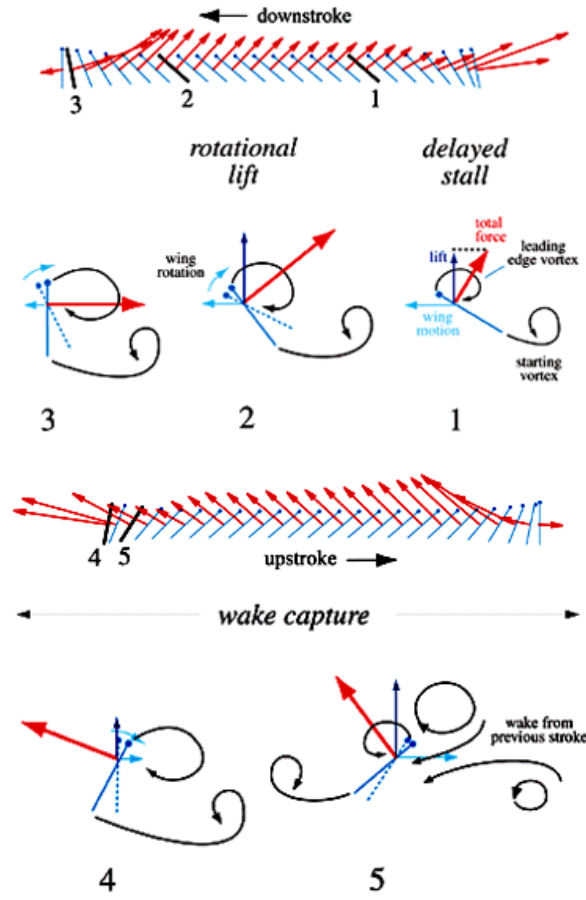
Normal havada asılı kalma modu	Beden kütlesi [kg]	Kanat yarı açıklığı [m]	Disk yükü [Nm^{-2}]	Vuruş periyodu [s]
Fruit Fly, <i>Drosophila virilis</i>	2×10^{-6}	0.003	0.69	0.004
Crane fly, <i>Tipula paludosa</i>	2.8×10^{-5}	0.0173	0.29	0.018
Hover fly, <i>Eristalis tenax</i>	1.5×10^{-4}	0.0127	2.90	0.0055
Bumble bee, <i>Bombus terrestris</i>	8.8×10^{-4}	0.0173	9.18	0.0064
Hummingbird, <i>Amazilia fimbriata</i>	5.1×10^{-3}	0.059	4.57	0.0285

Sonuç olarak bu çalışmanın amacı böyle bir Mikro Hava Aracının tasarlanması için maksimum kaldırmaya sahip olan kanat çırpma hareketinin aerodinamik parametrelerini optimize etmektir. Tablo 1 normal havada asılı kalma modunu gerçekleştiren arıkuşu ve bazı böcek türlerini ilgilendiren farklı parametreleri göstermektedir.

Bir kuşun veya böceğin kanat çırpma hareketi iki doğrusal ve iki döngüsel hareket fazından oluşmaktadır. Doğrusal fazlar aşağıya ve yukarıya doğru çırpma hareketleridir. Bu çırpma hareketleri sırasında kanat sabit ve yüksek bir hücum açısında ve sabit bir hızla hava içerisinde süzülmemektedir. Yukarı ve aşağı doğru çırpma hareketleri sonunda kanat durmakta ve yön değiştirmek için dönmektedir. Bu dönüş hareketleri aşağı doğru çırpma hareketi sonunda "geriye doğru dönme", (pronation) yukarıya doğru çırpma hareketi sonunda ise "öne doğru dönme" (supination) fazları olarak adlandırılmaktadır. Bu fazlar sırasında kanat aniden dönmekte ve hareket yönünü değiştirmektedir.

Çırpan kanat hareketi üzerinde yapılmış olan çalışmalar, kaldırma kuvvetinin üretilmesinde üç ana aerodinamik mekanizmanın etkili olduğunu göstermektedir. Bu mekanizmalar:

- Gecikmiş stall (delayed stall) mekanizması
- Döngüsel sirkülasyon (rotational circulation) ve Kramer etkisi mekanizması
- İz yakalama (wake capture) mekanizması



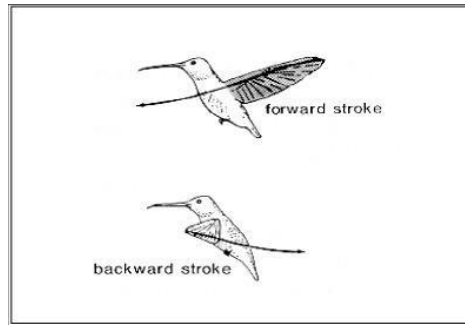
Şekil 1 Çırpın kanat hareketinde etkili olan aerodinamik mekanizmaların şematik gösterimi

Sane, “Wagner etkisi” olarak adlandırılan zamana bağlı bir mekanizmanın öneminden bahsetmiştir (Sane, 2003). Walker tarafından da belirtildiği gibi duran bir kanat birden bire hareket etmeye başladığında, kanat etrafındaki sirkülasyon değeri olması gereken değerine hemen erişmez, aksine yavaş yavaş ve kademeli olarak ulaşır (Walker, 1931). Sane bu olayı şu iki sebebe bağlayarak açıklar. Birincisi, Kutta şartının oluşması için belirli bir süre geçmesi gerekmektedir. İkincisi ise firar kenarında oluşan ve ayrılan girdaplardır. Bunlardan sonra ayrılan ve akış içerisinde dağılmaya başlayan girdap toplanır ve başlangıç girdabını oluşturur. İlk kez Wagner tarafından 1925 yılında önerilen sirkülasyonun oluşmasındaki bu gecikme Wagner etkisi olarak da bilinmektedir.

Havada asılı kalma hareketi, sıfır hızlı bir akış içerisindeki kanat çırpma hareketinin özel bir durumudur. Akışkanın hareketi kanadın çırpma hareketinden dolayı oluşmaktadır. Havada asılı kalma durumunda en önemli faktör şüphesiz ağırlığı

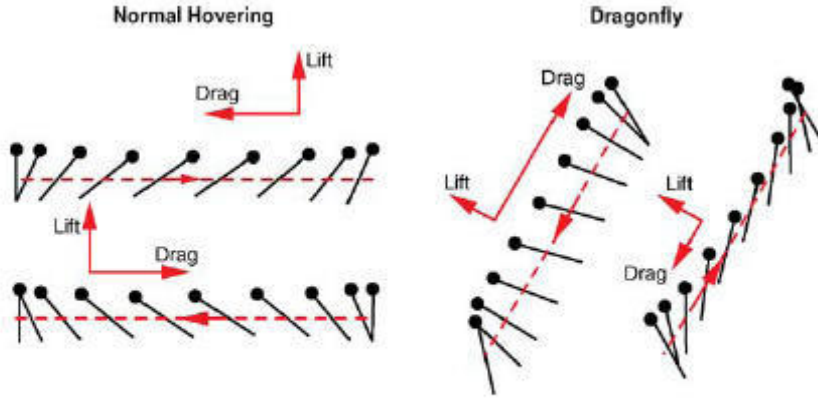
dengeleyecek dikey kuvvetin üretilmesidir. Havada asılı kalma kabiliyeti ise kuş ya da böceğin büyüklüğüne, kanatlarının eylemsizlik momentine, kanat şekline ve çırpma hareketi sırasında yapılan hareketin serbestlik derecesine bağlıdır. Dolayısıyla havada asılı kalma hareketi daha çok böcekler ve küçük kuşlar tarafından gerçekleştirilmektedir.

Literatürde iki çeşit havada asılı kalma durumunun (modu) olduğu belirtilmektedir. Bunlar, Weis-Fogh tarafından tanımlanmış olan simetrik havada asılı kalma ve Norberg tarafından tanımlanan asimetric havada asılı kalma durumu. Simetrik havada asılı kalma normal veya gerçek mod olarak da bilinir ve böcekler ve arı kuşları tarafından yapılabilmektedir. Ames bu hayvanların bütün hareket süresince kanatları tamamen açık olarak bu hareketi yaptıklarını belirtmiştir (Ames, 2001). Kaldırma kuvvetinin elde edilmesi dönme noktaları haricinde bütün kanat vuruşu boyunca olmaktadır.



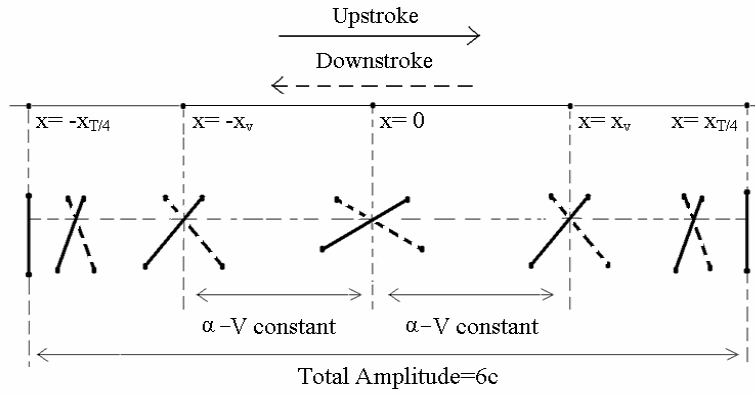
Şekil 2 Arı kuşu tarafından yapılan simetrik havada asılı kalma modu (Ref. [3])

Simetrik olarak havada asılı kalma durumu kanatlarını döndüremeyen kuşlar tarafından yapılmaktadır. Büyük sürtünme kuvvetlerini ve negatif kaldırma kuvvetlerini yok edebilmek için kuşlar kanatlarını yayarlar (Ames, 2001).

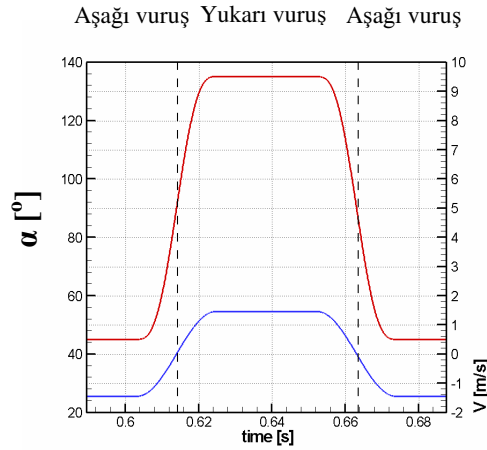


Şekil 3 yatay vuruş düzleminde olan normal havada asılı kalma (soldaki resim) ve eğik vuruş düzleminde olan havada asılı kalma modunun şematik gösterimleri (Ref. [1])

Normal asılı kalma durumunda, birçok böcek kanatlarını hemen hemen yatay bir çırpma düzleminde ileri ve geri hareket ettirirler. Bu şekilde havada asılı kalma durumunda (modunda) kanat çırpma hareketinin kinematığı Kurtuluş tarafından incelenmiştir (Kurtuluş, 2006). Bu çalışmada uygulanan çırpma hareketinin kinematığı şematik olarak Şekil 4’de gösterilmektedir (yukarı vuruş sürekli çizgi olarak, aşağı vuruş ise kesikli çizgi olarak gösterilmiştir). Kanat profili çırpma hareketine, sabit hücum açısında ve sabit doğrusal hızla hareket düzleminin ortasından başlar ve $-x$ yönünde hareketine devam eder. Kanat profilinin toplam yer değiştirmesi 6 veter uzunluğundadır. İncelenen kanat çırpma hareketi 4 bölüme ayrılmıştır; birinci bölüm aşağı doğru çırpma hareketinin yarısına denk gelmekte ve kanat ucu pozitif doğrultuyu göstermektedir. İkinci bölüm ise yukarı vuruş hareketinin yarısını kapsamaktadır. Üçüncü ve dördüncü bölümler ise bu iki bölümün tamamen aynasal simetrisidir. Her bölüm kendi içinde bir doğrusal ileri hareket fazı ve bir dönüş fazı olmak üzere iki ayrı fazdan oluşmaktadır. Doğrusal ileri hareket fazı süresince kanat kesiti önceden belirlenmiş bir süre boyunca sabit bir hızla hareket etmekte ve buna ek olarak belirlenen bir nokta etrafındaki dönüş fazı bu harekete eklenmektedir. Her yarım döngü, hareketsiz konumda başlamakta ve hareketsiz konumda sona ermektedir. Anlık hücum açısı ve hız dağılımı Şekil 5’de gösterilmektedir.



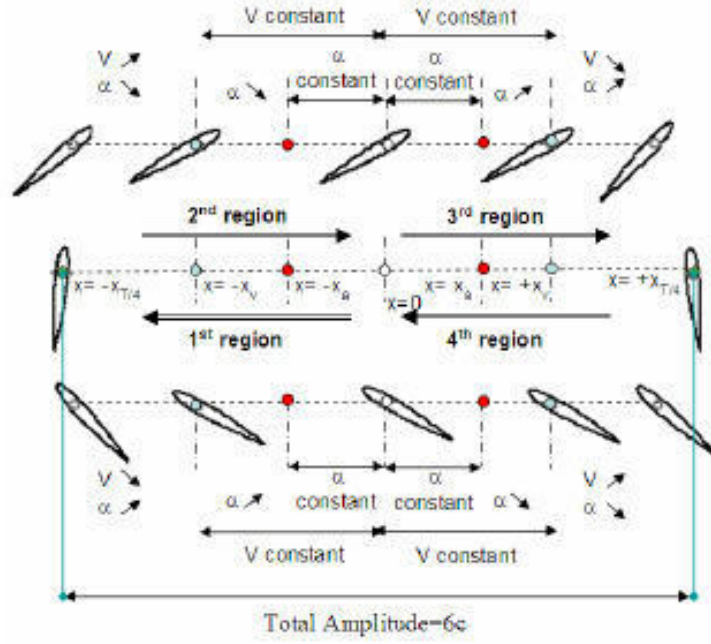
Şekil 4 Çırpan kanat hareketinin şematik gösterimi (Sürekli çizgiler (___) yukarı vuruşu, kesikli çizgiler (_ _ _) aşağı vuruşu simgelemektedir.)



Şekil 5: Çırpan kanat hareketinin anlık hız ve hücum açısı dağılımı.

2. ÇIRPAN KANAT HAREKETİNİN TANIMI

Çırpan kanat hareketi dört bölümden meydana gelmektedir. Birinci bölüm aşağı vuruş fazının ilk yarısına tekabül eder ve kanadın hücum kenarı ucu pozitif yönü göstermektedir. İkinci bölüm ise yukarı vuruş fazının ilk yarısını kapsar. Üç ve dördüncü bölümler ise sırasıyla ilk ve ikinci bölümlerin aynasal simetrisi olup yukarı ve aşağı vuruş fazlarının ikinci fazlarını kapsamaktadır. Şekil 6 bu tanımlanan hareketin bir periyod boyunca detaylı şematik gösterimidir.



Şekil 6: Çırpan kanat hareketinin iki boyutlu profili üzerinde şematik gösterimi.

Her bölüm bir doğrusal bir de dögüsel fazdan oluşur. Doğrusal faz sırasında, kanat profili t_v anına ve x_v pozisyonuna kadar sabit bir hızla doğrusal olarak hareket eder. t_a anında ve x_a pozisyonundan itibaren ise veter çizgisi üzerinde bir dönme noktası üzerinde dögüsel hareket eş zamanlı olarak doğrusal hareketle birleşir. Her bir yarım dögü sıfır hızla başlar ve biter. Dögüsel hareket boyunca kanadın hücum kenarı hep hücum kenarı olarak kalır. Kanadın toplam yer değıştirmesi 6 veter uzunluğundadır.

Hareketin periyodu T ile gösterilir. Orta noktada başlayan hareket t_v anına ve x_v pozisyonuna kadar sabit hıza sahiptir. $[t_v, T/4]$ zaman aralığında profil yavaşlamaya başlar ve $t=T/4$ anında ise hızı sıfır olur. Yine orta noktadan sabit bir hücum açısıyla başlayan hareket t_a anında ve x_a pozisyonundan itibaren dönme noktası etrafında dönmeye başlar ve bu dönüş hücum açısı 90° olana kadar devam eder. Hücum açısı $t=T/4$ anında 90° olur.

