T.C. ERC YES ÜN VERS TES B L MSEL ARA TIRMA PROJELER KOORD NASYON B R M



### PROJE BA LI I

### M KRO HAVA ARACINDA ÇIRPAN KANAT PROF L N N DENEYSEL NCELENMES

Proje No: FYL-2015-5733

Yüksek Lisans Tezi

#### SONUÇ RAPORU

**Proje Yürütücüsü:** Prof. Dr. lker YILMAZ Havac,l,k ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Gövde-Motor Bölümü

> Ara t,rmac,lar Ara . Gör. Sinan KE Y NC Sivil Havac,l,k Anabilim Dal,

Ara . Gör. Ömer ÇAM Havac,l,k ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Gövde-Motor Bölümü

Aral,k 2015

KAYSER

## T.C. ERCİYES ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

## MİKRO HAVA ARACINDA ÇIRPAN KANAT PROFİLİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ (Yüksek Lisans Tezi)

Hazırlayan Sinan KEİYİNCİ

## Danışman Prof. Dr. İlker YILMAZ

Bu çalışma; Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FYL-2015-5733 kodlu proje ile desteklenmiştir.

> Aralık 2015 KAYSERİ

## BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Adı-Soyadı : Sinan KEİYİNCİ İmza : Mikro Hava Aracında Çırpan Kanat Profilinin Deneysel İncelenmesi adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan Sinan KEIYINCİ

Danışman Prof. Dr. İlker YILMA

Baskanı

Prof. Dr. M. Kemal APALAK

Prof. Dr. İlker YILMAZ danışmanlığında Sinan KEİYİNCİ tarafından hazırlanan "Mikro Hava Aracında Çırpan Kanat Profilinin Deneysel İncelenmesi" adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

17/11/2015

the state with the makers of

JÜRİ:

Başkan : Prof. Dr. Yüksel KAPLAN

Üye

: Prof. Dr. İlker YILMAZ

Üye

: Yrd. Doç. Dr. Adem KARCI

#### ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 0.8/12/2015 tarih ve 2015/50-05 sayılı kararı ile onaylanmıştır.



Enstitü Müdürü

#### TEŞEKKÜR

Yüksek lisans çalışmalarım boyunca tez konusu seçimi, çalışmaların yönlendirilmesi ve tezin sonuçlandırılması konusunda destek olan, emeği geçen, yardım ve katkılarını esirgemeyen değerli danışman hocam Prof. Dr. İlker YILMAZ'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Deneysel çalışmalarım sırasında karşılaştığım zorlukları aşmamdaki yardımlarından dolayı çalışma arkadaşım Arş. Gör. Ömer ÇAM'a teşekkür ederim.

Bu tez çalışmasına maddi destek veren Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi'ne (Proje No: FYL-2015-5733) teşekkür ederim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen sevgili eşime en içten teşekkürlerimi sunarım.

Sinan KEIYINCI Kayseri, Aralık 2015

### MİKRO HAVA ARACINDA ÇIRPAN KANAT PROFİLİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

Sinan KEİYİNCİ Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi, Aralık 2015 Danışman: Prof. Dr. İlker YILMAZ

#### ÖZET

İnsansız hava araçlarının kullanım alanlarının artması bu alanda yapılan çalışmaların sayısını artırmıştır. İnsansız hava araçlarının daha küçük modelleri mikro hava aracı olarak tanımlanmaktadır. Bu hava araçları sivil ve askeri birçok alanda kullanılmaktadır. Mikro hava araçları temel olarak sabit, döner ve çırpan kanatlı olarak üçe ayrılır. Bu tez çalışmasında incelenen çırpan kanatlı hava araçlarının en önemli avantajı, itki kuvvetinin kanatların çırpma hareketi sonucu oluşması ve bu sayede harici bir itki sistemine ihtiyaç duyulmamasıdır.

Çırpan kanatlı yapılarda hava akış alanı sabit bir yüzey olmadığından kararlı bir durum olarak ele alınamaz. Bu sebeple geleneksel aerodinamik kavramlarla çırpan kanat yapısının anlaşılması zordur. Bu tez çalışmasının amacı çırpan kanat profillerindeki kararlı olmayan aerodinamik yapıyı rüzgâr tünelinde deneysel olarak incelemektir. Çalışma kapsamında bir çırpan kanat mekanizması oluşturulmuş ve farklı malzemelerden üretilen kanat profillerine çırpma hareketi yaptırılarak farklı hava hızı, hücum açısı ve çırpma frekanslarındaki aerodinamik parametreleri incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre; yüksek hava hızı ve hücum açılarında taşıma kuvveti artarken, sürtünmenin artmasından dolayı itki kuvveti azalmaktadır. Yüksek çırpma frekanslarında itki kuvveti artarken taşıma kuvveti azalmıştır. Naylon ve lateks kanat profilleri itki kuvveti verimliliğinin ahşap kanat profiline göre daha iyi olduğu tespit edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Aerodinamik; çırpan kanat; hava aracı; kanat profili; rüzgâr tüneli.

### EXPERMENTAL INVESTIGATION OF FLAPPING AIRFOIL IN MICRO AIR VEHICLE

Sinan KEİYİNCİ

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Science M.Sc. Thesis, December 2015 Supervisor: Prof. Dr. İlker YILMAZ

#### ABSTRACT

Increasing the application areas of unmanned aerial vehicles has increased the number of studies in this field. Smaller models of the unmanned aerial vehicles are defined as micro air vehicle. These aircrafts are used in many areas of civil and military. Micro air vehicles are basically divided into three classes as fixed, rotary and flapping wings. The most advantage of flapping wing air vehicles examined in this thesis, thrust force occurs as a result of flapping motion of the wings and thus an external thrust system is not required.

Because of air flow area of flapping wings structures are not stable surface, they cannot be discussed as a steady state. For this reason it is hard to be understood the flapping wing with conventional aerodynamic concept. The aim of this thesis, unsteady state in flapping wings is to examine with experiments in wind tunnel. The scope of work a flapping wing mechanism is designed and airfoils that are made of different materials are examined the aerodynamics parameter at different wind speed, angle of attack and flapping frequencies. According to the obtained results; while lift force is increased at higher wind speed and angle attack, thrust force is reduced becasue of friction. In high flapping frequency as thrust force is increased, lift force is decreased. Thrust force efficiency of nylon sheet and latex airfoils are better than wood airfoils is found.

Key Words: Aerodynamic; flapping wing; aircraft; airfoil; wind tunnel.

## İÇİNDEKİLER

## MİKRO HAVA ARACINDA ÇIRPAN KANAT PROFİLİNİN DENEYSEL İNCELENMESİ

	•
BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK SAYFASI	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI	iii
KABUL VE ONAY SAYFASI	iv
TEŞEKKÜR	v
ÖZET	vi
ABSTRACT	vii
İÇİNDEKİLER	viii
KISALTMALAR VE SİMGELER	xi
TABLOLAR LİSTESİ	xii
ŞEKİLLER LİSTESİ	xiii
GİRİŞ	1

### 1. BÖLÜM

### GENEL BİLGİLER

1.1. Giriş	2
1.2. Tezin Amacı ve Önemi	5
1.3. Literatür Araştırması	5

### 2. BÖLÜM

## ÇIRPAN KANAT AERODİNAMİĞİ

2.1.	Giriş	16	)
------	-------	----	---

Sayfa

2.1.1. Sınır Tabaka	17
2.1.2. Laminer ve Türbülanslı Akışlar	18
2.1.3. Reynolds Sayısı	18
2.1.4. Kanat Profili Geometrisi ve Tanımlamalar	19
2.1.5. Aerodinamik Kuvvetler	21
2.2. Çırpan Kanat Aerodinamiği	22
2.2.1. Kararlı Olmayan Aerodinamik	23
2.2.2. Geometrik ve Kinematik Parametreler	26
2.2.3. Açıklık Oranı, Strouhal Sayısı ve İndirgenmiş Frekans	27

## 3. BÖLÜM

### DENEYSEL SİSTEM

3.1. Giriş	29
3.2. Deneysel Sistem	29
3.2.1. Kanat Profili Yapısı	31
3.2.2. Çırpan Kanat Mekanizması	33
3.3. Deneysel Ölçüm Hatası	37
3.3.1. Belirsizlik Değerleri	
3.3.2. Test Bölgesi Türbülans Şiddetinin Serbest Akış Hızı İle Değişimi	
3.3.3. Test Bölgesi Serbest Akım Hızının Anlık Ölçümleri	

## 4. BÖLÜM

## DENEYSEL ÇALIŞMA

4.1. Giriş	41
4.2. Sabit Kanat Deneyleri	41
4.3. Çırpan Kanat Deneyleri	44

## 5. BÖLÜM

## SONUÇ VE ÖNERİLER

5.1. Sonuç	61
5.2. Öneriler	62
KAYNAKLAR	63
ÖZGEÇMİŞ	69

## KISALTMALAR VE SİMGELER

<u>Kısaltma</u>	<u>Açıklama</u>
İHA	İnsansız hava aracı
MHA	Mikro hava aracı
LIPCA	Düşük ağırlıklı piezoseramik kompozit akçüatör
AR	Açıklık oranı
DC	Doğru akım
DPIV	Dijital parçacık görüntüleyerek hız belirleme
Re	Reynolds sayısı
aoa	Hücum açısı
α	Hücum açısı
L	Kaldırma kuvveti
D	Sürükleme kuvveti
CL	Kaldırma katsayısı
CD	Sürükleme katsayısı
Т	İtki kuvveti
G	Yerçekimi kuvveti
ρ	Akışkanın yoğunluğu
V	Serbest akış hızı
l	Kanat yüzey alanı
С	Veter boyu
μ	Dinamik viskozite
δ	Azami kalınlık oranı
g	Azami kamburluk oranı
St	Strouhal sayısı
rpm	Dakikadaki devir sayısı
kw	Kilowatt
Ν	Newton
mm	milimetre

# TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 1.1. S	Sabit, döner v	e çırpan kanatlı	MHA'ların kıyaslaması	4
--------------	----------------	------------------	-----------------------	---

# ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Leonardo da Vinci'nin ornitopter çizimi	2
Şekil 1.2. Çırpan kanat test düzeneği	7
Şekil 1.3. Esnek kanat profilinin yapısı ve ölçüleri	9
Şekil 2.1. Sınır tabaka yapısı	17
Şekil 2.2. Kanat üzerinde laminer ve türbülanslı akışlar	18
Şekil 2.3. İki boyutlu bir kanat profili	19
Şekil 2.4. Kanat profili geometrisi	20
Şekil 2.5. Kanat üzerinde kaldırma kuvvetinin oluşumu	21
Şekil 2.6. Marey (1830-1904) tarafından çekilmiş uçan kuş resimleri	23
Şekil 2.7. Hücum kenar vorteksleri	24
Şekil 2.8. Hücum kenar vortekslerinin farklı konumlardaki akış yapıları	24
Şekil 2.9. Çırpma ve fırlatma mekanizmasının gösterimi	25
Şekil 2.10. Bir çırpma devri boyunca kanat dönü hareketi	25
Şekil 2.11. Çırpan kanatlı hava araçları ile ilgili parametrelerin doğada bulunan bir	
böcekte gösterimi	26
Şekil 2.12. Çırpan kanatlı bir yapıda kinematik parametreler	27
Şekil 3.1. Deneyde kullanılan rüzgâr tüneli	30
Şekil 3.2. Deneylerde kullanılan kanat profili	32
Şekil 3.3. Kuvvet ölçüm sistemi	32
Şekil 3.4. Çırpan kanat mekanizmaları	33
Şekil 3.5. Çırpan kanat mekanizması tasarımı	34
Şekil 3.6. Çırpan kanat mekanizması	35
Şekil 3.7. Çırpan kanat deney düzeneği	36
Şekil 3.8. Çırpan kanat profilleri	37
Şekil 3.9. Test bölgesi türbülans şiddetinin serbest akış hızı ile değişimi	39
Şekil 3.10. Test bölgesi serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zamana bağlı	
değişimi	40
Şekil 4.1. Naylon kanat profili için deneylerin literatürle karşılaştırılması	42
Şekil 4.2. Ahşap kanat profili ile naylon kanat profilinin karşılaştırılması	43
Şekil 4.3. Lateks kanat profili ile naylon kanat profilinin karşılaştırılması	43
Şekil 4.4. Lateks kanat profili ile ahşap kanat profilinin karşılaştırılması	44

Şekil 4.5. Naylon kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	45
Şekil 4.6. Naylon kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	46
Şekil 4.7. Lateks kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	47
Şekil 4.8. Lateks kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	48
Şekil 4.9. Ahşap kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	49
Şekil 4.10. Ahşap kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	50
Şekil 4.11. Farklı malzemelerdeki taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	50
Şekil 4.12. Farklı malzemelerdeki taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	51
Şekil 4.13. İtki kuvvetinin frekansla değişimi	52
Şekil 4.14. Naylon kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	53
Şekil 4.15. Naylon kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	54
Şekil 4.16. Lateks kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	55
Şekil 4.17. Lateks kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	56
Şekil 4.18. Ahşap kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi	57
Şekil 4.19. Ahşap kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	58
Şekil 4.20. Farklı malzemelerin itki değerlerinin hücum açısı ile değişimi	59
Şekil 4.21. İtki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi	60

### GİRİŞ

20. yy'a kadar bilim adamları çırpan kanat yapıları ile insan taşımaya odaklanmışlardır. Günümüzde teknolojinin de gelişmesi ile birlikte bu araştırmalar otonom ornitopter insansız hava aracı amacı ile çok daha küçük ölçekteki çalışmalara doğru yön değiştirmiştir. Çırpan kanatlı hava araçlarının otonomisi sabit kanatlı hava aracına göre çok daha karmaşık kinematik, aerodinamik ve kararlılığa sahip olduğundan dolayı tasarım için ihtiyaç duyulan parametrelerin tespiti zordur. Bu sebeple çırpan kanat aerodinamiği alanında yapılan çalışmalar öncelikle çırpan kanatlı kuş ve böceklerin incelenmesiyle başlamıştır. Uçan küçük kuş ve böceklerin manevra kabiliyetleri, havada süzülme durumları ve kanat çırpma hareketi ile hava akışından nasıl faydalandıkları araştırılmıştır [1].

Geleneksel İHA'ların kapalı alanlarda kullanılması gerektiği durumlarda bazı zorluklar ortaya çıkmıştır. Sabit kanatlı İHA'ların kanat alanlarının küçüldükçe aerodinamik verimliliğin azalması ve havada tutunabilmesi için hızın artırılması gerektiğinden kapalı alanlarda kullanımı uygun değildir. Döner kanatlı modeller ise gürültülü çalıştıkları ve rotor pallerinin çok fazla küçültülememesi başlıca sorunlar olarak öne çıkmaktadır. Çırpan kanatlı modellerin düşük hızlardaki verimliliği, kıvraklığı ve sessiz çalışmaları nedeniyle kapalı alanlarda ve manevra kabiliyeti istenen yerlerde kullanılması diğer iki modele göre daha uygun olduğu bilinmektedir [2].

Bu çalışmada çırpan kanatlı hava araçlarında kullanılan kanat profillerinin taşıma ve itki kuvveti değerlerinin farklı hava hızı, hücum açısı ve çırpma frekanslarındaki değişimi incelenmiştir. Kanat profilleri farklı malzemelerden üretilerek malzeme değişiminin aerodinamik parametrelere etkisi araştırılmıştır. Deneysel çalışma için üretilen çırpan kanat mekanizması ile kanat profillerine çırpma hareketi yaptırılarak rüzgâr tünelinde ölçümler yapılmıştır.

# 1. BÖLÜM GENEL BİLGİLER

#### 1.1. Giriş

Kuş uçuşunu taklit etmek yüzyıllar boyunca insanlığın vazgeçilmez bir arzusu olmuştur. Leonardo Da Vinci'nin çizimlerinden Otto Lilienthal'ın planörüne kadar, çırpan kanatlı uçuş araştırmalarının ilk beş yüz yılı insan taşımaya odaklanmıştır. Günümüze gelindiğinde bu araştırmalar otonom ornitopter insansız hava aracı amacı ile çok daha küçük ölçekteki çalışmalara doğru yön değiştirmiştir.



Şekil 1.1. Leonardo da Vinci'nin ornitopter çizimi [1]

Çırpan kanatlı araçlar, askeri-sivil alanlarda ve araştırma uygulamalarında küçük, manevra kabiliyeti yüksek olmaları sebebiyle sabit ve döner kanatlı İHA'ların kullanılmasının zor olduğu durumlarda alternatif olarak öne çıkmaktadır. Çırpan kanatlı hava araçlarının otonomisi sabit kanatlı hava aracına göre çok daha karmaşık kinematik, aerodinamik ve kararlılığa sahip olduğundan dolayı tasarım için ihtiyaç duyulan parametrelerin tespiti zordur. Bu sebeple çırpan kanat aerodinamiği alanında yapılan çalışmalar öncelikle çırpan kanatlı kuş ve böceklerin incelenmesiyle başlamıştır. Uçan küçük kuş ve böceklerin manevra kabiliyetleri, havada süzülme durumları ve kanat çırpma hareketi ile hava akışından nasıl faydalandıkları araştırılmıştır. Kanat çırpan canlıların uçabilme yetenekleri kanatlarının hücum ve firar kenarlarından ayrılan girdaplara dayanmaktadır [1].

İHA'ların daha küçük modelleri olan mikro hava araçları, son zamanlardaki gelişmeler sayesinde ulaşılması zor bölgeler için piste ihtiyaç duymamakta ve dikey iniş-kalkış gerçekleştirebilmektedir. Bu araçlar helikopter gibi iniş-kalkış gerçekleştirmekle birlikte düz uçuş modunda sabit kanatlı hava araçları gibi de hareket edebilmektedirler. Bu özellikler sayesinde keşif ve gözlem işlemleri başarıyla gerçekleştirmektedir. MHA'lar askeri uygulamalar, havadan mayın tespiti, dijital haritalama, elektronik harp, radar doygunluk ve karıştırma, kurtarma, meteoroloji, havadan fotoğraf ve video çekimi, trafik gözetleme, küçük paket taşıma, bilimsel araştırmalar, kaçak yapılaşma vb. birçok durumun gözlem ve analizini, hızlı ve güvenli bir şekilde gerçekleştirmektedir. MHA'lar yukarıda bahsedilen tüm bu görevleri yüksek çözünürlüklü bir kamera yardımı ile kolaylıkla yerine getirebilirler [2].

MHA'lar sabit kanatlı, döner kanatlı ve çırpan kanatlı olmak üzere üç başlıkta incelenmektedir. Çırpan kanatlı hava araçlarının sabit ve döner kanatlı modellere göre bazı avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Hava aracının boyutunun küçülmesi kanat yapısına bağlı olarak Reynolds sayısı da düşürmektedir. Kanat alanı azaldıkça, düşük Reynolds sayısına geçildiği için kanat profilinden elde edilen performans önemli ölçüde azalmaktadır. Bu yüzden sabit kanatlı ve döner kanatlı MHA'ların aerodinamik verimliliği azalmaktadır. Kanat alanın negatif etkisini azaltmak için, sabit kanatlı MHA'ların gerekli taşımayı sağlaması için yüksek hızlarda çalışmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Yüksek hızdan dolayı ise başarılı kapalı alan uçuşlarında gereken karmaşık manevraları yapmak çok daha fazla güçleşmektedir. Bunlara ek olarak sabit kanatlı MHA'lar kısa kalkış ve inişler, engellerden kaçınma ve buna benzer diğer durumlar için uygun değildir [3].

Tablo 1.1'de farklı tasarımlar ile üretilen MHA'ların dezavantaj ve avantajları bazı özellikler adı altında gösterilmiştir. Yeşil renk en iyi performans, sarı renk orta derecedeki performansı ve kırmızı renk ise kötü performansı temsil etmektedir. Sabit kanatlı MHA'ların havada süzülme durumu için uygun olmadıkları görülmektedir. Çünkü sabit kanatlılar taşıma üretmek için ileri uçuş hareketini kullanmaktadırlar. Çırpan kanatlıların kıvraklık ve verimlilikleri diğer iki tasarıma göre daha iyi durumdadır. Çırpan kanatlıların temel sorunu karmaşık bir yapılarının olmasıdır. Biyolojik uçan canlılardan esinlenerek üretilen çırpan kanatlı MHA'ların aerodinamik karakteristiklerinin tam ve net olarak tespit etmek zor olduğu için bu durum bir dezavantaj oluşturmaktadır [3].

MHA	Süzülme	Karmasıklık	Kıvraklık	Verimlilik	Farkedilebilme
Tipi	Sulume	1 <b>L</b> ui i i i uși i i i i	111110		T unio unio o mino
Sabit					
Döner					
Çırpan					

Tablo 1.1. Sabit, döner ve çırpan kanatlı MHA'ların kıyaslaması [2]

Döner kanatlı hava araçları engellerden kaçınma, havada askıda kalma, dikey iniş-kalkış gibi karmaşık manevraları uygulama kapasitesine sahiptir. Fakat döner kanatlı modellerde düşük Reynolds sayılarında çalıştığı için kanat profillerinin sağladığı taşıma da zorluklar görülmektedir. Buna ek olarak döner kanatlı hava araçları yüksek hızda dönen rotor palleri ciddi yaralanmalara sebep olması diğer bir dezavantaj olarak görülmektedir [2].