Hareketin doğrusal ve dögüsel hız tanımları aşağıdaki denklemlerle ifade edilir.

$$V = V_0 \cos\left(\frac{\pi}{2} \frac{t-t_v}{T/4-t_v}\right) \quad (2.1)$$

$$\omega = -\frac{\omega_{\max}}{2} \left[1 - \cos\left(\pi \frac{t-t_a}{T/4-t_a}\right) \right] \quad (2.2)$$

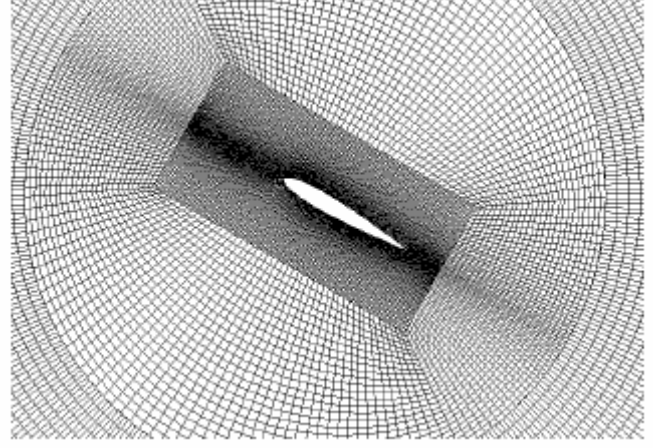
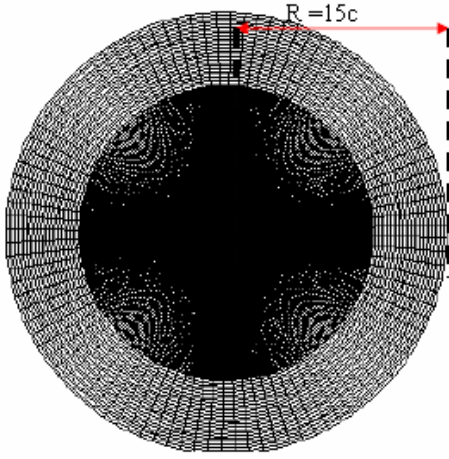
$$\omega_{\max} = \frac{2\alpha_0}{\frac{T}{4}-t_a} \quad (2.3)$$

$$T = 4 \left[\frac{\pi}{2|V_0|} (x_{T/4} - x_a) + t_v \right] \quad (2.4)$$

3. İKİ BOYUTLU SAYISAL SİMÜLASYON

3.1. Sayısal Çözüm Ağı

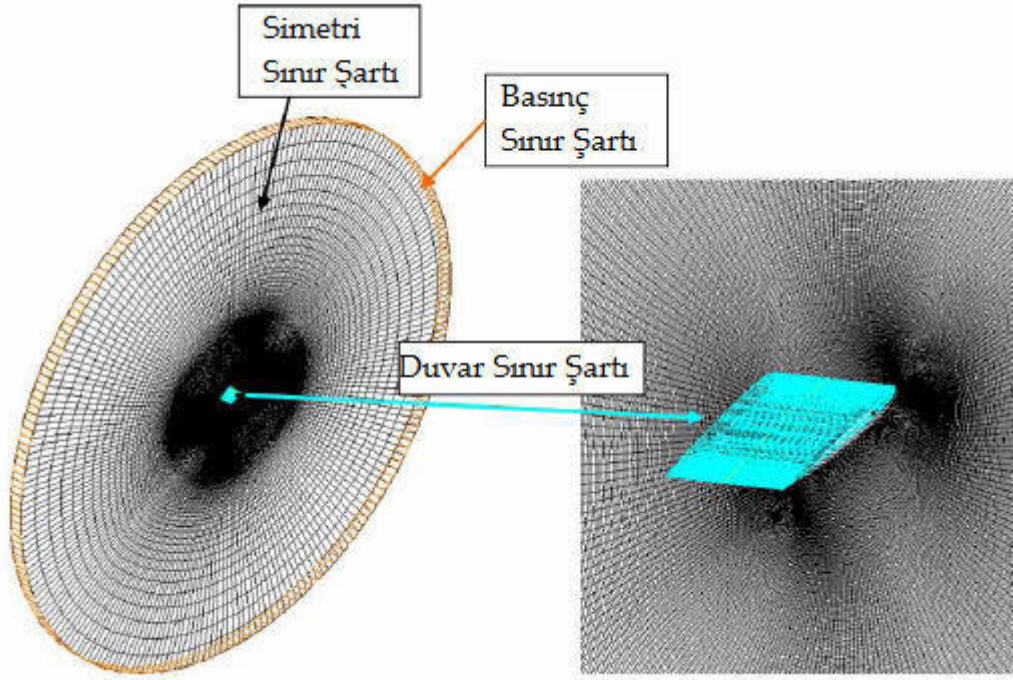
Kanat etrafında O-tipi yapısal çözüm ağı kullanılmıştır. Çırpın kanat hareketi kullanıcı tarafından yazılan programlarla sağlanmaktadır. Çözüm ağı 57500 elemandan oluşmaktadır ve 15 veter genişliğindedir. Kanattan uzaklaştıkça eleman sayısını azaltmak için benzemeyen çözüm ağları birlikte kullanılmıştır.



Şekil 7: Çırpın kanat hareketinin incelemesinde kullanılan çözüm ağı (soldaki resim) ve kanat etrafındaki yakından görünüşü (sağdaki resim).

3.2. Sınır Şartları

Kanat üzerinde anlık akış hızı kullanıcı tarafından yazılan programla hesaplanan doğrusal ve dögüsel yerel yüzey hızına eşitlenmiş ve yüzeyde kaymayan sınır şartı uygulanmıştır. Kanattan uzaklaştıkça basınç sınır şartı verilmiştir. Havada asılı kalma modunda, uzaktaki basınç bilinir kabul edilir ve standart hava basıncına eşit alınır. Takip eden hücrelerde hızlar yerel basınç gradyenlerine bağlıdır ve özel momentum denklemleriyle çözülürler. İki boyutlu çözümlerde çözüm diskinin her iki yüzü simetri sınır şartı olarak tanımlanır.



Şekil 8: Çırpın kanat hareketinin incelemesinde kullanılan çözüm ağı üzerinde kullanılan sınır şartları.

3.3. Sayısal Çözücü

Zamana bağlı viskoz akış alanı ticari bir akış çözücü olan STAR-CD kullanılarak çözülmüştür. Çözümler HP 4000 iş istasyonunda elde edilmiştir. PROSTAR, STAR-CD programının çözüm öncesinde çözüm ağı oluşturmak, sınır ve akış şartlarını tanımlamak gibi ön işlemler için kullanıldığı gibi dosya okuma ve yazma, veri manipülasyonu, grafik çizimi, üç boyutlu çizimler ve animasyonlar gibi son işlemler için de kullanılır.

STAR-CD programı sonlu hacim metodu kullanarak genel çözüm yaklaşımını uygular. Kullanılan kütle ve momentum korunum denklemleri indisyal notasyonla şu şekilde yazılabilir:

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (3.1)$$

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (3.2)$$

Newtonian akışkanlar için tamamlayıcı denklemler şu şekilde ifade edilir:

$$\tau_{ij} = 2\mu s_{ij} - \frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3.3)$$

$$s_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.4)$$

Tablo 2 Kontrol parametreleri.

	Kullanılan Değer
<u>Çözücü toleransları</u>	
<i>Hız</i>	0.01
<i>Basınç</i>	0.001
<u>İlerleme (ara iterasyon) limiti</u>	
<i>Hız</i>	100
<i>Basınç</i>	1000
Basınç düzeltme gevşeme faktörü	1.0
Düzelten basamak toleransı	0.25

3.4. Girdap Belirleme Teknikleri

Sayısal çalışmaların incelenmesi için literatürde bir kaç metod önerilmektedir. Girdap veya çevrinti konsepti akışkanlar dinamiğinin hemen hemen her alanında kullanılmasına rağmen herkesin kesinlikle kabul ettiği tam ve kesin bir girdap tanımı henüz yapılamamıştır. Jeong ve Hussain bir girdabın aşağıdaki özellikleri taşımasının gerektiğini belirtmişlerdir.

- (i) Girdap merkezinin net bir girdap büyüklüğüne ve dolayısıyla da net bir çevrime (circulation) sahip olması gerekir. Bu şartla potansiyel akış alanları dışarıda bırakılmaktadır.

- (ii) Girdabın geometrik karakteristikleri “Galilean değişmezi” olmalıdır yani girdap özellikleri seçilen koordinat sisteminden tamamen bağımsız olarak hep aynı sonuçlar elde edilmelidir.

Bu ön şartları sağlayan girdabın belirlenmesi için tek bir metod yoktur. Önerilen metodların tümü hız gradyen tensörünün “Galilean değişmezi” olmasına dayandırılır. Bilinen bütün teknikler çoğu zaman iyi sonuçlar verse de bazı durumlarda sonuçların fiziksel olmadığı da görülmüştür (Jeong ve Hussain, 1995).

3.4.1. Skalar Değerlerle Girdap Belirlenmesi

Birçok araştırmacı girdap büyüklüğünü, $|\omega|$, çevrintili yapıların belirlenmesinde kullanmıştır. Fakat girdap büyüklüğü dönmenin sadece kayma gerilmesinden (shear strain) dolayı mı, yoksa gerçek döngülü bir akıştan mı kaynaklandığını ayırt edememesi yüzünden yanıltıcı olabilmektedir. Coutte akışlarında karşımıza çıkan geri plandaki kayma gerilmesi dönme hareketinden kaynaklanan kayma gerilmesi ile karşılaştırılabilir düzeyde olduğundan yüksek girdap büyüklüklerine ulaşılmakta ama aslında akışta girdap bulunmaktadır. Bu kıstasın kayma gerilmesi olmayan akışlarda bile yetersiz olduğu Jeong ve Hussain tarafında da ispatlanmıştır (Jeong ve Hussain, 1995).

Diğer bir skalar değer ise basınçtır. Zamana göre değişmeyen, viskozitesiz, iki boyutlu düzlemsel akış şartlarında basınç, dönmenin merkezindeki dairesel şablonlarda en düşük değeri almaktadır. Bu aslında beklenen bir sonuçtur. Akıştaki parçacık üzerindeki radyal basınç kuvveti merkezkaç kuvvetiyle dengelenmesinden ileri gelmektedir. Bu durumda basınç dönme ekseninde en düşük değerini almaktadır. Fakat akış viskoz ve zamana göre değiştiğinde ya da üç boyutlu olduğunda bu kural geçerliliğini kaybetmektedir. Skalar metodların Galilean değişmezi olmadığı da ortaya konulmuştur (Jeong ve Hussain, 1995).

3.4.2. Hız Gradyanının 2. Değişmezi, Q Kriteri

Bir tensörü simetrik ve asimetrik tensörlerin toplamı şeklinde yazmak mümkündür. Bu ayrıştırma hız gradyan tensörüne uygulandığında, bozunum ve dönme tensörleri sırasıyla simetrik ve asimetrik kısımlardır (Jeong ve Hussain, 1995).

$$\nabla u = S + \Omega \quad (3.5)$$

Simetrik kısım, S, ve asimetrik kısım, Ω şu şekilde tanımlanmaktadır (Cucitore et al., 1999):

$$S_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i/j} + u_{j/i}) \quad (3.6)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i/j} - u_{j/i}) \quad (3.7)$$

Sıkıştırılmaz akımlar için Q değeri şu şekilde ifade edilebilir:

$$Q = \frac{1}{2}(\|\Omega\|^2 - \|S\|^2) \quad (3.8)$$

ve

$$\|\Omega\| = [tr(\Omega\Omega^T)] \quad (3.9)$$

$$\|S\| = [tr(SS^T)] \quad (3.10)$$

Hunt ve arkadaşları tarafından önerilen Q kriteri girdapların olduğu akış bölgelerinde Q değerinin pozitif olması durumu olarak tanımlanmaktadır, $Q > 0$ (Hunt et al., 1998). Buna ek olarak bu bölgedeki basınç değeri çevre basıncından daha düşüktür. Bu ek koşul altında Q kriterini işaretten bağımsız hale getirmektedir.

$$\nabla^2 p = 2\rho Q \quad (3.11)$$

Basınç değerinin minimum olduğu bölge ile Q değerinin pozitif olduğu bölgeler arasında belirgin bir bağlantı yoktur.

Sıkıştırılmaz akışlarda Q fazla dönme oranının göreceli gerilme (strain) oranının yerel ölçüsüdür (Repellin, 1999). $Q > 0$ bölgesinde basıncın minimum olması da garanti değildir (Jeong ve Hussain, 1995). Bundan dolayı ek basınç koşulu kullanılmadan Q kriterinin kullanılması da literatürde yaygın olarak görülmektedir.

3.4.3. $S^2 + \Omega^2$ tensörünün Eksi Özdeğerleri, λ_2 Kriteri

Değişmez özellikte bir akış için, $S^2 + \Omega^2$ girdap merkezinde iki negatif özdeğere sahiptir. Navier-Stokes denkleminin gradyanı yazıldığında sol taraftaki terim ivme gradyanı ve sağ taraftaki ikinci terim ise bölgesel basınç minimum ya da maksimum bilgisini içeren basınç Hessian'dır.

$$\begin{aligned} \frac{\partial a_i}{\partial x_j} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial^2 p}{\partial x_i \partial x_j} + \nu \frac{\partial^3 u_i}{\partial x_j \partial x_k \partial x_k} \\ \frac{\partial a_i}{\partial x_j} &= \left[\frac{DS_{ij}}{Dt} + \Omega_{ik} \Omega_{kj} + S_{ik} S_{kj} \right] + \left[\frac{D\Omega_{ij}}{Dt} + \Omega_{ik} S_{kj} + S_{ik} \Omega_{kj} \right] \end{aligned} \quad (3.12)$$

İvme gradyanının simetrik parçası ise:

$$\frac{DS_{ij}}{Dt} - \nu \frac{\partial^2 S_{ij}}{\partial x_k \partial x_k} - \Omega_{ik} \Omega_{kj} + S_{ik} S_{kj} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial^2 p}{\partial x_i \partial x_j} \quad (3.13)$$

Bu denklemdeki ilk terim zamana bağlı olmayan dönmesiz kayma gerilmesi (shear strain) ve ikinci terim ise viskoz etkileridir. Eğer zamana bağlı olan ve viskozite etkileri ihmal edilirse Navier-Stokes denkleminin gradyanın simetrik kısmı şu şekilde yazılır:

$$S^2 + \Omega^2 = -\frac{1}{\rho} \nabla(\nabla p) \quad (3.14)$$

Burada p basıncı simgelemektedir ve yukarıdaki denklem basınç Hessian'ın göstergesidir ($(\nabla(\nabla p))_{ij} = \frac{\partial^2 p}{\partial x_i \partial x_j}$). $S^2 + \Omega^2$ tensörü simetrik olduğundan öz değerleri

de reel sayılardır. İki boyutlu akış için bu öz değerler $\lambda_1 \geq \lambda_2$ şeklinde sıralanacak olursa girdap merkezindeki her noktada $\lambda_2 < 0$ olur. Bundan dolayı da bu metot λ_2 kriteri olarak da adlandırılır.