Çırpan kanatlı MHA'lar diğer iki uçuş modeline göre birçok önemli özellikleri sağlama potansiyeline sahiptir. Çırpan kanatlı modelin sabit ve döner kanatlı modele göre en önemli faydası kanat alanı küçüldükçe azalan aerodinamik verimlilik yüksek çırpma frekansları ile kazanılabilmektedir. Bu sayede döner kanatlı MHA'lara göre çok daha küçük boyutlarda uçabilirler. En küçük çırpan kanatlı MHA, 60 mg ağırlığında ve 3 cm span uzunluğuna sahiptir [2, 3].

#### 1.2.Tezin Amacı ve Önemi

Bir hava aracı tasarlanırken öncelikle aerodinamik sabitler ve değişkenler dikkate alınmaktadır. MHA tasarımında karşılaşılan en büyük sorun hava aracının boyutlarının küçülmesi ile birlikte aerodinamik performansın da önemli ölçüde düşmesidir. MHA tasarımında karşılaşılan bir diğer sorun uçuş rejimi için yeterli deney verisinin olmayışıdır. Araştırmacılar yıllardır yüksek Reynolds sayısına sahip uçaklara yoğunlaştıklarından, düşük Re sayılarında yapılan çalışma sayısı azdır. MHA tasarımcıları, bu boşluğu telafi için bir yandan deneysel çalışmalara hız kazandırırken bir yandan da daha önce kuş ve böcek uçuşu konusunda yapılan çalışmaları incelemişlerdir [3].

Kanat yapısına göre üç gruba ayrılan MHA'lardan manevra kabiliyeti ve verimi en yüksek olan çırpan kanat modeli, hava aracına hem itki hem de taşıma kuvveti sağlamaktadır. Pek çok havacılık ve uzay teknolojisinin olduğu gibi çırpan kanatlı hava araçları esas olarak askeri alanlarda kullanılması ile beraber bunun dışındaki alanlarda da çırpan kanatlı hava araçlarından yararlanılmaktadır. Örneğin, zararlı böceklerin öldürülmesinde, kimyasal bulutların emisyonunun ölçülmesinde, afetlerden sonra hayatta kalanların yerlerinin belirlenmesinde, vahşi hayvan sürülerinin izlenmesinde, tarım arazilerindeki azot konsantrasyonunun ölçülmesi ve yanan binalarda mahsur kalanlara ulaşılması için çırpan kanatlı MHA kullanılmaktadır.

Bu çalışmada küçük hava araçlarında kullanılan çırpan kanat profillerinin aerodinamik karakteristikleri tespit edilmiştir. Farklı malzemelerden üretilen kanat profillerine çırpan kanat mekanizması ile çırpma hareketi yaptırılarak farklı hücum açıları, hava hızları ve çırpma frekanslarındaki taşıma, sürükleme ve itki durumları karşılaştırılmıştır. Çırpan kanat mekanizması DC motor, güç kaynağı ve dişli mekanizmasından oluşmaktadır. Kanat profilleri bu mekanizmaya entegre edilerek çırpma hareketi yaptırılmış ve rüzgâr tünelinde altı bileşenli bir yük hücresi yardımıyla ölçümler yapılmıştır.

#### 1.3. Literatür Araştırması

Çırpan kanatlı hava araçlarının aerodinamik faydaları, düşük Reynolds sayılarında çalışmaları ve küçük gövdeli olmaları sebebiyle, birçok araştırmacı bu konudaki çalışmalara yönelmiştir. Araştırmacılar çırpan kanatlı uçuşların karmaşık özelliklerini araştırmaya odaklanmışlardır. Bu araştırmalar; analitik modellerin türetilmesi, nümerik simülasyonları ve deneysel çalışmaları içermektedir

Geleneksel sabit kanatlı uçuş konseptleri kuş büyüklüğündeki hava araçlarında başarısız olmuşlardır. MHA'lar genellikle 5.000-200.000 Reynolds sayılarında kullanılmaktadır. MHA'ların çok hafif olmaları dolayısıyla rüzgâr durumundaki hassasiyetinden dolayı, MHA'lar daimi uçuş kararlılığı ve akış yörüngesini ayarlayabilmek için hızlı bir şekilde manevra kabiliyeti olacak şekilde tasarlanmalıdırlar. Bu sebeplerden dolayı çırpan kanatlı hava araçları tasarlanırken, aeroelastik kanat yapısı mutlaka dikkate alınmalıdır.

Pourtakdoust ve Aliabadi [4] çırpan kanatlı MHA'nın itki sistem özelliklerini değerlendirmek için, tipik bir esnek çırpan kanatlı MHA için yeni bir aeroelastik modeli geliştirmişlerdir. Yeni model; çırpan kanatlı MHA'nın kütle, atalet, elastik özellikleri, aerodinamik yükler, çırpma genliği ve çırpma frekansının yanı sıra birçok geometrik ve tasarım parametreli aralarındaki karmaşık etkileşimlerini açıklamaktadır. Önerilen teorik modeli doğrulamak için güç tüketimi, çırpma frekansı ve kuvvetleri ölçebilen test düzeneği oluşturulmuştur. Sonuç olarak indirgenmiş frekansın bir fonksiyonu olan sertlik parametresinin doğru ayarlanmasıyla çırpan kanatlı MHA'da optimum itki verimi elde edileceğini tespit etmişlerdir.

Hsu ve arkadaşları [5] çırpan kanatlı bir MHA tasarlamışlardır. Çalışmalarında hava aracının parçalarını üretmek için lazer mikro makine, elektroerozyon yöntemi ve 3 boyutlu hızlı ön örnekleme teknikleri kullanılmıştır. Üretilen yeni nesil MHA toplam 10,8 gram ağırlığında ve kanat açıklığı 20 cm'dir. MHA basit akrobatik manevra yeteneğinin yanı sıra düz uçuş yapabilmekte ve yerde gidebilmektedir. Üretilen MHA'nın aerodinamik parametreleri rüzgâr tünelinde test edilmiştir. Farklı hava hızları ve çırpma frekansları esnasındaki taşıma kuvvetleri tespit edilmiştir.

Grauer ve Hubbard [6] çalışmalarında piyasada bulunan ticari bir çırpan kanatlı hava aracını kullanmışlardır. Hava aracı toplam 446 gr ağırlığında, 120 cm kanat açıklığına ve 0,3 m<sup>2</sup> kanat alanına sahiptir. Standart hobi hava araçlarına benzer yapıdadır ve radyo kontrolü ile kontrol edilmektedir. İtki bir DC motor sayesinde sağlanmaktadır. Ornitopterin normal uçuş hızı 10 m/s, frekansı 8 Hz ve kanatlarındaki Reynolds sayısı 19.000-232.000 arasındadır. Kim ve arkadaşları [7] çırpan kanatlı bir hava aracı tasarlamış ve esnek kanat yapısının aerodinamik özelliklerini tespit etmişlerdir.

Çalışmalarında uyumlu bir kamber hareketi üretmek için makro fiber kompozit akçüatör kullanılmış ve esnek çırpan kanadın yüzeyine yerleştirilmiştir. Farklı test koşullarında taşıma ve itki kuvvetlerini ölçmek için aerodinamik ölçümler yapılmıştır. Ölçümler rüzgâr tüneline kurulan düzenekte yapılmıştır. Çırpma hareketini yapan mekanizma Şekil 1.2'de görüldüğü gibi Cybird-P2 modeline benzer yapılmıştır. Rüzgâr hızı 2 m/s'den 10 m/s'ye kadar değiştirilmiştir. Çırpma frekansı 1 Hz'den 8 Hz'e kadar olacak şekilde ölçümler yapılmıştır. Statik testlerde kamber etkisinin ve kord boyunun aerodinamik özelliklere olan etkisi araştırılmıştır. Dinamik testlerde ise sabit olmayan aerodinamik etki tartışılmıştır. Çalışma sonunda kord hattı uzunluğunun aerodinamik performansı etkileyen en önemli parametrelerden biri olduğu gözlemlenmiştir. Makro fiber kompozit akçüatör tarafından oluşturulan kamber etkisi statik ve dinamik koşullarda faydalı taşıma ürettiği tespit edilmiştir.



Şekil 1.2. Çırpan kanat test düzeneği [7].

Lin ve arkadaşları [8] bir kuş kanadının çırpma hareketini simüle eden bir çırpan kanat mekanizması tasarlamışlardır. Farklı frekans, hız ve hücum açıları için esnek çırpan kanat profilinin taşıma ve itki katsayıları rüzgâr tünelinde ölçülmüştür. Çalışmalarında çırpan kanat profilini karbon fiber takviyeli epoksi kullanarak üretmişlerdir. Bir elektrik motoru ve dişli mekanizmasıyla çırpma hareketi sağlanmıştır. Çırpma genliği yukarı doğru 39° ve aşağı doğru 18°'dir. İki farklı kanat karşılaştırılmıştır. A tipi kanadın span uzunluğu 60 cm ve B tipinin ise 40 cm'dir. İkisi de PVC plastik filmle kaplanmış karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden yapılmıştır. Çalışma 0, 5, 10, 15° hücum açıları ve 0, 5, 10, 15, 20 km/s rüzgâr hızlarında yapılmıştır. Yüksek çırpma frekanslarındaki deformasyondan dolayı kanat yapısının esnekliğinin taşıma ve itki performansına etki ettiği gözlemlenmiştir.

Liu ve arkadaşları [9] rijid ve esnek çırpan kanatların aerodinamik performanslarını kıyaslamak için kanatların, iki boyutlu nümerik simülasyonlarını ve rüzgâr tünelinde düşük Reynolds sayıları için ölçümler yapmışlardır. Çırpan kanatta taşıma kuvveti üzerinde kanadın esnekliğinin etkisini incelemek için rüzgâr tünelinde iki farklı kanat (rijid ve esnek) kullanılmıştır. PVC filmle kaplanmış epoksi ile güçlendirilmiş tahta kanat ve karbon fiberden yapılmış kompozit kanat düşük Reynolds sayılı rüzgâr tünelinde farklı hücum açıları ve farklı hızlarda test edilmiştir. Analizlerin sonucunda esnek kanadın daha fazla taşıma sağladığı görülmüştür. Karakaş ve arkadaşları [10] vorteks yapılarına dayanarak niteliksel olarak itki veya sürükleme oluşturduğu belirlenen hareketlerde, dört değişik kanat profiline sahip model (SD7003, NACA0012, t/c=0,05 yuvarlak kenarlı ve t/c=0,05 keskin kenarlı düz levhalar) için üç boyutlu durumda (AR=4) kuvvet ölçümleri gerçekleştirilmiştir. Çalışma deneysel olarak su kanalında 2,000<Re<15,000 arası değerlerde, DPIV (Digital Particle Image Velocimetry) sistemi ve kuvvet/moment ölçüm ünitesi kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Mazaheri ve Ebrahimi [11] esnek bir çırpan kanadın aerodinamik performansı araştırmışlardır. Bu amaçla, çırpan kanadın değişken aerodinamik kuvvetlerini ölçmek için çırpan kanat sistemi ve deney düzeneği kurulmuştur. Test edilecek kanat için çırpma hareketini sağlayacak mekanik bir sistem tasarlanmış ve imal edilmiştir. Kanat span uzunluğu 80 cm'dir ve açıklık oranı 6,8'dir. Şekil 1.3'te deneysel çalışmada kullanılan esnek kanat profilinin yapısı ve ölçüleri görülmektedir. Deneysel çalışma düşük hızlı rüzgâr tünelinde yapılmıştır. Öncelikle çırpma hareketi yaptırılmadan kanat profilinin taşıma kuvveti farklı hava hızı ve hücum açılarında tespit edilmiştir. Daha sonra çırpan kanat mekanizmasına bağlanarak farklı frekanslarda taşıma ve itki kuvvetleri ölçülmüştür. Sonuç olarak çırpma frekansının arttığı her durumda itkinin de arttığını belirlenmiştir. Hızın artması ile de taşıma kuvvetinin arttığı fakat yüksek frekanslarda bu artışın daha az olduğu görülmüştür.



Şekil 1.3. Esnek kanat profilinin yapısı ve ölçüleri [11].

Shyy ve arkadaşları [12] çalışmalarında çırpan kanatların aerodinamik özelliklerindeki son gelişmeleri ve çırpan kanat kinematiği, korunum denklemi ve ölçekleme kurallarını incelemişlerdir. Ayrıca sert ve esnek çırpan kanatlarla ilgili önemli aerodinamik özellikleri detaylı bir şekilde araştırmışlardır. Vieru ve arkadaşları [13] düşük Reynolds sayılı çırpan kanatların hücum kenar girdapları, yunuslama momenti ve hızlı ivmelenme mekanizmalarını araştırmışlardır. Sabit kanatlar için laminer-türbülans geçişleri hakkında incelemeler yapılmıştır.

Anbarcı [14] kanat çırpma hareketinin aerodinamiğini incelemiştir. Çırpan kanat üzerindeki akışı hesaplamalı akışkanlar mekaniği programında simüle etmiştir. Simülasyon sonucunda hesaplanan kuvvet değerleri ve girdap alanları, böceklere oranla büyütülmüs olan bir kanat çırpma mekanizması üzerinde gerçekleştirilen ölçümlerden elde edilen deney sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak hesaplamalı akışkanlar mekaniği çalışmalarının gelecekteki herhangi bir kanat çırpma yöntemiyle uçan MHA tasarım prosedüründe yararlı olabileceği belirlenmiştir. Hu ve arkadaşları [15] çırpan kanatlı MHA uygulamalarında esnek kanat yapısı kullanımının aerodinamik yararlarını ölçmek için deneysel araștırma yapmışlardır. Aerodinamik performanslari karşılaştırmak için iki farklı esnek kanat yapısı ve bir rijid kanat profilini rüzgâr tünelinde test etmişlerdir. Çalışma sonunda çırpma hareketinin aerodinamik performansa belirgin bir yarar sağladığı belirlenmiştir.

Yafeng ve arkadaşları [16] çırpan kanatlı MHA'nın taşıma ve itki karakteristiklerine maksimum çırpma açısı ve çırpma frekansının etkisi üzerine çalışma yapmışlardır. Küçük bir DC motor tarafından sağlanan çırpma mekanizması tasarlanmış ve deneysel amaçlı üretilmiştir. DC motorun voltajı ve çırpma mekanizmasının krank uzunluğu değiştirilerek çırpma frekansı ve maksimum çırpma açısı farklı durumlarda incelenmiştir. Çırpan kanat mekanizmasında kullanılan dişliler çok hafif olan fakat sertliği çok fazla olmayan plastik malzemeden yapılmıştır ve toplam çırpma mekanizması ağırlığı 15 gramdır. Hava hızı 4 m/s'den 10 m/s'ye kadar değiştirilmiştir ve ortalama türbülans seviyesi %22'dir. Deneysel çalışma 50cmx50cmx80cm'lik rüzgâr tünelinde taşıma ve sürükleme katsayıları ölçülmüştür. Çırpma frekansı aralığı 4 Hz'den 10 Hz'e kadar değiştirilmiştir. Yine maksimum çırpma açısı da 55°, 75°, 95° ve 115°'lerde test edilmiştir. Her açı için 4 farklı hız ve 5 farklı frekansta ölçüm yapılmıştır. Çalışmada rüzgâr tünelindeki hız artışı ile taşıma kuvvetinin arttığı ve itki kuvvetinin azaldığı, maksimum çırpma açısı ve çırpma frekansı artarsa itkinin de arttığı tespit edilmiştir.

Valiyff ve arkadaşları [17] ornitopter kanatlarının çırpan uçuş aerodinamik karakteristiklerini araştırmışlardır. Düşük hızlı rüzgâr tünelinde iki ticari ornitopterin farklı hava hızları ve çırpma frekanslarındaki itki üretimi tespit edilmiştir. Deneysel sonuçlardaki kıyaslamaları daha iyi anlayabilmek için kanat eleman teoremine dayanan aerodinamik model kullanılmıştır. Maksimum çırpma frekansı 9 Hz olarak test edilmiştir ve iki farklı ornitopter kanat profili kullanılmıştır. Deneysel ve analitik sonuçlar çırpma hareketinin temel durumundan kaynaklanan çırpma frekansının artmasıyla elde edilen net itkinin düzenli olarak arttığını göstermiştir. Ayrıca hava hızının artmasıyla sürükleme kuvveti arttığı için itkinin azaldığı tespit edilmiştir. İkinci ornitopter modelindeki deneysel ve teorik sonuçların birbirinden farklı olması kanat span uzunluğunun birinci ornitoperden iki kat büyük olması nedeniyle olabileceği belirtilmiştir.

Yu ve arkadaşları [18] girdap kafes yöntemine dayanarak havacılık alanında devam eden daimi olmayan ve düşük Reynolds sayılı aerodinamik çalışmalarının çırpan kanatlı hava aracındaki gelişimini incelemişlerdir. Çalışmalarında çırpan kanatlı MHA'ya yunuslama ve çırpma hareketindeyken taşıma ve itki katsayılarını 3 boyutlu daimi olmayan girdap kafes yöntemini kullanarak uygulamışlardır. Sonuç olarak; itki kuvveti

temel olarak sadece kanat profilinin aşağı doğru çırpma yapma esnasında üretilirken taşımanın her zaman üretildiği, taşıma ve itki kuvvetinin çırpma frekansının artmasıyla arttığı, itki kuvvetinin çırpma genliği arttıkça artarken taşıma kuvvetinin ise azaldığı, taşıma ve itki kuvvetinin yunuslama açısı arttıkça arttığı tespit edilmiştir.

Jones ve arkadaşları [19] yüksek hızlı video izleme sistemi yardımıyla, ornitopter kanat yapısının yüzey yapısını serbest akış hızları ve farklı frekans aralıklarında incelemişlerdir. Çırpma hareketi bir elektrik motoru ve krank mekanizması kullanılarak yaptırılmıştır. Çırpma frekansı 9 Hz'e kadar çıkartılmış ve çırpma genliği ise toplam 52° olacak şekilde dizayn edilmiştir. Kanat yapısının yüzeyi karbon fiber destekli yırtılmaz naylondan üretilmiştir. Wu [20] çalışmasında, MHA'larda kullanılan esnek kanatların çırpan uçuş dinamiğini incelemiştir. Bu çalışma için kanat akçüatör mekanizması da içeren yeni bir deneysel düzenek, özelleştirilmiş bir dijital görüntü korelasyon sistemi, bir kontrol sistemi, bir yük sensörü ve vakum kamberi oluşturulmuştur. Farklı koşullar altındaki çırpan kanat verimliliği ve etkinliği değerlendirilmiştir. Çırpma frekansı, genliği, kütle dağılımıyla belirlenmiş atalet yükleri altında aerodinamik performansı artırmak için pasif kanat deformasyonu kullanılabileceği tespit edilmiştir.

Fenercioğlu ve Çetiner [21] SD7003 profilini çift taraftan sonlandırılarak iki boyutlu incelemişlerdir. Yunuslama ve ötelenme yapan bir çırpan kanatta değişik hareket parametrelerinde oluşan akım yapısı şekilleri beş farklı kategoriye ayrılmış ve bu kategorilerin oluşum bölgeleri değişik iki boyutlu parametre düzlemlerinde belirlenmiştir. Hu ve arkadaşları [22] çırpan kanatlı MHA'ların gelişimi için esnek kanat kullanımının aerodinamik yararlarını değerlendirme için deneysel bir çalışma yürütmüşlerdir. Çırpan uçuş uygulamalarında esnekliğin aerodinamik performansına etkisini değerlendirilmesi için iki farklı esnek kanat yapısının zamana bağlı olarak taşıma ve itki/sürükleme durumları karşılaştırılmıştır. Çalışmalarında kullanılan çırpma mekanizması Cybird P1 modelinden uyarlanmıştır. Vanneste ve arkadaşları [23] çırpan kanatlı MHA'ların gelişimine katkı sağlamak için, bir çırpan kanat aeroelastik performansını incelemişlerdir. Çalışmada yarı kararlı aerodinamik modelin yapısal sonlu elemanlar kullanılmıştır. Çalışmada; hareketi sağlayan sistem stratejisi seçimi, dalga formu ve serbestlik derecesi kombinasyonu ve genetik algoritmaya dayanan bir optimizasyon çevresinin tanımı kullanılmıştır. Sonuçlar, bir rezonans kanat için çırparak

çalıştırmanın kaldırılarak çalıştırmadan daha verimli olduğu ve sinüs formunda hareketin iyi bir uyum sağladığını göstermiştir.