λ_2 kriteri zamana bağlı değişim etkileri ve viskozite etkilerinden kaynaklı hataları ortadan kaldırmaktadır ((Jeong ve Hussain, 1995; Repellin, 1999)). Ayrıca bu özdeğerler Q kriteri ile şu şekilde ilişkilendirilirler:

$$Q = -\frac{1}{2}(S^2 + \Omega^2) = -\frac{1}{2}(\lambda_1 + \lambda_2) \quad (3.15)$$

3.5. Sayısal Sonuçlar

Ortalama aerodinamik kuvvet katsayıları bir periyod boyunca anlık kuvvet katsayılarının ortalaması alınarak hesaplanır. Hesapların yapıldığı periyod, anlık başlangıç etkilerin yok olduğu 7. periyoddur.

$$\bar{C}_L = \frac{1}{T} \int_{t=6T}^{t=7T} C_L(t) dt \quad (3.16)$$

$$\bar{C}_D = \frac{1}{T} \int_{t=6T}^{t=7T} C_D(t) dt \quad (3.17)$$

Çırpın kanat üzerindeki sürtünme kuvvetini yenmek için gereken güç toplam mekanik güce eşittir ki bu güç de profil tarafından domine edilmektedir. Bu güce kanatları döndürmek için gereken kuvvet dahil değildir. Bir periyoddaki ortalama profil kuvveti ise şu şekilde hesaplanır:

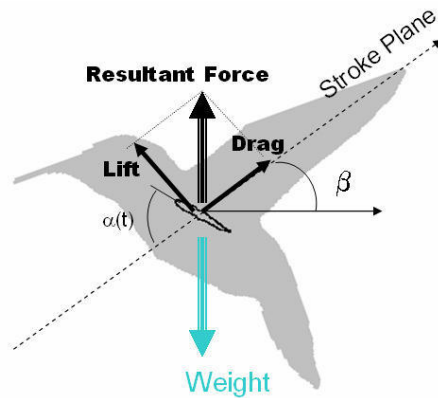
$$\bar{C}_{P_{pro}} = \frac{\bar{P}'_{pro}}{\frac{1}{2} \rho c V_0^3} = n \int_{t=6T}^{t=7T} C_D(t) \cdot \frac{V^3(t)}{V_0^3} dt \quad (3.18)$$

$$\bar{P}'_{pro} = n \int_{t=6T}^{t=7T} D'(t) \cdot V(t) dt \quad (3.19)$$

\bar{P}'_{pro} , birim kanat açıklığındaki güç ve $n=1/T$ ise kanat çırpma frekansı olarak alınır. Sonuçlar Tablo 3 ve Şekil 9'da verilmektedir.

Tablo 3 Değişik parametreler için hesaplanan Doğrudan Sayısal Simülasyon ile elde edilen ortalama aerodinamik kuvvet ve kuvvet katsayıları.

α [°]	x_v	x_a	Vuruş periyodu [s]	\bar{D}' [N/m]	\bar{L}' [N/m]	\bar{C}_D	\bar{C}_L	\bar{C}_{Ftotal}	β	\bar{P}'_{pro} [W/m]	\bar{C}_{Ppro}
5	2c	1c	0.09824	3.6856E-3	2.9341E-3	0.2847	0.2266	0.3639	51.48	3.9707E-3	0.1584
5	2c	1.5c	0.09824	3.2672E-5	2.1516E-3	0.2524	0.1662	0.3022	56.64	3.3701E-3	0.1328
5	2c	2c	0.09824	2.9542E-3	1.2171E-3	0.2282	0.0940	0.2468	67.61	2.8790E-3	0.1142
5	2c	2.5c	0.09824	2.5797E-3	-6.48E-6	0.1993	-5.01E-4	0.1993	90.14	2.3889E-3	0.1017
30	2c	1c	0.09824	9.2442E-3	0.009416	0.7140	0.7273	1.0192	44.47	0.01117	0.4936
30	2c	1.5c	0.09824	8.3148E-3	0.009170	0.6422	0.7083	0.9561	42.20	0.01004	0.4492
30	2c	2c	0.09824	8.0837E-3	0.009328	0.6244	0.7205	0.9534	40.91	0.00963	0.4344
30	2c	2.5c	0.09824	8.3534E-3	0.009666	0.6452	0.7466	0.9868	40.83	0.00955	0.4300
45	2c	1c	0.09824	1.5617E-2	0.010747	1.2062	0.8301	1.4642	55.46	0.019439	0.8758
45	2c	1.5c	0.09824	1.4618E-2	0.011052	1.1291	0.8536	1.4155	52.91	0.018385	0.8428
45	2c	2c	0.09824	1.3954E-2	0.011401	1.0778	0.8806	1.3918	50.75	0.0177426	0.8322
45	2c	2.5c	0.09824	1.5206E-2	0.013047	1.1745	1.0078	1.5476	49.37	0.01931	0.9211
60	2c	1c	0.09824	2.2510E-2	0.010496	1.7386	0.8107	1.9183	65.00	0.028533	1.3494
60	2c	1.5c	0.09824	2.1817E-2	0.01099	1.6852	0.8490	1.8870	63.26	0.0283408	1.3384
60	2c	2c	0.09824	2.1933E-2	0.01144	1.6941	0.88345	1.9106	62.46	0.028558	1.3558
60	2c	2.5c	0.09824	2.3036E-2	0.012302	1.7793	0.9502	2.0171	61.90	0.02979	1.4163



Şekil 9: Vuruş düzlemi tanımlanması.

Simetrik havada asılı kalma modu sadece yatay düzlemde gerçekleşmez. Yatay eksenle yaptığı açı β olarak nitelendirilen vuruş düzlemi olarak adlandırılan bir düzlem bulunur (Şekil 9). Bütün hesaplamalar bu düzleme göre yapılır. Bir kuş ya da böceğin havada asılı kalması düşünüldüğünde, ortalama toplam kuvvet hayvanın ağırlığına eşit olmalıdır.

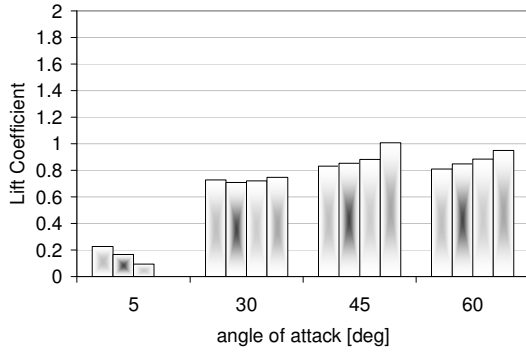
$$\bar{C}_{Ftotal} = \sqrt{\bar{C}_D^2 + \bar{C}_L^2} \quad (3.20)$$

Vuruş düzleminin yatay eksenle yaptığı açı da şu şekilde hesaplanır:

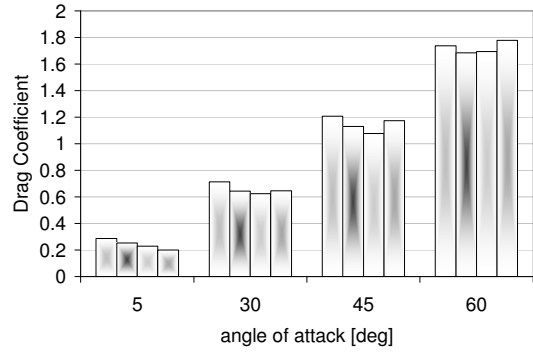
$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{\bar{C}_D}{\bar{C}_L}\right) \quad (3.21)$$

Asimetrik havada asılı kalmayı yapabilen yusufçuk böceğinin vuruş düzleminin yatay eksenle yaptığı açı 20° ila 40° arasında değiştiği varsayılır.

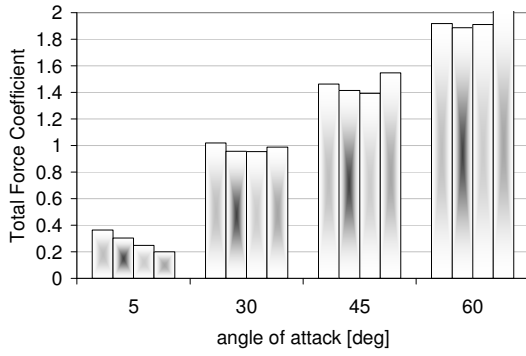
Başlangıç hücum açısı, başlangıç açısının değişmeye başladığı nokta, başlangıç hızının değişmeye başladığı nokta, dönme eksenini merkezi gibi farklı parametreleri değiştirerek sayısal çalışmalar yapılmıştır. Bu parametrik çalışmalarda anlık basınç dağılımları ve girdap konturları çizdirilmiş ve birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Ayrıca bu parametrelerin aerodinamik kuvvetlere olan etkileri de incelenmiştir.



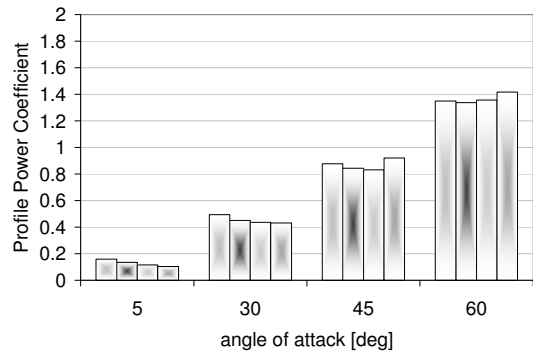
a) Kaldırma Kuvveti Katsayısı \bar{C}_L



b) Sürüklenme Kuvveti Katsayısı \bar{C}_D



c) Toplam Kuvvet Katsayısı \bar{C}_{Ftotal}

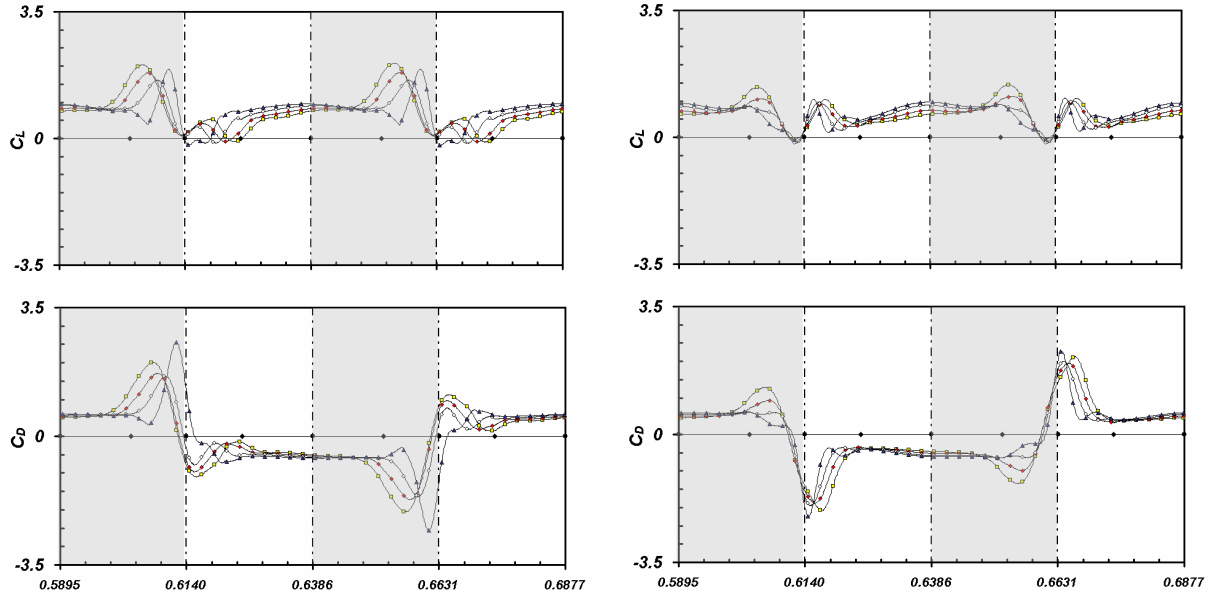


d) Profil Güç Katsayısı \bar{C}_{Ppro}

Şekil 10: 7. periyotta $x_v=2c$, $Re=1000$ ve dönme eksenini merkezi $a=1/4$ için aerodinamik kuvvet katsayıları.

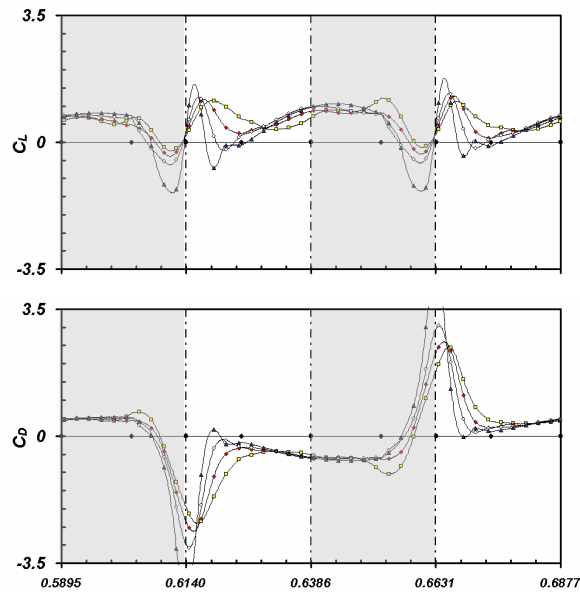
3.5.1. Dönme Eksenini Merkezi ve x_a Pozisyonunun Etkisi

Üç farklı dönme eksenini noktası için; $1/4c$, $1/2c$ ve $3/4c$; sayısal çözümler elde edilmiştir. Dönme eksenini merkezi $1/2$ veter noktasındayken, biri vuruşun başında diğeri de sonunda olmak üzere iki pozitif tepe nokta değeri görülür (Şekil 11). Dönme eksenini merkezi $1/4$ veter noktasındayken ise kaldırma kuvveti katsayısı tepe noktası değeri vuruşun sonunda; dönme eksenini merkezi $3/4$ veter pozisyonundayken ise vuruşun başındadır. Sonuncu çalışma koşulları içinse vuruşun sonunda negatif tepe değeri görülmektedir. “ x_a ” parametresi belirlenmiş “ t_a ” zamanına kadar başlangıç hücum açısının sabit kaldığı noktadır. Şekil 11’de de görülebileceği gibi $x_v=2c$ değeri için x_a değişkeninin aerodinamik kuvvet katsayılarına olan etkileri de incelenmiştir.