Kim ve arkadasları [24] çalışmalarında esnek bir çırpan kanat profilinin akışkan-yapı etkileşim analizini incelemişlerdir. Etkili bir nümerik aerodinamik model önerilmiştir. Bu model yunuslama ve dalma hareketi tarafından indirgenmiş yüksek hücum açısı ve dinamik stall etkilerini dikkate almaktadır. Aerodinamik model sabit kanatlı profillerin deneysel verileriyle doğrulanmıştır. Dikdörtgen çırpan kanat profilinin aerodinamik kuvvetlerini ölçmek için statik ve dinamik testler farklı çırpma açıları, hava hızları ve çırpma frekanslarında düşük hızlı rüzgâr tünelinde uygulanmıştır. Nguyen ve arkadaşları [25] orijinal ve sıkıştırılmış LIPCA (Düşük ağırlıklı piezoseramik kompozit akçüatör) tarafından hareket ettirilen iki çırpan kanatın çırpma frekansı genliği ve aerodinamik kuvvet üretimi ile çırpma performansını deneysel olarak incelemişlerdir. Optimum çırpma frekansını araştırmak için farklı çırpma frekansları ve üç farklı hücum açısında iki farklı kanat yapısı kullanılmıştır. Çalışmada çırpma frekansı 6 Hz'den 12 Hz'e kadar değiştirilmiştir. Deneysel sonuçları doğrulamak için bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonu uygulanmıştır ve yüksek hızlı kamera ile elde edilen görüntülerle kanat profilinin çırpma hareketi esnasındaki kinematiği incelenmiştir. Çalışmada kullanılan kanat profilleri yıpranma ve deformasyona dayanıklı olması nedeniyle karbon epoksi fiberlerinden üretilmiştir.

Han ve arkadaşları [26] MHA alanında son zamanlardaki araştırma sonuçlarının tanıtımı ile çırpan kanatlı MHA'ların tasarımı ve bazı teknik konuları incelemişlerdir. Başarılı bir çırpan MHA'nın gelişimi için diğer entegre sistem mühendisliğinin gelişimi çok önemli olduğu belirlenmiştir. Bu parametrelerin; düşük Re sayılı akışlar için verimli bir aerodinamik model, akışkan-yapı etkileşimi düşünülerek tasarım, çırpan kanat hareketi mekanizması tasarımı, güçlü bir uçuş navigasyonu ve minyatürize edilmiş elektronik aksam ve mikro güç kaynağı olduğu tespit edilmiştir. Çırpan kanatlı bir MHA'nın tasarımı için kanat geometrisi (span, açıklık oranı ve kalınlık), kanat kinematiği (genlik, frekans, faz) ve kanat yapısal dinamiklerini (esneklik, vibrasyon ve rezonans) de içeren birçok tasarım parametreleri bulunmaktadır. Tasarım esnasındaki ana zorluk, çırpan kanat MHA sisteminin karakteristiğine ve özellikle aerodinamiğine hangi parametrenin nasıl etkilediğinin kesin olarak belirlenememesidir. Rose ve Fearing [27] çalışmalarında bir hareket yakalama sistemi yardımıyla ornitoperin kuvvet ve moment değerlerini rüzgâr tünelinde ölçmüşlerdir. Rüzgâr tünelinin uçuş kuvveti tahmini kalitesini belirlemek için metrik olarak iki veri seti karşılaştırılmıştır. Bunun için serbest uçuşta ornitopter için hız ve hücum açısı tahmini olarak bulunmuştur. Sonuç olarak rüzgâr tünelinde düz uçuş için hücum açısının yaklaşık 15° olduğu ve hava hızının ortalama 2 m/s olduğu belirlenmiştir.

Yeo ve arkadaşları [28] çalışmalarında gerçek zamanlı aerodinamik kuvvetlerin tahminini sağlamak için çırpan kanat yüzeylerine dağıtılmış basınç algılama sistemi yerleştirmişlerdir. Kanat profili olarak NACA0015'i belirlemişlerdir. Çırpma mekanizması olarak Cybird yapısını kullanmışlardır. Kanat profili balsa ağacından imal edilmiştir ve imal edilirken ölçeklendirilmiş belirli yerlerine sensörler yerleştirilmiştir. Çırpan kanatlı hava araçları veya ornitopterlerin yüksek hızlı çırpma yüzeyleri tarafından üretilen düzgün olmayan akıştan dolayı kontrolünün zor olduğu kanıtlanmıştır. Bugüne kadar araştırmalar sabit çırpma hareketlerini optimize eden nümerik modeller üzerine yoğunlaşmıştır. Bu hareketler tırmanış ve iniş için birincil kontrol sonucu olarak çırpma hızı ile birlikte pratikte açık çevrim olarak sabitlenmiş ve uygulanmıştır. Sonuç olarak bu ölçümlerin ornitopterin otopilot sistemi için geri besleme kaynağı olarak kullanılabilmektedir.

Tsai ve Fu [29] bir MHA için esnek bir kanat profilinin tasarlamışlar ve bu kanat profilinin aerodinamik performansını ortaya koymuşlardır. Öncelikle 3 boyutlu aerodinamik hesaplama ve akış alanı simülasyonu çalışılmıştır. Farklı frekans, hücum açısı altındaki çırpan kanatın analizi yapılarak basınç dağılımı, kanat yapısı vorteksleri ve hava akışının durumu araştırılmıştır. MHA 8 gram ağırlığında, 15 cm kanat açıklığına sahip ve 5 cm kord boyundadır. Bu hava aracına bir çırpma mekanizması yerleştirilerek bir kuşun çırpma hareketi simüle edilmiştir. Çırpma açısı toplam 73°'dir. Çırpma frekansı 25,58 Hz'dir. Güç kaynağı olarak Li-H batarya kullanılmıştır. Gerçek uçuş mesafesi ilk olarak 8 m olarak belirlenmiş ve test sonucunda bu durum başarılmıştır. Shkarayev ve Silin [30] ornitopter olarak adlandırılan MHA'larda kullanılan esnek çırpan kanat yapılarının aerodinamik yapılarını incelemişlerdir. Farklı hava hızları ve çırpma frekanslarındaki 25 cm ve 74 cm span uzunluğunda sahip modeller için aerodinamik kuvvet ölçümleri yapılmıştır. Üretilen itki ve normal kuvvet üzerine dihedral açısının etkisini çalışmak için modelin dihedral açısı üç farklı değerde

test edilmiştir. Daha yüksek dihedral açısı için daha fazla itki elde edildiği görülmüştür. Bir kanat profilinin bükülme sertliği ve üretilen itki kuvvetinin kanat kök sınırlamasının etkisi incelenmiştir. Deneysel sonuçlar momentum teoremine göre analiz edilmiştir. Bu çalışmanın sonuçları başarılı şekilde uçuş testinden geçen mikro ornitopter tasarımında uygulanmıştır. Grauer ve arkadaşları [31] çalışmalarında bir ornitopterin çırpan kanatları tarafında üretilen itki ve taşıma kuvvetinin sonuçlarını yapısal model belirlemek için sunmuşlardır. Uçuş sırasında ornitopter görsel izleme sistemi kullanılarak ölçümler elde edilmiştir. Pfeiffer ve arkadaşları [32] esnek çoklu yapı dinamiği, inceltilmiş çırpan kanat aerodinamik model ve sıvı-yapı etkilesim yaklasımına dayanan ornitopter uçuş simülasyonunu tanımlamışlardır. Ornitopterin simülasyonu sonlu elemanlar metoduna dayanan bir program olan ANSYS yazılımında gerçekleştirilmiştir. Çırpan kanat aerodinamiğinin karmaşık modellemesi için değiştirilmiş bir strip teoreminin gelişmiş versiyonu seçilmiştir. Ornitopterin önerilen bütünleştirici simülasyon çerçevesi literatürde yer alan test verileri ile doğrulanmıştır. Çalışmalarında model ornitopterin uçuşu esnasında konum, yükseklik, uçuş hızı gibi uçuş durum değişkenlerinin sınırlı döngü salınımını gözlemlemişlerdir.

Nakata ve arkadaşları [33] hesaplamalı akışkanlar dinamiği metodu ve rüzgâr tünelinde deneysel çalışmalar yardımıyla çırpan kanatlı MHA'nın esnek kanat aerodinamiği üzerinde araştırma yapmışlardır. Esnek kanat aerodinamiğini araştırmak için yüksek hızlı kamera sistemi kurulmuştur. Rüzgâr tünelinde gerçekleştirilen deneylerde dört kanatlı ve iki kanatlı olmak üzere iki prototip kullanılmıştır. Bu prototiplerin ağırlıkları 2,4 ve 3 gram, span uzunlukları ise 10-12 cm'dir. Yapılan simülasyon ve deneysel analizlerle çırpma frekansının, ileri akış hızının ve gövde açısının çırpan kanatlı MHA'nın aerodinamik performansına etkisi incelenmiştir. Mukherjee ve Sanghi [34] çalışmalarında biri böcek türü olan Encarsia formosa'nın kanat çırpma şekli bir mekanizmanın tasarımı olarak kullanmışlar ve aerodinamik değerleri ölçmüşlerdir. Sabit bir eksende kanatları salınım hareketi şeklinde basitçe çırpmanın yeterli taşımayı sağlamadığı görülmüştür. Shkarayev ve Silin [35] 25 ve 74 cm span uzunluğuna sahip modellerdeki rüzgâr tüneli deneylerinde, 0°'den 90°'ye kadar olan hücum açıklarındaki ortalama taşıma ve dikey kuvveti ölçmüşlerdir. Çırpma frekansı sabittir ve rüzgâr hızı 2 m/s'den 9 m/s'ye kadar değiştirilmektedir. Sonuç olarak çırpan kanatlarda sabit kanatlardaki gibi ani stall oluşmadığı görülmüştür. Çırpma açısı dikey oldukça, taşıma

büyüklüğü itki kuvvetine oranla daha çok artmaktadır. Maksimum ortalama taşıma kuvveti 72 cm'lik profilde %10'un üzerindeyken aksine maksimum sürtünme ise 25 cm'lik kanat profilinde %10'dan fazladır.

Aditya ve Malolan [36] çırpan kanatlı MHA hava araçlarının itki karakteristiklerindeki strouhal sayısının etkisi araştırmak için deneysel çalışmalar yapmışlardır. Deneylerde, strouhal sayısındaki değişim çırpma frekansı, çırpma açısı ve rüzgâr hızından kaynaklanan değişimler sayesinde oluşmaktadır. Strouhal sayısı, çırpan kanatlardan üretilen itkiyle son derece bağıntılı olan boyutsuz bir sayıdır. Zakaria ve arkadaşları [37] çırpan kanat profilinin aerodinamik karakteristiklerini test etmişlerdir. Strip teori yaklaşımı kullanarak nümerik bir model geliştirmişlerdir. Sonuçlar literatürdeki benzer çalışmalarla karşılaştırılmış ve genel olarak uyumlu olduğu gözlemlenmiştir.

### 2. BÖLÜM

### ÇIRPAN KANAT AERODİNAMİĞİ

#### **2.1.** Giriş

Aerodinamik, hava içerisinde hareket eden cisimlerin etrafındaki olayları veya sabit bir cisim etrafındaki hava hareketi nedeniyle meydana gelen olayları ya da bu ikisinin birleşimi şeklinde, hareket eden bir cismin etrafında yine hava hareketi ile meydana gelen olayları inceleyen bilim dalıdır. Yunanca aero (hava) ve dinamik (güç) sözcüklerinden oluşur. Aerodinamik çalışmaların ilgi alanları; hava-uzay çalışmaları, kara ulaşım araçları, deniz ulaşım araçları, binalar, asma köprüler, enerji olarak sıralanabilir. Bu konuda teorik ve deneysel çalışmalar yapılmaktadır. Teorik çalışmalar analitik ve sayısal çözümler olarak ortaya konulur, deneysel çalışmalar ise genellikle su veya rüzgâr tünellerinde yapılmaktadır.

Modern olarak resmi aerodinamik çalışmaları 18. yüzyılda başlamıştır. 17 Aralık 1903'te Wright kardeşlerin kontrolünde havalanan ilk uçak aerodinamik ses teorisine bağlı kalınarak yapılmıştır. İleriki zamanlarda aerodinamiğin matematiksel analizleri, deneysel yakınsamalar, rüzgâr tüneli deneyleri ve bilgisayar canlandırmaları hâlen kullanılan bilimsel temelleri oluşturmuştur [38].

Aerodinamiğin genellikle ilgilendiği ortam havadır. Hava (ya da herhangi bir gaz) bir akışkan olduğundan, aerodinamik akışkanlar mekaniğinin önemli bir bölümünü oluşturur. Hareket halindeki suyun üzerinde çalışmalarla ilgili gözlemler, hareket halindeki hava üzerinde aynı uygulamayı bulur. Havanın görece hızı yanında, aerodinamikte en büyük önemi taşıyan özellikler sıcaklık, yoğunluk ve basınçtır [39]. Bu bölümde öncelikle temel aerodinamik kavramları hakkında bilgiler verilmiştir. Ayrıca çalışma kapsamında incelenen çırpan kanat aerodinamiğinin anlaşılmasını sağlayan terimlerin açıklamaları yer almaktadır.

#### 2.1.1. Sınır Tabaka

Bir akışkan bir katı cisim etrafından geçerken veya bir cisim bir akışkan içerisinde hareket ederken cisimle akışkanın temas yüzeyleri boyunca teğetsel kuvvetler oluşur. Deneyimler göstermektedir ki böyle bir hareket içerisinde temas yüzeyinin bütün noktalarında katı cismin hızı ile akışkanın ortalama hızları aynıdır. Diğer bir deyişle akışkanın katı cisme göre hızı sıfırdır. Cisme en yakın tabakalarda neredeyse durma hızlarında olan akışkan zerreleri daha üst tabakalardaki biraz daha hızlı komşu akışkan kitlelerine teğetsel kuvvetler etki ederek onların yavaşlamasına neden olurlar. Komşu tabakalar arasındaki bu etkileşim cisimden uzaklaştıkça azalacak biçimde sonsuza kadar devam eder. Bir katı cidar civarında akım hızlarının bu şekilde azalması doğrudan viskozitenin sonucudur. Viskozitenin olmaması halinde, yani sürtünmesiz akımda bu etkinin bulunmayacağını söylemek mümkündür. Aslında bütün akışkanlar viskoz yani sürtünmelidir. Ancak, yüzyılımızın başlarında, modern aerodinamiğin kurucularından olan Prandtl, viskozite etkisinin bir katı cidar yakınında dar bir bölgede çok fazla olduğunu ve bu bölgenin dışına çıkınca etkinin ihmal edilebilir mertebelere indiğini tespit ederek, bir cisim etrafındaki akım alanının farklı karakterde iki bölge halinde incelenmesinin uygun olacağını ortaya koymuştur. Bu bölgelerden, katı cidara yakın olan ve akım hızlarının yukarıda izah edildiği gibi azaldığı bölgeye sınır tabaka adını vermiş, viskozite etkilerinin ihmal edilebilir mertebelere indiği dış bölgeye ise sürtünmesiz akım bölgesi adını vermiştir [39].



Şekil 2.1. Sınır tabaka yapısı [39].

Şekil 2.1'de sınır tabakanın yapısı gösterilmektedir. Sınır tabaka özellikle kanat üzerinde çok önemlidir. Çünkü uçağı kaldırmaya çalışan kuvvetin oluşumunu sağlayacak olan kanat üzerindeki ve altındaki basınç farkının oluşturulmasında sınır tabaka önemli bir görev üstlenmektedir. Bu tabakanın yüzeyden ayrılması kaldırma kuvvetinin azalmasına hatta yok olmasına sebep olabilecektir [40].

#### 2.1.2. Laminer ve Türbülanslı Akışlar

Bir akış sırasında akışkanın molekülleri birbirine paralel katmanlar halinde hareket ederek, birbirleri ile çarpışmadan düzenli bir akışın olduğu akım türü "laminer akış", düzensiz ve akım katmanları birbirine karışmış vaziyette bir akışın olduğu akım türü de "türbülanslı akış" olarak adlandırılmaktadır. Kaldırma kuvvetinin büyük bir bölümünü sağlayan kanat üzerindeki hava akışının laminer akış olması gereklidir [40]. Laminer ve türbülanslı akış bir kanat profili üzerinde Şekil 2.2'de gösterilmiştir.



Laminer ayrılma ve yeniden yapışma hali

Geçiş ve türbülanslı ayrılma hali

Şekil 2.2. Kanat üzerinde laminer ve türbülanslı akışlar [41].

#### 2.1.3. Reynolds Sayısı

Reynolds sayısı akış ortamındaki atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranı olup 1883 yılında Osborne Reynolds tarafından tanımlanan boyutsuz bir sayıdır. Akıştaki türbülans seviyesini tayin eden kriter Reynolds sayısıdır. Normal şartlarda rüzgâr tüneli içerisinde hareket eden bir hava için kritik Re sayısı yaklaşık olarak 10<sup>5</sup> civarındadır. Bu değerin altındaki Re sayılarında akışın laminer, bu değerin üstündeki sayılarda da akışın türbülanslı olduğu kabul edilir. Reynolds sayısı denklem (2.1)'deki formülle hesaplanır.

$$Re = \frac{Atalet \, kuvvetleri}{Viskoz \, kuvvetler} \longrightarrow Re = \frac{\rho \, V \, l}{\mu}$$
(2.1)

Kanat profillerindeki akışlarda Reynolds sayısı arttıkça; akım alanında atalet kuvvetlerinin hâkimiyeti artar, viskoz kuvvetlerin etkinliği dar bir bölge içerisinde (sınır tabaka) kalır. Sınır tabaka daha çabuk şekilde daha öndeki bir noktada türbülanslı hale geçer. Bu durumdan ayrılma olayları da etkilenir [41,42].

#### 2.1.4. Kanat Profili Geometrisi ve Tanımlamalar

Uçuş sırasında hava, kanat çevresinde akarken üst yüzeydeki hava akımının hızı, kanadın hava akış yönündeki kesitinin (kanat profili) geometrik özelliği nedeniyle, alt yüzeydeki akım hızına göre artar. Bunun sonucunda üst yüzeyde negatif, alt yüzeyde ise pozitif basınç bölgeleri oluşur. Kanadın iki yüzeyi arasındaki bu basınç farkı yüzünden yukarı doğru bir kuvvet oluşur. Bu kuvvet uçağın ağırlığını dengeleyerek onu havada tutan taşıma kuvvetidir [43].

Uçak kanadı, pervane ve benzeri gibi, açıklık oranı çok büyük olan elemanlar üzerindeki akımın çoğu zaman iki-boyutluya hayli yakın olduğu gözlenir. Bu nedenle, bu tip elemanlar üzerindeki akım ilk yaklaşımda tam iki-boyutluymuş gibi incelenir. Bu tip incelemeler için Şekil 2.3'te gösterildiği gibi hayali bir kanat düşünülür. Öyle ki, bu kanadın iki ucu sonsuza gitmekte olup bütün kesitleri birbirinin aynıdır. Akım sadece kanadın açıklığına dik kesitler boyunca akmakta olup, açıklık doğrultusunda hiçbir akım bileşeni yoktur. Açıklık doğrultusunda gidildiğinde akım özellikleri aynı kalmaktadır.



Şekil 2.3. İki boyutlu bir kanat profili [44].

İki-boyutlu bir cismin açıklığı boyunca bütün kesitleri etrafındaki akım özellikleri aynı kaldığı için böyle bir cismin aerodinamik performansı incelenirken sadece bir tek kesitinin etrafındaki akım incelenmekle yetinilir. Yüzey kuvvetlerinin hesabı sırasında boyut uyumu açısından bu kesitin derinliğinin, Şekil 2.3'te gösterilen b büyüklüğü, birim uzunlukta olduğu varsayılır [44].

Şekil 2.4'te bir kanat profili ile ilgili terimler genel olarak gösterilmiş ve daha sonra bunlarla ilgili kısa bilgiler verilmiştir.



Şekil 2.4. Kanat profili geometrisi [44].

*Camber (Kamburluk)*: Kanat profili yapısının kamburluk ölçüsüdür. Büyük yük taşıyan ve düşük hızlarda seyreden uçaklarda veter uzunluğuna göre kamburluk oranının fazla olması istenir.

*Chord (Veter uzunluğu)*: Kanadın, gövde simetri düzlemine paralel olarak alınmış herhangi bir kesitinin hücum kenarını firar kenarına birleştiren doğrunun uzunluğudur. *Aspect Ratio (Açıklık oranı)*: Uçaklarda kanat tasarımıyla ilgili diğer önemli bir değer de "cephe oranı" veya "açıklık oranı" (aspect ratio) adı verilen kavramdır. Açıklık oranı, kanat açıklığının ortalama veter değerine oranıdır. Bu oranın uçak performansında ve yakıt ekonomisinde önemli etkileri vardır. Yüksek açıklık oranı (denklem 2.2) kanatlar, aynı yüzey alanına sahip kanatlardan eşit şartlarda daha fazla kaldırma kuvveti sağlarlar.

$$A \varsigma \iota k l \iota k \ oran \iota = \frac{b}{c_{ort}} \tag{2.2}$$

Denklem (2.2)'de, b = Kanat açıklığı ve  $C_{ort} =$  Ortalama veteri göstermektedir.

Kanatların açıklık oranları daima 1 değerinden büyüktür. Açıklık oranı; ses altı uçaklarda genellikle büyük olarak nitelendirilirken (AR > 6/8), ses üstü uçaklarda daha küçüktür (AR < 5/6). Planörlerde ise bu oran çok büyüktür (AR > 15/20).

Hücum Kenarı: Kanat profilinin hava akımı ile ilk karşılaştığı bölgedir.