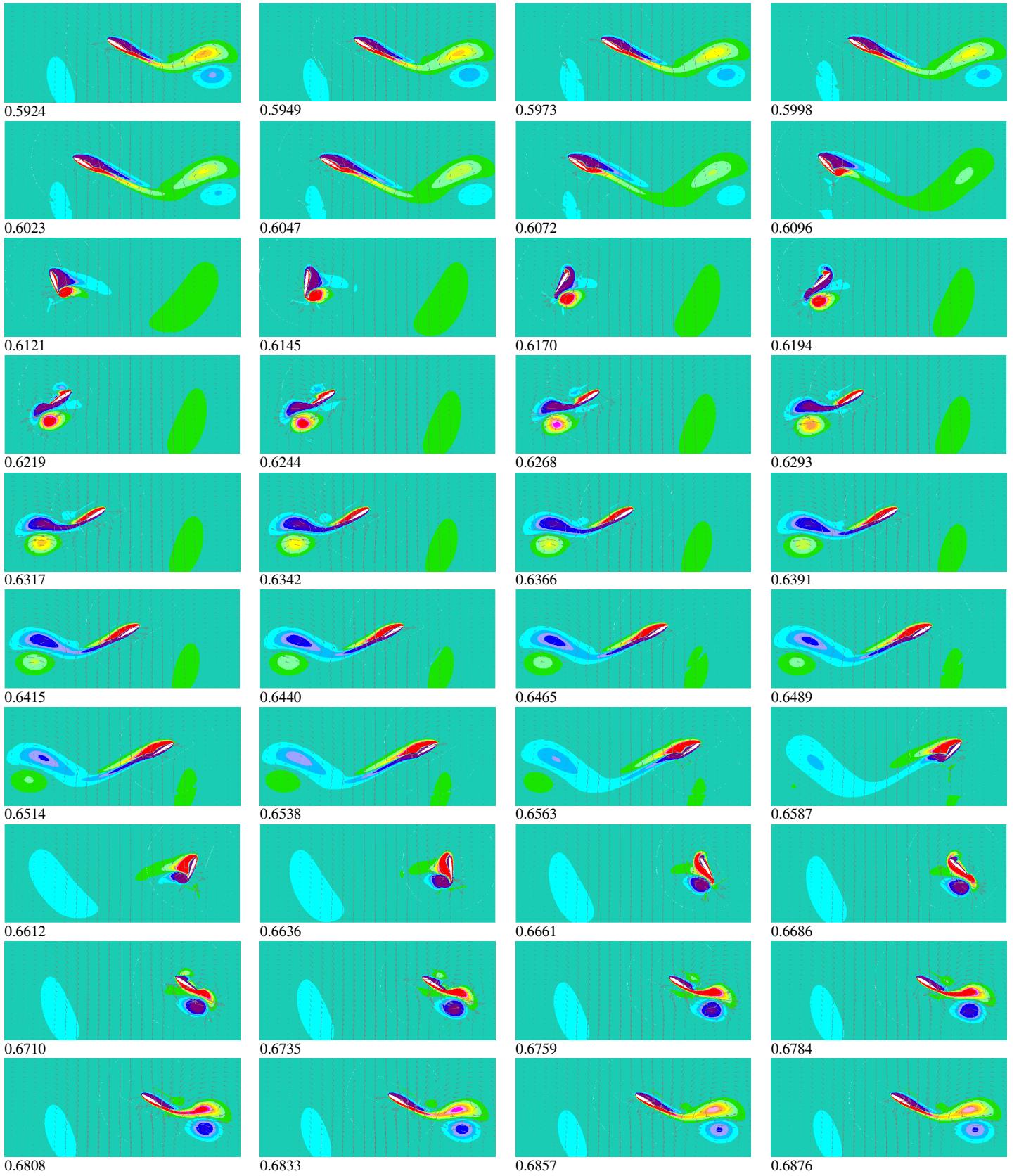
a) $a=1/4c$

b) $a=1/2c$



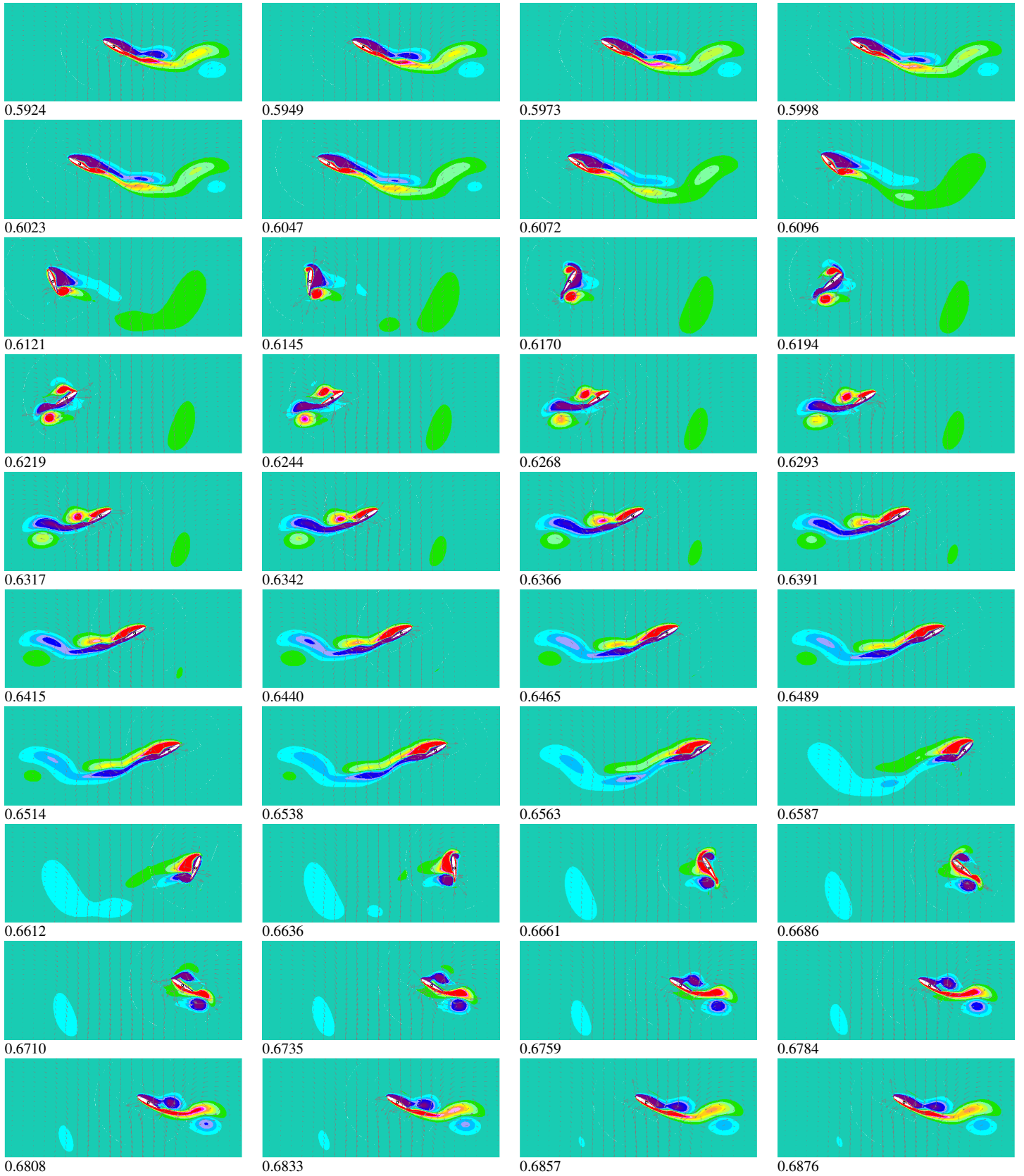
c) $a=3/4c$

Şekil 11: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $x_v=2c$, $Re=1000$ için farklı dönme eksenini merkezi pozisyonlarında kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayıları.



Şekil 12: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $xv=2c$, $xa=2c$, $Re=1000$ iken dönme eksenini $\frac{1}{4}c$ için çizdirilen girdap konturları. Her resim $(0.001 \cdot T)$ saniye aralıklıdır.

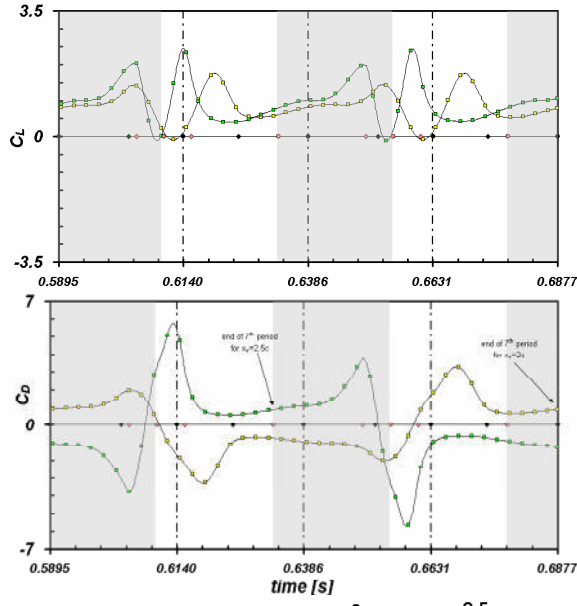
Şekil 12 ve Şekil 13 sırasıyla dönme eksenini merkezi $\frac{1}{4}$ ve $\frac{1}{2}c$ veter noktasındayken 7. periyotta oluşan girdap konturları üzerinde hız vektörlerini göstermektedir. Sıcak renkler (kırmızı) saat yönünün tersine dönen girdapları, soğuk renkler (mavi) ise saat yönünde dönen girdapları göstermektedir. Yine Şekil 12 ve Şekil 13'te hücum kenarı girdabı (leading edge vortex, LEV), doğrusal başlangıç girdabı (translational starting vortex, TSV), döngüsel durma girdabı (rotational stopping vortex, RSV) ve kayma katman girdabı (shear layer vortex, SLV) gibi değişik tipte girdaplar da görülmektedir.



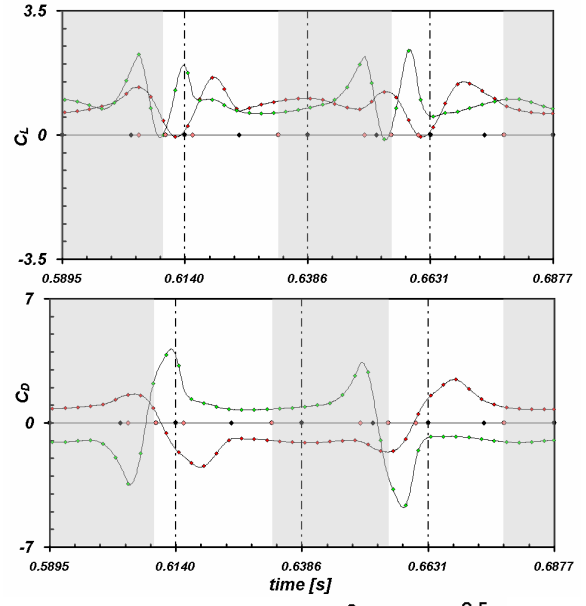
Şekil 13: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $xv=2c$, $xa=2c$, $Re=1000$ iken dönme eksenini $\frac{1}{2}c$ için çizdirilen girdap konturları. Her resim $(0.001 \cdot T)$ saniye aralıklıdır ve sol alt köşedeki sayılar resmin zamanını göstermektedir.

3.5.2. Doğrusal İvmelenme (Hızlanma/Yavaşlama) Noktası, x_v , Etkisi

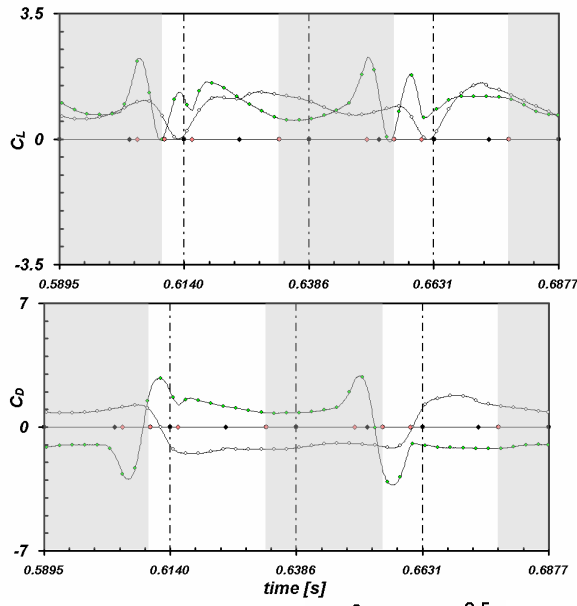
Şekil 14'te farklı x_a noktalarında $x_v=2c$ ve $x_v=2.5c$ pozisyonları için elde edilen kaldırma ve sürtünme kuvveti katsayıları çizdirilmiştir. “ x_a ” noktası için yapılan tanımda kullanılan analogi “ x_v ” noktası için de geçerlidir. aynı Reynolds sayısı için ivmelenme noktası maksimum büyüklük noktasına yaklaştıkça periyod azalmaktadır. Gri bölgeler $x_v=2.5c$ için çeyrek periyodu, dikey çizgiler ise $x_v=2c$ için çeyrek periyodu göstermektedir. $x_v=2c$ noktası için mavi, $x_v=2.5c$ noktası için kırmızı renk kullanılmış olup; x -ekseni üzerindeki dairesel simgeler çeyrek periyod pozisyonunu, elmas simgeler ise t_v , zaman pozisyonlarını göstermektedir.



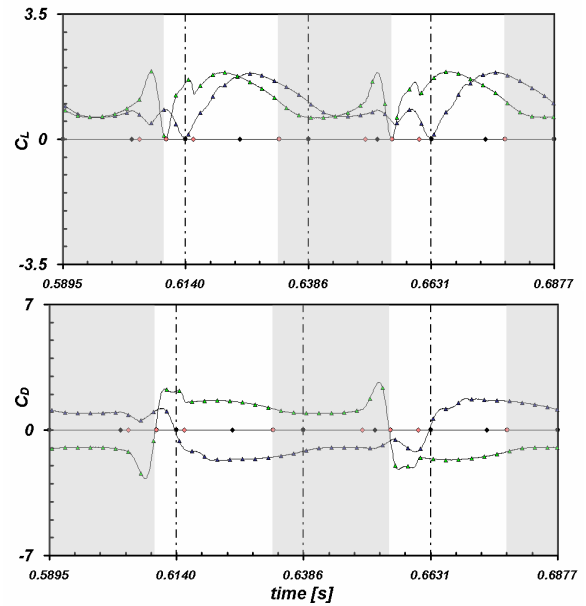
a) $x_a = 1c$



b) $x_a = 1.5c$



c) $x_a = 2c$

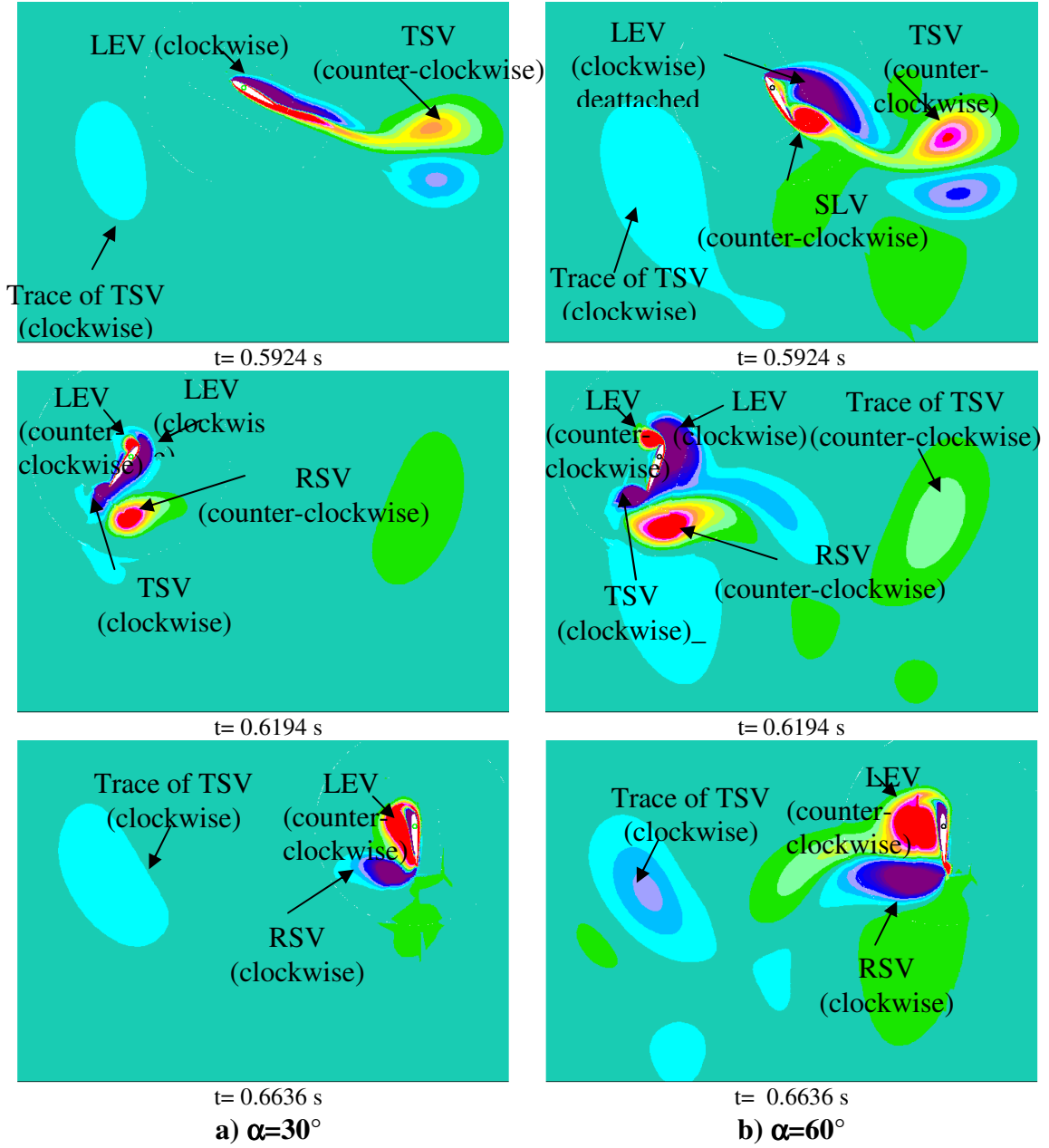


d) $x_a = 2.5c$

Şekil 14: 7. periyotta $\alpha=45^\circ$, $Re=1000$ ve dönme eksenini $1/4c$ için kaldırma ve sürtünme kuvveti katsayıları. Her resim farklı bir x_a değeri içindir.