Firar Kenarı: Hava akışının kanat profilini terk ettiği bölgedir.

*Hücum açısı:* Kort hattı ile kanat profiline doğru gelen hava akımının arasındaki açıdır. " $\alpha$ " ile gösterilir [38].

#### 2.1.5. Aerodinamik Kuvvetler

Kanat profiline iki kuvvet bileşeni ve bir moment bileşeni etki eder. Kuvvet bileşenleri taşıma ve sürükleme, moment bileşeni ise yunusluma momentidir. Bir uçak veya hava taşıtı havanın içerisinden geçerken hava akımının yolu bu cisim tarafından değiştirilir. Bu da havanın yerel hızının değişmesine neden olur. Cisim etrafında çeşitli noktalardaki farklı hızlar, Bernoulli denklemine göre cisim etrafında her noktada değişen bir basınç dağılımına neden olur. Kanat profilinin üst yüzeyinde düşük basınç bölgesi, alt yüzeyinde yüksek basınç bölgesi oluşur (Şekil 2.5). Kanadın hücum kenarında durma noktası oluşur ve durma noktasında havanın hızı sıfıra eşit olduğu için dinamik basınç sıfırdır ve toplam basınç statik basınca eşittir [41, 45].



Şekil 2.5. Kanat üzerinde kaldırma kuvvetinin oluşumu [45].
Kanat profilinin performansını her ne kadar taşıma ve sürükleme kuvvetleri ile yunuslama momenti belirliyorsa da çoğu zaman bu kuvvet ve moment bileşenleri yerine bunlara ilişkin katsayılarla ilgilenilir. Karakteristik alan S = c.1 olmak üzere bu katsayılar aşağıdaki gibi tanımlanır:

Taşıma katsayısı 
$$C_{L} = \frac{L}{(1/2)\rho V^{2}c} = C_{L} (Re, M, x, y, \alpha)$$
 (2.3)

Sürükleme katsayısı 
$$C_D = \frac{D}{(1/2)\rho V^2 c} = C_D (Re, M, x, y, \alpha)$$
 (2.4)

Yunuslama katsayısı 
$$C_{\rm M} = \frac{My}{(1/2)\rho V^2 c^2} = C_{\rm M} (Re, M, x, y, \alpha)$$
 (2.5)

Kanat profilinin aerodinamik katsayıları öncelikle profilin geometrik şekline ve hücum açısına ve daha sonra da Reynolds ve Mach sayılarına bağlıdır [44].

## 2.2. Çırpan Kanat Aerodinamiği

Çırpan kanatlı yapılarda hava akış alanı kararlı bir durum olarak ele alınamaz. Geniş bir hücum açısı aralığı akış ayrılmalarına ve türbülansa yol açar. Açıkçası ekstra taşıma üreten bir yapı olmalıdır. Bu kararlı olmayan aerodinamik, yaygın kullanılan kanat profili teorisi ile açıklanamaz.

Kameranın icadıyla birlikte, uçan kuşların yüksek hızdaki ilk fotoğrafları 1890'larda Marey tarafından çekilmiştir (Şekil 2.6). Marey bu fotoğrafları çırpma hareketinin kinematik analizleri için kullanmıştır. Bu çalışmalarının sonunda çırpan kanatlı uçuşlarda 8 kinematik kural olduğunu tespit etmiştir. Bunlar;

- Kanadın aşağı yöndeki çevriminde hız artmakta ve bu hareket gövdeyi taşımakta iken; yukarı yönde hareket hızı azaltmaktadır.
- 2. Kanat ucu eliptik yörünge ile açıklanmaktadır.
- Yörünge hareketinin yönü kanat ucu aşağı doğru ve ileri, ve dönüş yolunda ise yukarı doğru şeklindedir.
- 4. Kanat aşağı yönde hareket ederken nerdeyse düzdür ve uzatılmış durumdadır.

- 5. Yukarı hareket esnasında kanat yüzeyi uçuş yönüne göre eğimlidir.
- 6. Aşağı doğru hareket genel olarak yukarı doğru harekete göre daha uzun sürmektedir.
- 7. Uçuş sırasında kanat yalnızca aşağı doğru hareket esnasında rijit durumdadır.
- Yukarı doğru hareket esnasında kanat ucu tüyleri kanat boyu ekseninde dönerler. Bu tüyler hava akışının rahat bir şekilde gerçekleşmesini sağlarlar.

Yukarıda belirtilen kurallar modern araştırmalarla birlikte bazen kesin olarak kabul edilmese de, bu kurallar kinematik davranışların temeli olarak kabul edilmektedir [46, 47].



Şekil 2.6. Marey (1830-1904) tarafından çekilmiş uçan kuş resimleri [47].

## 2.2.1. Kararlı Olmayan Aerodinamik

Çırpan kanatlı MHA alanı tam olarak keşfedilmemiş bir alan olmakla birlikte, çırpan kanat mekanizmasının taşıma üretimi kararlı olmayan aerodinamik etkilerle açıklanmaya çalışılmaktadır. Aşağıda en önemli etkenler belirtilmiştir.

- Hücum kenar vorteksleri (Leading edge vorteks)
- Çırpma ve fırlatma mekanizması (Clap and fling mechanism)
- Dönel Taşıma (Rotational lift)
- Kanat-girdap etkileşimleri (Wing-wake interactions)

Hücum kenar vorteksleri yüksek hücum açılarında oluşur. Normalde yüksek hücum açıları kanat yüzeyinde akış ayrılmalarına neden olur. Fakat hücum kenar vorteksleri

hava akışını kanat yüzeyinde tutmayı sağlar. Kanat profilinin aşağı yönde inişinin (dowstroke) başlangıcında, hücum kenarında kanat ucundan tabanına kadar güçlü bir vorteks akışı oluşur ve bu akış taşıma kuvveti üretmeye yardım eder. Bu durum Şekil 2.7'nin sağ tarafında gösterilmektedir.



Şekil 2.7. Hücum kenar vorteksleri [48].

Şekil 2.7'nin soldaki kısmında hücum kenar vortekslerinin diğer bir etkisi gösterilmektedir. Aşağı yönde iniş esnasında üretilen vorteks kanadın ucuna ulaştıktan sonra ayrılır. Bu vorteks yukarı doğru hareket için bir destektir ve daha fazla taşıma kuvveti üretmeye yardımcı olmaktadır. Şekil 2.8'de hücum kenar vortekslerinin oluşumu gösterilmektedir [49].



Şekil 2.8. Hücum kenar vortekslerinin akış yapıları [50].

Şekil 2.8'de geçen kısaltmalar: le=hücum kenarı, te=firar kenarı, dss=akış yüzeyini ayıran, SS vortex = vorteks başlama ve durma kombinasyonunu ifade etmektedir.

Uçan canlıların en önemli karmaşık kinematik manevralarından biri çırpma ve fırlatma mekanizması denilen (clap and fling mechanism) arkaya doğru hareket esnasında sol ve sağ kanatların etkileşimidir. Şekil 2.9'da bu mekanizma gösterilmektedir.



Şekil 2.9. Çırpma ve fırlatma mekanizmasının gösterimi [50].

Her yarı çevrimin sonunda, kanat pozitif hücum açısını korumak için uzunluğu boyunca olan bir eksen etrafında bir dönüş gerçekleştirir (Şekil 2.10).



Şekil 2.10. Bir çırpma devri boyunca kanat dönü hareketi [50].

#### 2.2.2. Geometrik ve Kinematik Parametreler

Çırpan kanat aerodinamiğini detaylı bir şekilde belirtmeden önce çırpan kanatlı araçlara özel bazı geometrik ve kinematik parametreleri tanımlamak gerekmektedir. Geometrik parametrelerin tanımları şu şekildedir:

Leading Edge (Hücum Kenarı): Hava akışının kanat yüzeyi ile ilk temas ettiği kenarı ifade eder.

*Trailing Edge (Firar Kenarı)* : Hücum kenarının tam karşısındadır ve hava akışının kanat yüzeyini terk ettiği bölgedir.

*Wing span (Kanat span uzunluğu):* Kanatlar yan yana yerleştirildiğinde kanatların uçları arasındaki uzunluktur.

*Wing chord (Kanat kord boyu):* Span uzunluğu boyunca herhangi bir noktada hücum kenarı ve firar kenarı arasındaki uzunluktur.

Geometric Angle of Attack (Geometrik Hücum Açısı): Hava akış hız vektörleri ile kanat kord hattının yaptığı açıdır [51].



Şekil 2.11. Çırpan kanatlı hava araçları ile ilgili parametrelerin doğada bulunan bir böcekte gösterimi [51].

Çırpan kanatlı bir yapıda kinematik parametreler aşağıda açıklanmıştır ve Şekil 2.12'de gösterilmektedir.

*Feathering:* "Dönüş (rotational)" hareket olarak da tanımlanabilir. Sıklıkla hücum kenarına karşılık gelen, kanadın bir ucundan diğer ucuna kadar olan eksen boyunca olan dönü eksenidir.

*Flapping axis:* Kanat profilinin köküne doğru giden ve kanat profiline dik olan eksendir.

*Stroke plane:* Çırpma hareketi ile oluşan, flapping axis'e dik olan düzlemdir. *Upstroke:* Çırpan kanat profilinin en alt seviyeden en üst seviyeye çıkmasıdır. *Downstroke:* Çırpan kanat profilinin en üst seviyeden an alt seviyeye gelmesidir.



Şekil 2.12. Çırpan kanatlı bir yapıda kinematik parametreler [51].

## 2.2.3. Açıklık Oranı, Strouhal Sayısı ve İndirgenmiş Frekans

Hava araçları için açıklık oranı çırpan kanatlı hayvanlar için uçuş karakteristiklerinden biridir. AR span uzunluğu (*b*) ve kanat alanı (*S*) arasındaki ilişkiyi gösterir. Bu oranın uçak performansında ve yakıt ekonomisinde önemli etkileri vardır. Yüksek açıklık oranlı kanatlar, aynı yüzey alanına sahip kanatlardan eşit şartlarda daha fazla kaldırma kuvveti sağlarlar. Denklem (2.6)'da açıklık oranını ile ilgili denklem verilmiştir.

$$AR = \frac{b^2}{s} \tag{2.6}$$

Genelde, daha küçük AR ile manevra kabiliyeti ve kıvraklığı artmaktadır. Bu durum askeri savaş uçakları ve akrobatik gösteri uçaklarının diğer uçaklara göre neden daha kısa span uzunluğuna sahip kanat kullandıklarının bir nedenidir. Benzer bir durum uçan hayvanlar için de geçerlidir.