3.5.3. Hücüm Açısının Etkisi

Hücüm kenarı girdabı (LEV), doğrusal başlangıç girdabı (TSV), döngüsel durma girdabı (RSV) ve kayma katmanı girdabı (SLV) Şekil 15'te gösterilmektedir. Girdap büyüklükleri hücüm açısının artmasıyla artmaktadır. Yüksek hücüm açısı değerleri için döngüsel durma girdabının büyüklükleri daha fazladır. Hücüm açısı 30° iken, hücüm kenarı ve doğrusal girdap konturları daha düzgün ve profile daha tutunmuştur. Ancak hücüm açısı 60° olduğunda yeni girdap oluşumları görülmektedir.



Şekil 15: 7. periyotta $xv=2c$, $xa=1c$, $Re=1000$ ve dönme eksenini $1/4c$ için girdap konturları.

4. ÇIRPAN KANAT HAREKETİNİN ANALİTİK MODELİ

4.1. Duhamel Entegrali Kullanılarak Sayısal Sonuçlardan Elde Edilen Hız Değerlerinin Wagner ve Küssner Fonksiyonlarıyla Birlikte Kullanılarak Kuvvet Katsayılarının Elde Edilmesi

İndisel fonksiyonlar, herhangi bir hareket yapan bir kanat üzerinde oluşan kaldırma kuvveti moment değerlerini akışın profilden ayrılmadığı kabul edilerek ve lineer üst düşüm varsayımıyla Duhamel entegralini kullanarak hesaplamaya yardımcı olurlar. Sıkıştırılamaz akımda iki boyutlu kanat üzerindeki indisel kaldırma kuvveti ilk Wagner tarafından çıkarılmıştır. İndisel Wagner fonksiyonu ve Küssner fonksiyonu denklemleri aşağıda verilmektedir ve fonksiyonlar Şekil 16' da çizdirilmiştir. Serbest akışta olabilecek bütün değişimler aşağıdaki denklemle karşılanmaktadır.

$$L_{\text{circulatory}} = \pi\rho V(t) \cdot S \cdot \left[w_{3/4c}(0)\phi(s) + \int_0^s \frac{dw_{3/4c}}{d\sigma}(\sigma) \cdot \phi(s-\sigma) d\sigma \right] \quad (4.1)$$

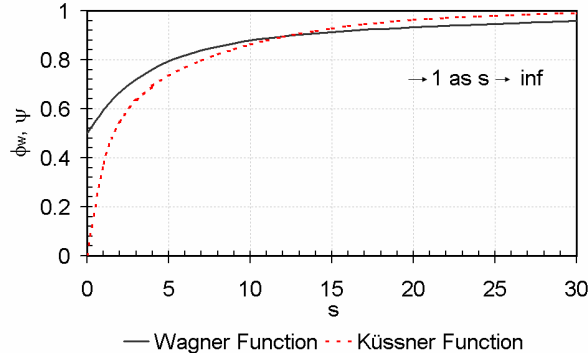
Bu çalışmada ϕ_w Wagner fonksiyonu, üssel formda ψ ise Küssner fonksiyonu olarak tanımlanmaktadır:

$$\phi_w(s) = 1.0 - 0.165e^{-0.0455s} - 0.335e^{-0.3s} \quad (4.2)$$

$$\psi(s) = 1.0 - 0.5e^{-0.13s} - 0.5e^{-1.0s} \quad (4.3)$$

İndirgenmiş zaman ise s ile ifade edilmektedir:

$$s = \frac{1}{b} \int_0^t V dt \quad (4.4)$$



Şekil 16: Wagner ve Küssner fonksiyonları.

Döngüsel olmayan (Non Circulatory) veya görünen kütle terimi zamana bağlı olmayan Bernouilli denklemindeki $\partial\Phi/\partial t$ teriminden gelmekte ve profil yakınındaki akışı ivmelendiren basınç kuvvetinin etkilerini de içermektedir. Bu anlık yerel ivmelenmenin bir sonucu olarak ortaya çıkmaktadır:

$$L_{NC} = \pi\rho b^2 \frac{\partial}{\partial t} (|V \sin \alpha|) + \pi\rho b^2 \frac{\partial}{\partial t} \left(\left| \dot{\theta} \right| \frac{b}{2} \right) \quad (4.5)$$

Döngüsel bölgede hücum açısı arttığından dolayı (her vuruş sonunda 90° olmaktadır) bu yöntem bu bölgede iyi sonuç vermemektedir. Bu bölgenin $V(t)$ ile çarpımı da $V(t) \rightarrow 0$ ve $\alpha \rightarrow 90^\circ$ koşullarına giderken yanlış sonuç vermektedir. İlk kısım döngüsel kaldırma kuvvetinin $t=0$ anında zamandan bağımsız değeridir. Duhamel entegrali verilen başlangıç değerleri için zamana bağlı akışın $V(t)$ ve $\alpha(t)$ değerlerini kullanarak kaldırma kuvvetini hesaplamaktadır.

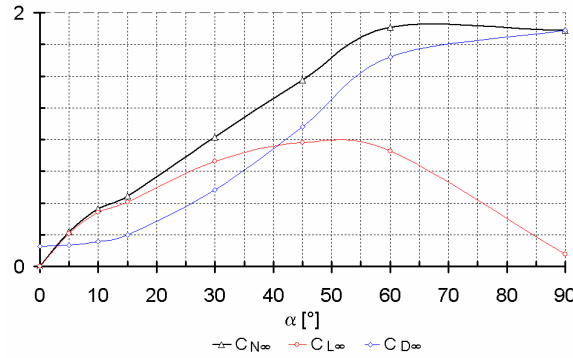
$$L_{circulatory} = \frac{C_{L\alpha}}{2} \rho V(t) \cdot S \cdot \left[w_{3/4c}(0)\phi(s) + \int_0^s \frac{dw_{3/4c}}{d\sigma}(\sigma) \cdot \phi(s-\sigma) d\sigma \right] + L_3 \quad (4.6)$$

Kaldırma kuvveti $V(t)$ ile çarpıldığından, $s=0$ için zamana bağlı olmayan kaldırma kuvveti $V(t) \neq V_0$ koşulunda sağlanamamaktadır. Bu yüzden L_3 değeri toplam kaldırma kuvvetine eklenmektedir.

$$L_3 = L_{ss} \cdot \left(\frac{|V(0)| - |V(t)|}{|V(0)|} \right) \quad (4.7)$$

Zamandan bağımsız kaldırma kuvvetinin başlangıç değeri $t=0$ anında ise aşağıdaki denklemle verilmektedir.

$$L_{ss} = \frac{C_{L\alpha}}{2} \rho \cdot (-|V(0)|) \cdot S \cdot [w_{3/4c}(0)] = \frac{C_{L\alpha}}{2} \rho \cdot (-|V(0)|) \cdot S \cdot [-|V(0)| \cdot \sin \alpha(0)] \quad (4.8)$$



Şekil 17: 1 m/s hızla birden başlayan hareketin değişik hücum açılarındaki DNS programı çözümünden elde edilen kaldırma, sürüklenme ve normal kuvvet katsayılarının zamandan bağımsız değerleri. Ortalama değerler $[T, 5T]$ zaman aralığında alınmaktadır. Bir periyod T ile gösterilmektedir.

Denklem (4.6)'da geçen $C_{L\alpha}$ katsayısı, ani hareket analizinden elde edilen ortalama normal kuvvet katsayısının $\sin \alpha$ ile bölünmüş halidir. DNS sonuçlarından elde edilen eğimler döngüsel kaldırma kuvveti hesabına eklenir. 2π değeri, yüksek hücum açılarında bahsi geçen eğimler için doğru değildir.

Literatürde havada asılı kalma problemi aktuatör disk ve onunla ilintili Rankine-Froude momentum jeti ile çözülmektedir. Aktuatör disk teoremi, momentum jet teorisinden elde edilen indüklenmiş akış hızlarını hesaplamak için kullanılan yöntemdir (Weis-Fogh, 1972; Weis-Fogh, 1973; Norberg et al., 1993). Bir böcek veya arıkuşu için sıkça elde edilen momentum jet değeri %10 ila %15% veya daha düşüktür. Dolayısıyla Wagner fonksiyonuna anlık (ani) rüzgar (gust) hızını da dahil etmek için Küssner fonksiyonu da programa eklenmiştir. DNS programından birim kanat açıklığındaki ortalama kaldırma kuvveti ağırlığa eşit alınır ve tüylenme parametresi de modele yarı-ampirik bir korelasyonla eklenmiştir.

$$\begin{aligned}
L_{\text{circulatory}} &= \frac{C_{L\alpha}}{2} \rho \cdot (-|V(t)|) \cdot S \cdot \left[w_{3/4c}(0)\phi(s) + \int_0^s \frac{dw_{3/4c}}{d\sigma}(\sigma) \cdot \phi(s-\sigma) d\sigma \right] \\
&+ L_3 \\
&+ \frac{C_{L\alpha}}{2} \rho \cdot (-|V(t)|) \cdot S \cdot \\
&\quad \left[w_{g-3/4c}(0)\psi(s) + \int_0^s \frac{dw_{3/4c}}{d\sigma}(\sigma) \cdot \phi(s-\sigma) d\sigma + \int_0^s \frac{dw_{g-3/4c}}{d\sigma}(\sigma) \cdot \psi(s-\sigma) d\sigma \right] \\
&+ L_{3k}
\end{aligned} \tag{4.9}$$

Kanadın bütün hareket boyunca geçtiği dikdörtgen alanı A ile gösterilme kaydıyla w_g , tüylenme parametresi şu şekilde hesaplanır:

$$w_g = \sqrt{\frac{Mg}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{\bar{L}'}{2\rho \cdot 6c}} \tag{4.10}$$

Kanadın, değişmeyen ani bir rüzgar içine w_g hızıyla girdiği kabul edilirse, w_g , bütün bir hareket boyunca sabittir (Tablo 4). Bu hızın $3/4c$ pozisyonundaki etkisi $w_{g-3/4c} = w_g \cos \alpha(t)$ formülü ile hesaplanır. Böylelikle de ani rüzgar hızı Küssner fonksiyonuyla birlikte döngüsel kaldırma kuvveti hesabına dahil edilmiş olur. Döngüsel olmayan kaldırma kuvveti ise şu şekilde hesaplanır:

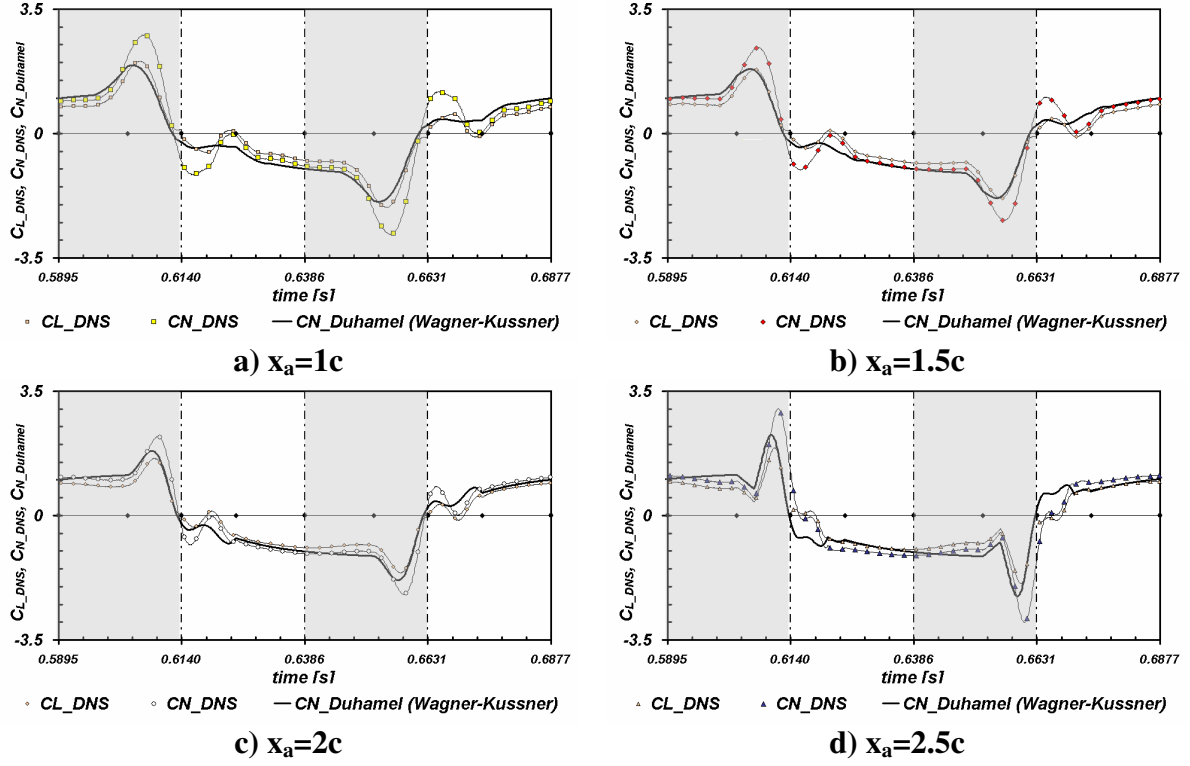
$$L_{NC} = \pi \rho b^2 \frac{\partial}{\partial t} (|V \sin \alpha|) + \pi \rho b^2 \frac{\partial}{\partial t} \left(\left| \dot{\theta} \right| \frac{b}{2} \right) + \pi \rho b^2 \frac{\partial}{\partial t} (|w_g \cos \alpha|) \tag{4.11}$$

Tablo 4 Re=1000 ve n=10.18 için ortalama kaldırma kuvveti DNS sonuçları kullanılarak değişik şartlar için aktuatör Disk Teoremi kullanılarak hesaplanan indüklenmiş hız.

α [°]	x_v	x_a	w_g [m/s]	F
5	2c	1c	0.1413	0.01338
5	2c	1.5c	0.1210	0.00981
5	2c	2c	0.091	0.00555
5	2c	2.5c	0	0
30	2c	1c	0.2531	0.04293
30	2c	1.5c	0.2498	0.04181
30	2c	2c	0.2519	0.04253
30	2c	2.5c	0.2564	0.04407
45	2c	1c	0.2703	0.04900
45	2c	1.5c	0.2742	0.05039
45	2c	2c	0.2785	0.05198
45	2c	2.5c	0.2979	0.05949
60	2c	1c	0.2672	0.04786
60	2c	1.5c	0.2734	0.05011
60	2c	2c	0.2790	0.05215
60	2c	2.5c	0.2893	0.05610

Hücum açısı değiştikçe $w_{g_3/4c}$ değeri de değişmesine rağmen, ani rüzgar hızı sabit kabul edilmiştir. Bu sonuçların düzeltilmesi gerektirmektedir. Ancak hücum açısı 90°'ye yaklaştıkça bu düzeltme çok küçüktür ve ihmal edilebilir düzeydedir. Diğer zamanlarda ise hücum açısı genelde sabittir dolayısıyla da açısal hız sıfır veya çok küçük bir değerdir.

Şekil 18, DNS sonuçlarından elde edilen eğimlerin Duhamel entegraliyle birlikte kullanıldığı analitik metot sonuçlarını göstermektedir. Analitik sonuçlar DNS sonuçlarıyla karşılaştırılabilecek kadar birbirine yakındır. Sonuçların karşılaştırılması normal kuvvet katsayıları için yapılmıştır. Analitik sonuçlar, kaldırma kuvveti hesabında dögüsel fazda tepe değerleri için daha yakın çıkmıştır.



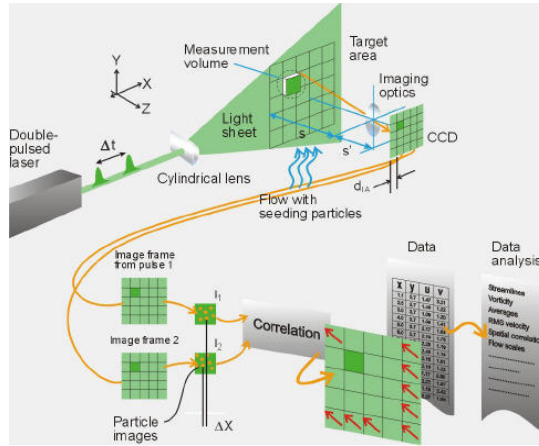
Şekil 18: 7. periyotta $\alpha=30^\circ$, $x_v=2c$, $Re=1000$, $x_a=1/4c$ değerleri için $dC_N/d\alpha$ kullanılarak elde edilen kaldırma kuvveti ve normal kuvvet katsayıları ve Wagner ve Küssner fonksiyonlarıyla birlikte kullanılan Duhamel entegrali çözümü.

5. PIV DENEY DÜZENEGİNİN KURULMASI

Çırpın kanat hareketinin aerodinamik yapısının incelenmesi için proje kapsamında deneysel bir düzeneğin kurulması amaçlanmıştır. Bu kısımda bu düzeneğin detayları ve ölçüm prensiplerinden bahsedilecektir.

5.1. PIV Ölçüm Tekniği

Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçme Sistemi (Particle Image Velocimetry –PIV) tekniği bir akış alanının belirlenen bir bölgesinin lazer ışık kaynağı ile aydınlatılan bir kesiti içindeki anlık hız vektörlerinin ölçümünü sağlayan bir bütün akış alanı ölçme ve görüntüleme tekniğidir. Önceleri sadece iki boyutlu ölçme yapılabilen yöntem giderek geliştirilerek hız vektörünün üç bileşenini de ölçebilir duruma getirilmiştir. Modern CCD kameraların kullanılması ile de bu yöntem ile gerçek zaman-hız haritalarını oluşturmak mümkün olmaktadır.



Şekil 19 PIV çalışma prensibinin şematik gösterimi

PIV ölçüm tekniğinde kullanılan ölçme yöntemi, akışı takip edebilecek kadar küçük parçacıkların akış alanı içindeki hızlarının ölçülmesi prensibine dayanmaktadır. PIV tekniğiyle ölçülebilen hızın ölçüm aralığı sıfır ile ses üstü hız aralığını kapsayacak kadar geniştir. Bu yöntemle aydınlatılan kesit alanındaki akışın anlık hız vektörlerinin haritasını oluşturmak mümkündür.

5.2. PIV Deney Düzenegi

Bu bölümde, kanat çırpma hareketinin aerodinamiğinin Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçme (PIV-Particle Image Velocimetry) tekniği kullanılarak incelenmesi için gerekli olan deney düzeneginin kurulum aşamaları ve çalışma prensipleri anlatılacaktır. Daha önceki gelişme raporlarında kurulum aşamaları detaylı olarak verilmiş olan mekanizmanın geliştirilmiş ve iyileştirilmiş son hali de gösterilecektir.



(a)



(b)



(c)

Şekil 20 (a)-(c) Su tankı asansörü ve çırpan kanat hareket mekanizması yapım aşaması

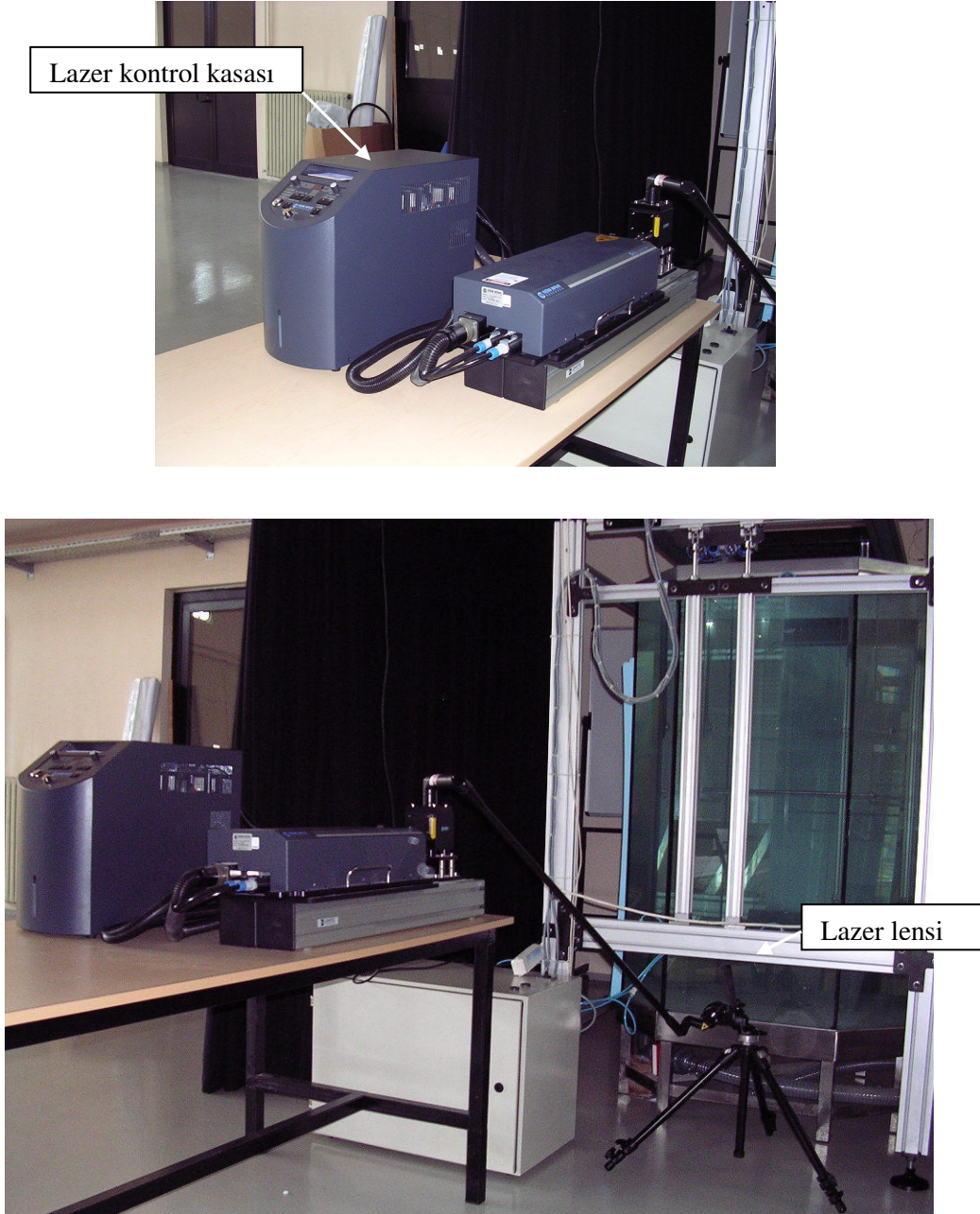
Şekil 20'de çırpan kanat hareketini sağlayacak olan üst mekanizmanın imalat aşamasındaki resimleri gösterilmektedir. Mekanizmanın yapımı tamamlandıktan sonra su tankının üstüne yerleştirilmiştir. Böylece çırpan kanat hareketini incelemek için kurulan PIV deney düzeneği tamamlanmış bulunmaktadır.

Aşağıdaki resimlerde deney düzeneğini oluşturan elemanlar tek tek gösterilmektedir. Şekil 21'de 1.5m x 1m x 1m boyutlarındaki su tankı gösterilmektedir. Suyun içinde akışın görüntülenmesi daha kolay olduğundan PIV tekniği ile deneyler su tankı içinde gerçekleştirilmiştir..



Şekil 21 Deneylerde kullanılan su tankı

Deney düzeneğinin diğer önemli bir elemanı da lazer ışık kaynağıdır. PIV akış görüntülemesinde kullanılan lazer darbeli (pulsed) Nd:YAG lazeridir. Lazerin maksimum gücü 532 nm dalga boyunda her vuruş için 120mJ'dür. Lazerin ayrıntılı fotoğrafları Şekil 22'da verilmektedir.

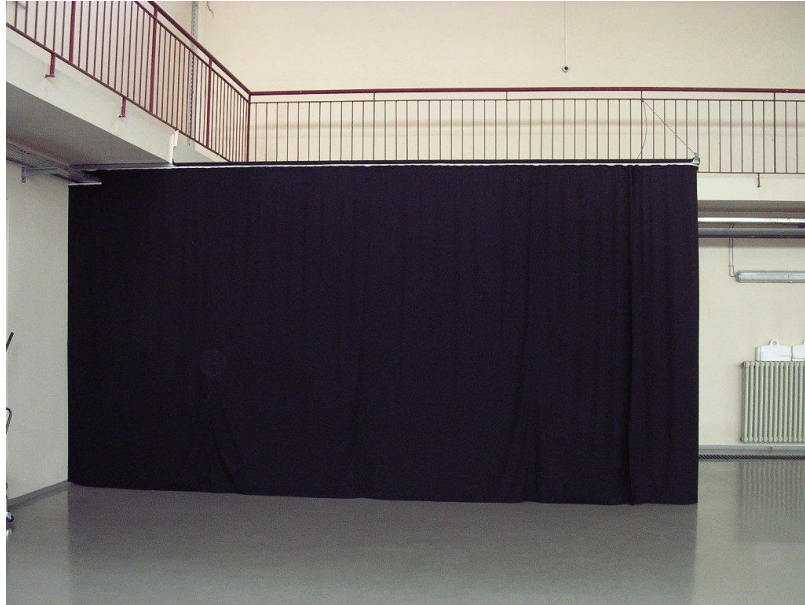


Şekil 22 Nd :YAG Lazer elemanları

PIV sisteminde 2 adet CCD hızlı kamera ve aksesuarları bulunmaktadır. Bu kameraların çözünürlüğü 1600 x 1200 pixel'dir. Kameraların fotoğrafları Şekil 23'de verilmektedir. Kameraların iyi çekim yapmalarını sağlamak amacıyla deney düzeneğinin etrafı siyah perdelerle kapatılarak karartılmıştır. (Şekil 24).



Şekil 23 CCD kameralar



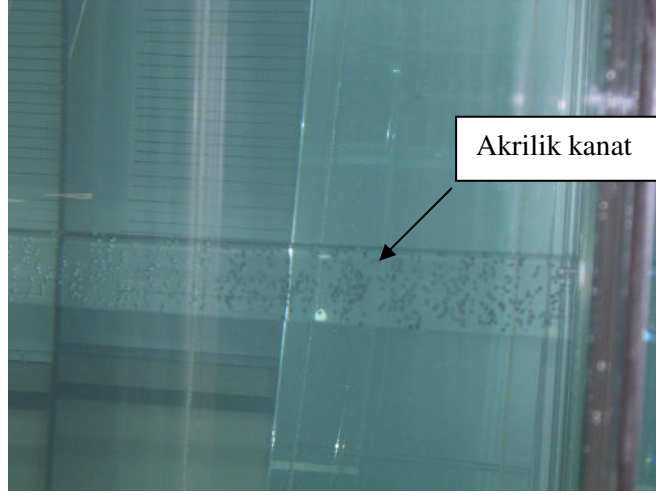
Şekil 24 Siyah perdelerle kapatılmış deney alanı

PIV sisteminin işletim programı bir kameradan 4 kameraya kadar kontrol yeteneğine sahiptir. İşletim sistemi olarak Window XP 32 bit platformu kullanılmaktadır. TecPlot ve Matlab linklerini kullanarak esnek programlamaya olanak sağlamaktadır. Kullanıcı tarafından kolaylıkla kullanılabilen cihaz yöneticisi donanımının fotoğrafları ise Şekil 25'te gösterilmektedir.



Şekil 25 Cihaz Yöneticisi Donanımı

Çırpan kanat hareketinin incelenmesi için kurulan mekanizmada kullanılan şeffaf NACA 6412 kanat profili, akrilikten üretilmiştir (Şekil 26). Hareketi sağlayan üst mekanizmaya bağlı iki pleksiglas levha arasında sabitlenen kanat modeli kendi etrafında dönebilmekte ve ileri geri hareket edebilmektedir. Ayrıca üst mekanizma asansörü sayesinde su tankından çıkarılabilmekte ve böylece deneyde kullanılacak modeller kolayca değiştirilebilmektedir (Şekil 26). Bu üst mekanizma bir ara program ile çırpan kanat hareketini gerçekleştirmektedir. Programa girilen veriler kontrol kutusundan geçerek sinyaller aracılığı ile mekanik hareketlere dönüştürülmektedir. Böylece hareket kullanıcı tarafından kontrol edilebilmektedir.



Şekil 26 Akrilik kanat modelinin su tankı içindeki görüntüsü

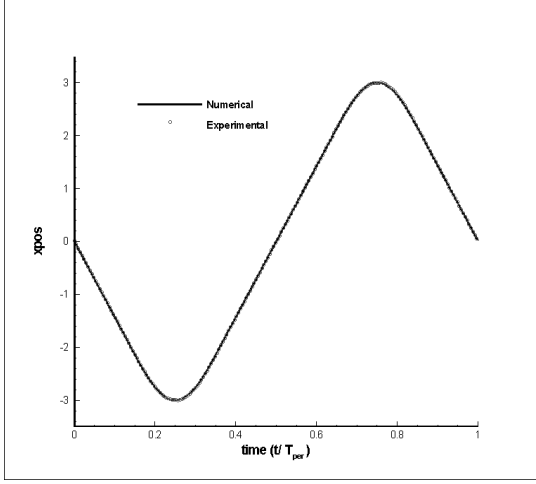
Bu ara program esas olarak üç ana veriye ihtiyaç duymaktadır. İlk veri sabit hızın belirlenmesi için öngörülen zamandır (bu veri aynı zamanda boyutsuz Reynolds sayısının sağlanıp sağlanmadığını kontrol ederken kullanılan hızın hesaplanmasında kullanılan zamandır). İkinci veri ise başlangıç hücum açısıdır (60 derece gibi yüksek başlangıç hücum açılarını da denemek mümkün olmaktadır). Üçüncü veri ise uzunluk ölçülerinden oluşmaktadır (sabit açı ve sabit hızla gidilecek mesafe ve yarım periyotta kat edilen toplam mesafe ki bu da 3 kanat veteri uzunluğundadır). Bu verilerin girildiği ara yüz ekranı Şekil 27’te gösterilmektedir.



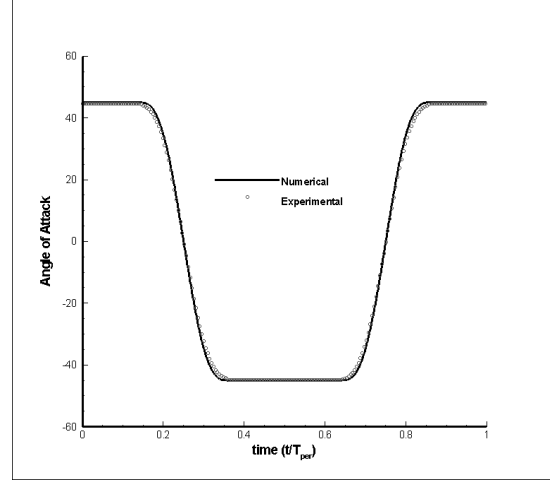
Şekil 27 Çırpan kanat hareketini sağlayan programa verilerin girildiği arayüz

Şekil 27’te verilen ara yüz programı deneyler sırasındaki gerçek açı, x-pozisyon ve hız değerlerini bir dosyaya çıktı olarak verebilmektedir. Elde edilen bu değerler sayısal çalışmalardan elde edilen sonuçlarla boyutsuz hale getirilerek Şekil 28’de karşılaştırılmıştır.

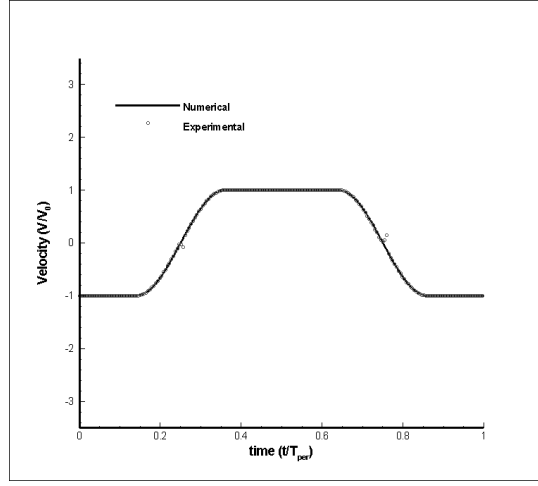
Şekil 29 (a-c)’de su tankı ve hareketli üst mekanizmanın montajı ve Şekil 30’de deney düzeneği ayrıntılı olarak gösterilmektedir. Şekil 31’de ise deney düzeneğinin geliştirilmiş son hali gösterilmektedir.



(a)

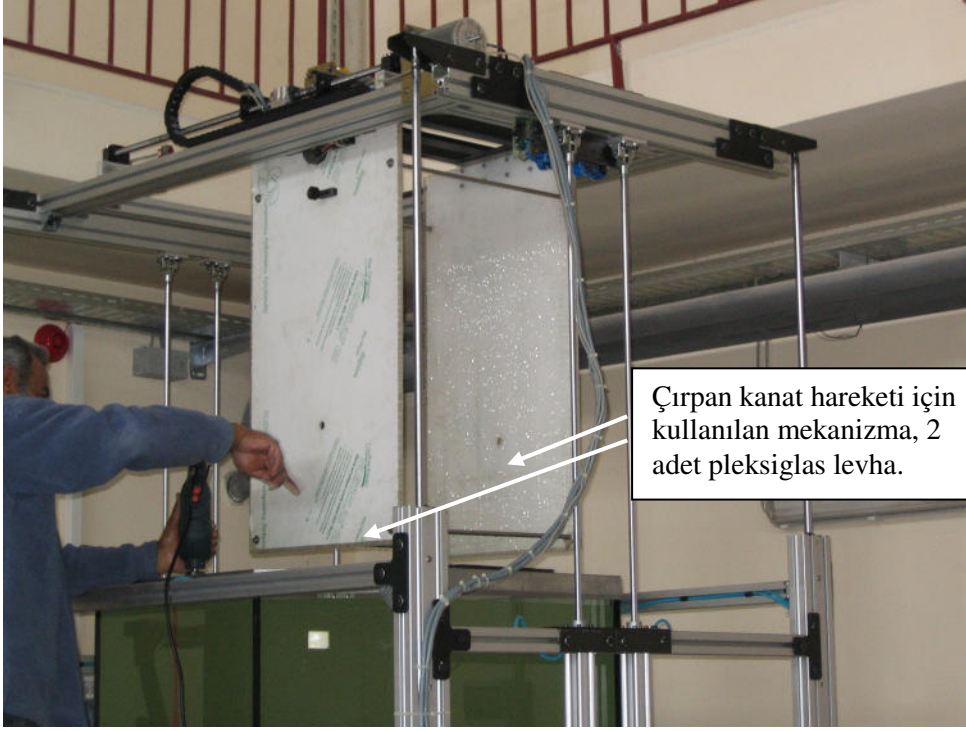


(b)



(c)

Şekil 28 $Re = 1000$, $\alpha = 45^\circ$, $x_v = x_a = 2c$ için boyutsuz (a) x -pozisyon, (b) hız ve (c) açı dağılımlarının bir periyot boyunca sayısal sonuçlarla karşılaştırılması.



(a)



(b)

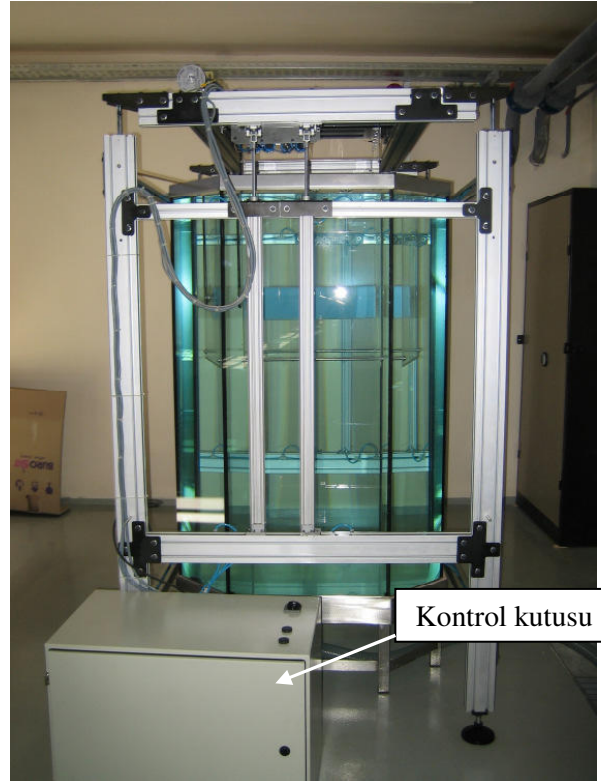
Şekil 29 (a)-(b) Su tankı asansörünün montajı



(a)

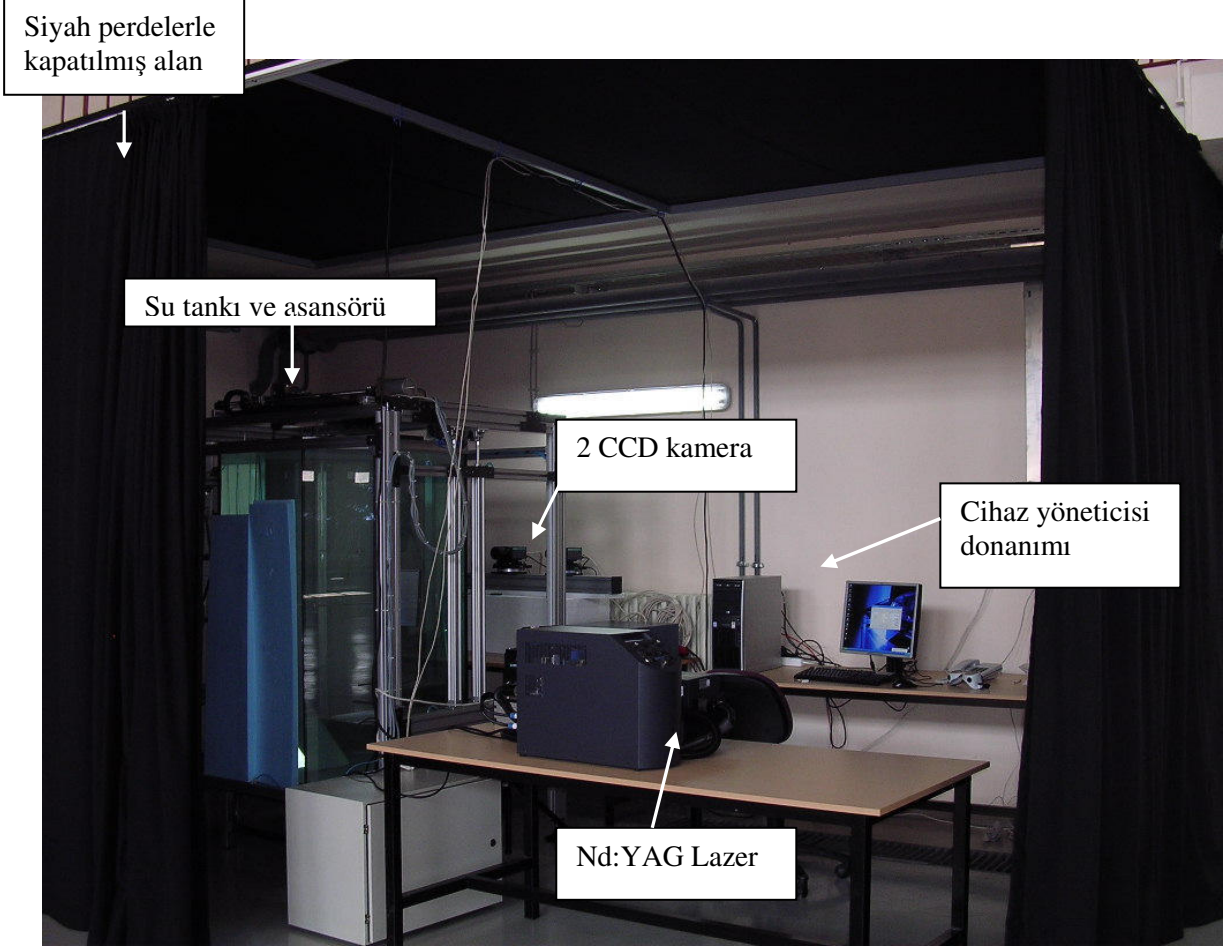


(b)



(c)

Şekil 30 (a)-(c) Çırpın kanat hareketinin PIV yöntemiyle görüntülenmesi için hazırlanan deney düzeneği



Şekil 31 Çırpın kanat hareketinin PIV yöntemiyle görüntülenmesi için hazırlanan deney düzeneğinin son hali

6. SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu çalışmada kanat çırpma hareketi havada asılı kalma durumu için sayısal yöntemlerle incelenmiştir. Bu inceleme hem Doğrudan Sayısal Simülasyon tekniğiyle hem de Duhamel entegrali kullanılarak analitik yöntemlerle incelenmiştir. Kanat çırpma hareketi basitleştirilmiş bir kinematik model kullanılarak incelenmiş, böylelikle bu hareketin hava araçlarına uygulanıp uygulanamayacağı analiz edilmiştir. Bu hareketin mini/mikro insansız hava araçlarına uygulanmasından önce,

hareketin temelinde fiziksel olaylar ve aerodinamik kuvvetlerin nasıl üretildiğini açıklayan aerodinamik ve fiziksel mekanizmaların iyice anlaşılmasına çalışılmıştır.

Kanat çırpma hareketinin aerodinamik prensiplerini anlamak üzere yapılan ilk çalışmalarda Doğrudan Sayısal Simülasyon tekniği kullanılarak simetrik NACA 0012 kanat kesiti üzerinde çözümler elde edilmiştir.

Kanat çırpma hareketinin en dikkat çeken özelliği zamana bağlı yüksek kaldırma kuvvetlerini sağlamasıdır. Sayısal çalışmalar, çırpan kanatlar tarafından üretilen zamana bağlı aerodinamik kuvvetlerin sabit kanatlar tarafından üretilen sürekli aerodinamik kuvvetlere göre daha yüksek olduğunu ortaya koymuştur.

Doğrudan Sayısal Simülasyon tekniği kullanılarak yapılan sayısal çalışmalarda başlangıç hücum açısı, başlangıç açısının değişmeye başladığı nokta, başlangıç hızının değişmeye başladığı nokta, dönme eksenini merkezi gibi farklı parametreler incelenmiştir. Bu parametrik çalışmalarda anlık basınç dağılımları ve girdap konturları çizdirilmiş ve birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Ayrıca bu parametrelerin aerodinamik kuvvetlere olan etkileri de incelenmiştir.

Dönme eksenini merkezi ve x_a pozisyonunun etkisi yapılan ilk parametrik çalışmadır. Üç farklı dönme eksenini noktası için; $\frac{1}{4}c$, $\frac{1}{2}c$ ve $\frac{3}{4}c$; sayısal çözümler elde edilmiştir. Dönme eksenini merkezi $\frac{1}{2}$ veter noktasındayken, biri vuruşun başında diğeri de sonunda olmak üzere iki pozitif tepe nokta değeri görülür. Dönme eksenini merkezi $\frac{1}{4}$ veter noktasındayken ise kaldırma kuvveti katsayısı tepe noktası değeri vuruşun sonunda; dönme eksenini merkezi $\frac{3}{4}$ veter pozisyonundayken ise vuruşun başındadır. Sonuncu çalışma koşulları içinse vuruşun sonunda negatif tepe değeri görülmektedir. “ x_a ” parametresi belirlenmiş “ t_a ” zamanına kadar başlangıç hücum açısının sabit kaldığı noktadır.

Doğrusal ivmelenme (hızlanma/yavaşlama) noktasının, xv , etkisi yapılan ikinci parametrik çalışmadır. Yapılan çalışmalar sonucunda farklı x_a noktalarında $xv=2c$ ve $xv=2.5c$ pozisyonları için elde edilen kaldırma ve sürtünme kuvveti katsayıları birbirleriyle karşılaştırılmıştır. “ x_a ” ve “ xv ” noktalarının tanımında aynı analogi kullanılmıştır. Aynı Reynolds sayısı için ivmelenme noktası maksimum büyüklük noktasına yaklaştıkça periyod azalmaktadır.

Hücum açısının etkisinin incelendiği diğer bir çalışmada elde edilen sonuçlar girdap konturları bakımından karşılaştırılmıştır. Hücum kenarı girdabı (LEV), doğrusal başlangıç girdabı (TSV), döngüsel durma girdabı (RSV) ve çekme katmanı girdabı (SLV) sonuçlarda açıkça belirlenmiştir. Girdap büyüklükleri hücum açısının artmasıyla artmaktadır. Yüksek hücum açısı değerleri için döngüsel durma girdap büyüklükleri daha fazladır. Hücum açısı 30° iken, hücum kenarı ve doğrusal girdap konturları daha düzgün ve profile daha tutunmuştur. Ancak hücum açısı 60° olduğunda yeni girdap oluşumları görülmektedir.

Mikro Hava Araçlarına uygulanmak üzere çırpın kanat hareketi simetrik havada asılı kalma modu için analitik bir metod kullanılarak çalışılmıştır. Kaldırma, sürüklenme ve normal kuvvet değerlerinin yanısıra profil güç gereksinimleri gibi değişik parametreler de incelenmiş ve karşılaştırmalar yapılmıştır. 30° ve üzeri hücum açıları için bütün hareket boyunca pozitif kaldırma kuvveti elde edilmiştir. Wagner ve Küssner fonksiyonları kullanılarak elde edilen analitik bir metod geliştirilmiştir. Duhamel integralinin kullanıldığı metod Doğrudan Sayısal Simülasyon sonuçlarına yakın sonuçlar vermiştir. Bu analitik metod sonuçları ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği yöntemleri kullanılarak yapılan sayısal çözümlerin karşılaştırılması aerodinamik kuvvetler üzerindeki değişik parametrelerin etkilerini incelemek üzere kullanılmıştır.

Raporda, ırpan kanat probleminin PIV yöntemi ile ölçülmesi için kurulan deney düzeneği de son bölümde verilmiştir. Düzenek imalat aşamasından başlamak üzere detaylı olarak anlatılmıştır. Sarığl'n doktora tezinde ırpan kanat hareketinin deneysel incelemesi için kullanılan deney düzeneğinin son hali de gösterilmiştir (Sarığl, 2007). Deneysel sonuçlar boyutsuz hız ve hücum açıları için sayısal sonuçlarla karşılaştırılmış ve sonuçlar gösterilmiştir.

Bu proje sırasında yapılmış olan sayısal çalışmalar çeşitli konferanslarda sunulmuş ve yayınlanmıştır (Sarığl, 2006; Sarığl et al. 2007, Kurtuluş et al, 2006, Akay et al., 2007).

REFERANSLAR

- [1] Sane, S.P., "Review The aerodynamic of insect flight", The Journal of Experimental Biology 206, pp. 4191-4208, 2003.
- [2] Walker, P.B., "Experiments on the growth of circulation about a wing", ARC Tech. Rep. No. 1402, 1931
- [3] Ames, Richard Gene, "On The Flowfield and Forces Generated by a Rectangular Wing Undergoing Moderate Reduced Frequency Flapping at Low Reynolds Number", PhD Dissertation, Georgia Institute of Technology Department of Aerospace Engineering, April 2001.
- [4] Kurtulus D.F., "Experimental and Numerical Analysis of lift with flapping wing. Application to micro air vehicles," PhD. Dissertation, METU Aerospace Engineering Department, June 2005.
- [5] Kurtulus D.F., David L., Farcy A, Alemdaroglu N. (2006) "Aerodynamic Characteristics of Flapping Motion in Hover," 13th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 1130, Lisbon, Portugal, 26-29 June 2006 (under review for Experiments in Fluids).
- [6] Flow Manager Manual, 2007.
- [7] Jeong, J. And Hussain F., "On the identification of a vortex", J. Fluid Mech. Vol.285, pp.69-94, 1995
- [8] Cucitore R., Quadrio M. And Baron A., "On the effectiveness and limitations of local criteria for the identification of a vortex", Eur. J. Mech. B/Fluids, 18 n°2, pp.261-282, 1999
- [9] Hunt J.C.R., Wray A.A. and Moin P., "Eddies, stream and convergence zones in turbulent flows", Center for Turbulence Research Report CTR-S88, 193, 1998
- [10] Repellin O., "Experimental characterization of vortical structures with aeroacoustic effects", VKI Project Report 1999-28, June 1999.

- [11] Chakraborty P., Balachandar S. And Adrian R.J., "On the relationships between local vortex identification schemes", J. Fluid Mech., Vol. 535, pp.189-214, 2005
- [12] Sarigöl, E., Kurtuluş D.F. , Alemdaroğlu, N., "Çırpan Kanat Probleminde Kanat Profili Kalınlığının Sayısal İncelenmesi", Uluslararası Katılımlı Kayseri VI. Havacılık Sempozyumu, 12-14 Mayıs, 2006
- [13] Sarigöl, E., Alemdaroğlu, N, "Parametric Study on Two Dimesional Flapping Motion", Proceeding of European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition, Braunschweig Germany, 25-26 July 2006
- [14] Star-CD Version 3.10A, "Methodology Manual," Computational Dynamics Limited, 1999
- [15] Wang, J.Z. (2000), "Vortex Shedding and Frequency Selection in Flapping Flight", Journal of Fluid Mech., 410,323-341.
- [16] Dickinson, M.H., Lehmann, F.O. and Götz, K.G., "The active control of wing rotation by Drosophila", J. Exp. Biol. 182, pp.173-189, 1993.
- [17] Usherwood, J.R. and Ellington, C.P., "The Aerodynamics of revolving wings: I Model Hawkmoth wings", J. Exp. Biol., 205, pp.1547–1564, 2002.
- [18] Usherwood, J.R. and Ellington, C.P., "The Aerodynamics of revolving wings: II Propeller force coefficients from mayfly to quail", J. Exp. Biol., 205, pp.1565-1576, 2002.
- [19] Knowles, K., Ansar, S.A., Wilkins, P.C. and Zbikowski, R.W., "Recent progress towards developing an insect-inspired flapping wing micro air vehicle ", Proc. of AVT-146 Symposium on "Platform Innovations and System Integration for Unmanned Air, Land and Sea Vehicles", 14-17 May 2007, Italy.
- [20] Sarigöl, E., "Experimental and Numerical Analysis of flapping motion",PhD. Dissertation, METU Aerospace Engineering Department,2007.
- [21] Van Den Berg, C. and Ellington, C.P., "The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth", Phil. Trans. R. Soc. Lond. B 352, pp.329-340, 1997

- [22] Van Den Berg, C. and Ellington, C.P., "The vortex wake of a 'hovering' model hawkmoth", *Phil. Trans. R. Soc. Lond. B* 352, pp.317-328, 1997
- [23] Birch, J.M. and Dickinson, M.H., "Spanwise flow and the attachment of the leading-edge vortex on insect wings", *Nature*, Vol.142, pp.729-733, 2001.
- [24] Tuncer, I.H. and Kaya, M. (2005), "Optimization of Flapping Airfoils for Maximum Thrust and Propulsive Efficiency," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 11, pp. 2329-2336.
- [25] Young, J. and Lai, J.C.S. (2004), "Oscillation Frequency and Amplitude Effects on the Wake of a Plunging Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 42, No.10, pp. 2042-2052.
- [26] Young, J. (2005), "Numerical Simulation of the Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoils," PhD Thesis, Australian Defence Force Academy.
- [27] Szmelter, J., Zbikowski, R. (2002), "A Study of Flow Arising from Insect Wing Flapping Motion", *Int. J. Numer. Meth. Fluids* 40:497-505.
- [28] Tuncer, I.H., Walz, R., Platzer, M.F. (1998), "A Computational Study on the Dynamic Stall of a Flapping Airfoil," *AIAA-98-2519*.
- [29] Isogai, K., Fujishoro, S., Saitoh, T., Yamamoto, M., Yamasaki, M., Matsubara, M. (2004), "Unsteady Three-Dimensional Viscous Flow Simulation of a Dragonfly Hovering", *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 10, pp. 2053-2059.
- [30] Wu, J.H., Sun, M. (2004), "Unsteady Aerodynamic Forces of a Flapping Wing", *J. Exp. Biol.* 207. pp. 1137-1150.
- [31] Miller, L.A., Peskin, C.S. (2004), "When vortices stick: an aerodynamics transition in tiny insect flight", *J. Exp. Biol*, 207, pp. 3073-3088.
- [32] Pivkin, I.V., Hueso, E., Weinstein, R., Laidlaw, D.H., Swartz, S., Karniadakis, G.E. (2005), "Simulation and Visualization of Air Flow around Bat Wings during Flight", V.S. Sunderam et al. (Eds.): *ICCS 2005, LNCS 3515*, pp. 689 – 694.
- [33] Ramamurti, R., Sandberg, W.C. (2002), "A Three-Dimensional Computational Study of the Aerodynamic Mechanism of Insect Flight," *J. Exp. Biol*, 205, pp. 1507-1518.

- [34] Lan, S.L., Sun, M. (2001), "Aerodynamic Force and Flow Structures of Two Airfoils in Flapping Motions", *Acta Mechanica Sinica (English Series)*, No.17, pp310-331.
- [35] Sun, M., Tang, J. (2002), "Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion", *J. Exp. Biol*, 205, pp. 55-70.
- [36] Wang, J.Z. (2000), "2D Mechanism of Hovering", *Phys. Rev. Lett.* 85, 2216-2219.
- [37] Wang, J.Z. (2000), "Vortex Shedding and Frequency Selection in Flapping Flight", *Journal of Fluid Mech.*, 410,323-341.
- [38] Eldredge, J.D., "Efficient Tools for the Simulation of Flapping Wing Flows" (2005), 43rd Aerospace Sciences Meeting, January 10–13, Reno, NV. AIAA 2005-0085.
- [39] Poelma, C., Dickson, W.B., Dickinson, M.H. (2006), "Time-resolved reconstruction of the full velocity field around a dynamically-scaled flapping wing", *Experiment in Fluids*, 41: 213-225.
- [40] Tian, X., Iriarte, J., Middleton, K., Galvao, R., Israeli, E., Roemer, A., Sullivan, A., Song, A., Swartz, S., Breuer, K. (2006), "Direct Measurement of the Kinematics and Dynamics of Bat Flight", 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 5-8 June, San Francisco, California.
- [41] Lehmann, F.O., Sane, S.P., Dickinson, M. H. (2005), "The Aerodynamic Effect of Wing-Wing Interaction in Flapping Insect Wings", *J. Exp. Biol.* 208. pp. 3075-3092.
- [42] Wang, J.Z., Birch, J.M., Dickinson, M.H. (2004), "Unsteady Forces and Flows in Low Reynolds Number Hovering Flight: Two-Dimensional Computations vs Robotic Wing Experiments", *J. Exp. Biol.* 207. pp. 449, 450.
- [43] Galvao, R., Israeli, E., Song, A., Tian, X., Bishop, K., Swartz, S., Breuer, K. (2006), "The Aerodynamics of Compliant Membrane Wings Modeled on Mammalian Flight Mechanics", 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 5-8 June, San Francisco, California.
- [44] Singh, B., Ramasamy, M., Chopra, I., Leishman, G.J. (2005), "Experimental Studies on Insect-Based Flapping Wings for Micro Hovering Air Vehicles", AIAA.

- [45] Usherwood, J.R., Hedrick, L.T., McGowan, C.P., Biewener, A.A. (2005), "Dynamic Pressure Maps for Wings and Tails of Pigeons in Slow, Flapping Flight, and Their Energetic Implications", *J. Exp. Biol.* 208. pp. 355-369.
- [46] Dickinson, M.H., Lehmann, F.O., Sane, S.P. (1999), "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight", *Science*, 284, pp. 1954-1960.
- [47] Dickinson, M.H., Götz, K.G. (1993), "Unsteady Aerodynamic Performance of Model Wings at Low Reynolds Number," *J. Exp. Biol.* 174, 45-64.
- [48] Platzer, M. F., Jones, K. D. (2006), "Flapping Wing Aerodynamics-Progress and Challenges", AIAA-06-0500, Reno, Nevada.
- [49] Ansari, S. A., Zbikowski, R., Knowles, K. (2006), "Aerodynamic modelling of insect-like flapping flight for micro air vehicles," *Progress in Aerospace Sciences* 42, 129-172.
- [50] Kurtuluş, D.F., Akay, B. ve Alemdaroğlu, N., "Çırpma Hareketini Aerodinamiğinin İki Boyutlu Silindir Kullanılarak İncelenmesi", Uluslararası Katılımlı Kayseri VI. Havacılık Sempozyumu, 12-14 Mayıs, 2006.
- [51] Akay, B., Kurtuluş, D.F. ve Alemdaroğlu, N., "Unsteady Aerodynamics of Different Wing Profiles at Low Reynolds Number", AVT-146, 2007.
- [52] Akay, B., Kurtuluş, D.F. and Alemdaroğlu, N., "Parametrical Study of Sinusoidal Flapping Motion Aerodynamics", Ankara International Aerospace Conference, METU Ankara, Turkey, September 10-12, 2007.
- [53] Shy W., Berg M., Ljungqvist D., "Flapping and Flexible Wings for Biological and Micro Air Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.35, 1999, pp. 455-505.
- [54] Rayner J. M. V., "A Vortex Theory of Animal Flight. Part 1. The vortex wake of a hovering animal," *J. Fluid Mech.*, Vol.91, part 4, 1979, pp. 697-730
- [55] Kurtulus D. F., Farcy A., Alemdaroglu N., "Numerical Calculation and Analytical Modelization of Flapping Motion in Hover," First European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition, Braunschweig Germany, 13-14 July 2004

- [56] Sane P. S., Dickinson M. H., "The Control of Flight Force by a Flapping Wing: Lift and Drag Production," *The Journal of Experimental Biology*, No. 204, 2001, pp.2607-2626.
- [57] Lomax H., "Indicial Aerodynamics," *Manual on Aeroelasticity*, edited by W. P. Jones, Nov. 1960, Part II, Chap.6, pp.1-58
- [58] Drela, M.,Youngren H., "Xfoil 6.9 User Guide," 11 Jan 2001, pp. 1-33
- [59] Weis-Fogh, T., "Energetics of hovering flight in hummingbirds and *Drosophila*," *J. Exp. Biol.*, No. 56, 1972, pp. 79-104
- [60] Weis-Fogh, T., "Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production," *J. Exp. Biol.*, No. 59, 1973, pp. 169-230
- [61] Norberg, U. M., Kunz T. H., Steffensen, J. F., Winter Y., Helversen Y., 'The cost of Hovering and Forward Flight in a Nectar-Feeding Bat, *Glossophaga Soricina*, Estimated From Aerodynamic Theory", *J. Exp. Biol.*, No. 182, 1993, pp. 207-227
- [62] Katz, J., Plotkin, A., "Low Speed Aerodynamics," Cambridge University Press, Cambridge, 2002, Chap. 13
- [63] Sarıgöl, E., "Experimental and Numerical Analysis of Flapping Motion", PhD. Dissertation, METU Aerospace Engineering Department, July 2007.
- [64] Akay, B., "Unsteady Aerodynamic Calculations of Flapping Motion", M.Sc. Thesis, METU Aerospace Engineering Department, September 2007

TÜBİTAK

PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje No: MİSAG-CNRS-3
Proje Başlığı: Mikro Hava Aracı Dezaynı İçin Çırpan Kanat Hareketinin Zamana Bağımlı Aerodinamiğinin Çözümü
Proje Yürütücüsü: Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU Araştırmacılar : Dr. Dilek Funda Kurtuluş (Yardımcı araştırmacı, Doktora Öğrencisi) Dr. Ebru SARIGÖL (doktora öğrencisi) Buşra AKAY (Yüksek Lisans Öğrencisi)
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi: ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü
Destekleyen Kuruluş(ların) Adı ve Adresi: TÜBİTAK MAG
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri: Nisan 2005 - Kasım 2007
Öz (en çok 70 kelime) Bu raporda havada asılı kalma durumu için kanat çırpma hareketi incelenmiş, değişik parametreler için sayısal çalışmalar yapılmıştır. Çırpan kanat aerodinamiğinin anlaşılması amacıyla kanat çırpma hareketi hem doğrudan sayısal simülasyon hem de analitik yöntemlerle incelenmiştir. Sayısal çalışmalarda akış sıkıştırılmaz ve laminer kabul edilmiştir. Kanat çırpma hareketinin iki boyutlu sayısal incelemelerinde, dönme eksen pozisyonu, hücum açısı gibi farklı parametrelerin aerodinamik kuvvetlere olan etkileri incelenmiştir. Ayrıca sayısal sonuçlar analitik metotla elde edilen sonuçlarla da karşılaştırılmıştır. Raporda ayrıca çırpan kanat hareketinin deneysel incelenmesi için kurulan PIV deney düzeneği imalat aşamasından itibaren anlatılmıştır.
Anahtar Kelimeler: Çırpan kanat, PIV (Particle Image Velocimetry), girdap, zamana bağlı aerodinamik, CFD, Doğrudan Sayısal Simülasyon (Direct Numerical Simulation), Duhamel entegrali.

Projeden Yapılan Yayınlar:

- Kurtuluş DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N (2007) Flapping Airfoil Analysis of Micro Air Vehicles using Star-CD, Star-CD Dynamics, Vol:27, pp.22-23
- Akay B, Kurtulus DF, Alemdaroglu N (2007) Parametrical Study of Sinusoidal Flapping Motion Aerodynamics, 4th Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Turkey (accepted)
- Akay B, Kurtulus DF, Alemdaroglu N (2007) Unsteady Aerodynamics of Different Wing Profiles at Low Reynolds Number. NATO AVT-146 Symposium on Platform Innovations and System Integration for Unmanned Air, Land and Sea Vehicles, 14-17 May 2007, Florence, Italy
- Kurtuluş DF, Farcy A, Alemdaroglu N (2005) Vortex Identification Techniques used for Flapping Motion in Hover. 3rd Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Turkey, 22-25 August 2005
- Kurtuluş 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 2005 (also in 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit - Meeting Papers, 2005, pp 15205-15220)
- Kurtuluş DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N (2005) Micro Air Vehicle Applications (in Turkish), Journal of Turkish Air Force, No:350, June 2005, pp. 40-45
- Kurtuluş DF, Akay B, Alemdaroglu N (2006) Çırpma hareketi aerodinamiğinin iki boyutlu silindir kullanılarak incelenmesi (in Turkish). Proceeding of HaSeM'06 Kayseri VI. Aeronautical Symposium, HaSeM-E130, Nevşehir Turkey, 12-14 Mayıs 2006, pp. 345-350.
- Kurtuluş DF, Farcy A, Alemdaroglu N (2004) Havada Asılı Konumdaki Çırpan Kanat Profilinin Sayısal ve Analitik Modellemesi (in Turkish). Proceeding of Advanced Technology and their Applications Symposium HİTEK organized by Turkish Air Force Academy, Istanbul, Turkey, 9-10 December 2004
- Sarıgöl, E., Kurtuluş, D.F. ve Alemdaroğlu, N., "Çırpan Kanat Probleminde Kanat Profili Kalınlığının Sayısal İncelenmesi", Uluslararası Katılımlı Kayseri VI. Havacılık Sempozyumu, 12-14 Mayıs, 2006.
- Sarıgöl, E. ve Alemdaroğlu, N., "A Parametric Study on Two dimensional Flapping Motion", Proceeding of European Micro Air Vehicle Conference

and Flight Competition, Braunschweig Germany, 25-26 July 2006

- Akay, B., Kurtuluş, D.F. and Alemdaroğlu, N., “Parametrical Study of Sinusoidal Flapping Motion Aerodynamics”, Ankara International Aerospace Conference, METU Ankara, Turkey, September 10-12, 2007.
- Sarıgöl, E., “Experimental and Numerical Analysis of Flapping Motion”, PhD. Dissertation, METU Aerospace Engineering Department, July 2007.
- Akay, B., “Unsteady Aerodynamic Calculations of Flapping Motion”, M.Sc. Thesis, METU Aerospace Engineering Department, September 2007.