Çırpan kanatlı uçuş modellerinde strouhal sayısı vorteks dinamiklerinin karakterize edilmesi için iyi bilinmesi gereken bir sayıdır. Bazı *St* aralıklarında çırpma hareketi yapan kanat profili itki üretir. Genel alarak çırpan kanatlı uçuşlarda ölçüsüz bir parametre olan *St* sabit olmayan sistemler arasındaki dinamik benzerliği tanımlar ve denklem (2.7) ile formüle edilir:

$$St = \frac{f L_{ref}}{U_{ref}} = \frac{2 f h_a}{U}$$
(2.7)

Buradaki f çırpma frekansı,  $h_a$  çırpma genliği ve U da ileri uçuş hızıdır. Doğadaki uçan canlılarda yapılan çalışmalarda St sayısı çalışma aralığının 0.2 < St < 0.4 arasında olduğu görülmüştür.

Diğer bir ölçüsüz parametre olan indirgenmiş frekans yunuslama ve dalma hareketi yapan kanat profillerinin sabit olmayan aerodinamik özelliklerini karakterize etmektedir. Bu parametre denklem (2.8)'de ifade edilmiştir [50].

$$k = \frac{2\pi f L_{ref}}{2U_{ref}} = \frac{\pi f c_m}{U}$$
(2.8)

# 3. BÖLÜM

## **DENEYSEL SISTEM**

### 3.1. Giriş

Bu tez çalışmasında naylon, ahşap ve lateks malzemelerinden üretilmiş kanat profillerine çırpma hareketi yaptırılarak farklı hava hızı, hücum açısı ve çırpma frekanslarındaki taşıma ve itki kuvveti değerleri incelenmiştir. Öncelikle üretilen kanat profillerinin sabit kanat olarak taşıma ve sürükleme kuvvet değerleri kuvvet ölçüm sistemi ile ölçülmüş ve kuvvet değerleri boyutsuzlandırılmıştır. Daha sonra hava hızı, hücum açıları ve çırpma frekansları değiştirilerek her bir kanat profili için maksimum taşıma ve itki kuvveti değerleri tespit edilerek karşılaştırma yapılmıştır.

### 3.2. Deneysel Sistem

Bütün deneysel çalışmalar Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Aerodinamik Laboratuvarında bulunan emmeli açık çevrimli tip rüzgâr tünelinde gerçekleştirilmiştir. Rüzgâr tüneli test odası giriş boyutu 57 cm x 57 cm çıkış boyutu ise 59 cm x 59 cm ve test odası uzunluğu 1,8 m ölçülerindedir. Tünelin çalışma hızı aralığı 3 m/s-33 m/s aralığındadır. Tünelin fan gücü 15 kw, fan devir sayısı ise 150 rpm - 1200 rpm aralığında değişerek harici bir kontrol ünitesi yardımı ile hızı ayarlanabilmektedir. Tünelin test odasının sağ ve sol tarafa 62 cm genişliğinde ardışık iki kapak konulmuş olup akış görüntüleme deneyleri için geniş bir açık alan bırakılmıştır. Ayrıca test modellerinin düşey olarak yerleştirilebilmesi için test bölgesi girişine yakın altta ve üstte birer kapak yerleştirilmiştir. Test modellerinin takılabilmesi için alt kapak ve ön yan kapaklar üzerinde 15 mm çapında birer delik bulunmaktadır.

Şekil 3.1'de deneysel çalışmada kullanılan rüzgar tünelinin emme tarafı ve tahliye tarafı gösterilmiştir.



a)



b)

Şekil 3.1. Deneyde kullanılan rüzgâr tüneli: a) Emme tarafı ve b) Tahliye tarafı

Test bölgesi serbest akış hızını ölçmek için test bölgesinin üst yüzeyinde giristen 10 cm mesafeye 5 mm çapında bir delik bırakılmıştır. Ayrıca test bölgesinin girişten 20 cm mesafe duman-tel yöntemi ile akış görüntülemesi yapılabilmesi için alttan 10 mm ve üstten 8 mm çapında aynı hizada iki delik bulunmaktadır. Test bölgesinin imalatında 35 mm'lik alüminyum sigma profil ile dış çerçeve oluşturulmuş olup, alt ve üst yüzeylerde 10 mm kalınlığındaki, yan duvar ve kapaklarda ise 15 mm kalınlığındaki pleksiglas levhalar kullanılmıştır. Test bölgesi içerisinde pürüzlülük oluşturmamak için alt ve üst yüzeydeki pleksiglas levhalar sigma profillere levha üzerinde dış taraftan kılavuz açılmış deliklere cıvata ile bağlanmıştır. Üst kapak cıvatalar ile alttan sigma profillere bağlandığı için yüzey üzerine aşırı yük konulması durumunda delik dişlerinin sıyrılması mümkün olabileceği için üst pleksiglas yüzey üzerine doğrudan yük uygulanılmasından kaçınılmalıdır. Üst taraftan bir cihaz yerleştirilmesi gerektiği zaman alüminyum sigma profil üzerinden bağlanmalıdır. Benzer şekilde alt yüzeyde alt taraftan yukarıya doğru yük uygulanmamalıdır. Pleksiglas levhanın dayanımı dikkate alınarak alt yüzeye tünel içerisinden yük uygulanmasında bir sakınca yoktur. Yan duvar ve kapaklar sigma profil üzerindeki cıvatalara yıldız somun ile bağlanmış olup modüler yapıdadır. Test modelinin veya ölçüm problarının tünel içerisine yerleştirilmeşinde ihtiyaç duyulmaşı halinde yan duvarlardaki iki kapak ve arasındaki pleksiglas levha sökülüp takılabilir durumdadır.

#### 3.2.1. Kanat Profili Yapısı

Tez çalışmasında kullanılan kanat profilleri literatürde yer alan Cybird P1 kanat profiline göre ölçeklendirilip, üretilmiştir [11]. Üretilen kanat profilleri bir mil yardımı ile kuvvet ölçüm sistemine entegre edilerek kuvvet değerleri ölçülmüştür.

Çırpan kanatlı hava araçları normal uçuş şartlarında kanatlarını saniyede en az 3-6 kez çırparlar ve hızları 30 km/s'i bulabilir. Bu sebeple kanat yapıları çok önemli bir kısmı oluşturmaktadır. Kanat iskeleti ve esnek kanat yapısı kuş, yarasa gibi uçan canlılardan esinlenerek üretilmektedir. Kanat yapısı genellikle; karbon fiber sparlardan ve bir ağ gibi gerilen naylondan oluşmaktadır. Şekil 3.2'de kanat profilinin 2 boyutlu çizimi ve boyutları gösterilmiştir. Kanat profili ölçüleri mm cinsinden ifade edilmiştir. Sabit kanat profilinin rüzgar tünelindeki ölçüm sistemine entegresi Şekil 3.3'te gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Deneylerde kullanılan kanat profili



Şekil 3.3. Kuvvet ölçüm sistemi

Literatürdeki kanat profili ölçütleri Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Aerodinamik Laboratuvarında yer alan rüzgâr tüneline göre ölçeklendirilmiştir. Kanat profillerinin ana spar ve arka spar yapıları karbon rodlardan oluşmaktadır. Kanat profilleri üç farklı malzemeden (naylon, ahşap ve lateks) üretilerek itki ve taşıma kuvvetleri farklı hava hızları, hücum açıları ve çırpma frekansları ile değişimleri karşılaştırılmıştır.

### 3.2.2. Çırpan Kanat Mekanizması

Çırpan kanatlı MHA'larda kullanılan uçuş sistemleri genellikle bir sürücü mekanizması ve güç sistemi, uzaktan kontrol alıcısı, servo kontrollü kuyruk takımından oluşmaktadır. Birleşik dişli mekanizması farklı ölçülerdeki dişlilerden oluşur ve bu dişliler bir DC motordan aldıkları doğrusal hareketi bağlantı elemanları yardımı ile kanatlarda çırpma hareketine dönüştürür. Şekil 3.4'te literatürde yer alan çırpan kanat mekanizmalarından ikisi gösterilmiştir. Dişliler ile kanatlar arasındaki bağlantı rodunun açısı ve uzunluğu belirlenerek çırpma genliği denilen açı optimum şekilde ayarlanmaktadır. Bağlantı şekilleri, dişli mekanizmaları ve kanat yapıları farklı olmakla beraber çırpan kanatlı hava araçlarında temel sistem parçaları; DC motor, batarya, dişli mekanizması, bağlantı roduları ve kanat profilleridir.



Şekil 3.4. Çırpan kanat mekanizmaları [47,52].

Bu çalışmada kanat profiline çırpma hareketi yaptıracak mekanizma Cybird P1 ornitopter modeline göre uyarlanmıştır. Dişli mekanizmasının çizimleri SolidWorks programında yapılmıştır. Tasarlanan çırpan kanat mekanizması çizimi Şekil 3.5'te ve üretilen mekanizmanın önden ve yandan görüntüsü Şekil 3.6'da verilmiştir.



Şekil 3.5. Çırpan kanat mekanizması tasarımı a) Ön görünümü, b) Yan görünümü





b)

Şekil 3.6. Çırpan kanat mekanizması a) önden, b) yandan görünümü

Çırpan kanat mekanizmasına bağlanan kanat profillerinin farklı çalışma şartları için aerodinamik parametreleri tespit edilmiştir. Öncelikle çırpma hareketi olmaksızın yalnız rüzgâr hızı ile itki ve taşıma kuvveti parametreleri ölçülmüştür. Ardından rüzgâr hızı verilmeden yalnız çırpma hareketi ile herhangi bir itki veya taşıma kuvvetinin oluşupoluşmadığı araştırılmıştır. Son olarak çırpan kanat mekanizması farklı frekanslarda, farklı hücum açılarında ve farklı Re sayılarında verilen hava hızı ile üç farklı kanat profilinin aerodinamik parametreleri ayrı ayrı incelenmiştir. Yapılan bu deneysel çalışmalar da verilerin güvenirliliğini artırmak için en az 5000 döngü uygulanmıştır. Deneysel sistemden alınan bu döngüler için kuvvet değerleri bilgisayar sisteminde excell formatında kayıt edilmektedir. Deneysel araştırıma sonucunda bu kayıtların ortalaması alınarak kuvvet değerleri tespit edilmiştir. Deney sistemi ve çırpan kanat mekanizmasının rüzgâr tüneline entegresi Şekil 3.7'de gösterilmiştir.



Şekil 3.7. Çırpan kanat deney düzeneği

Şekil 3.7'de görüldüğü gibi deney düzeneği güç kaynağı, çırpan kanat mekanizması, kuvvet ölçüm sistemi, kanat profilleri ve rüzgâr tünelinden oluşmaktadır. Güç kaynağının voltajı ayarlanarak buradan çırpan kanat mekanizmasının frekansı kontrol edilmektedir. Güç kaynağından gelen elektrik voltajı mekanizmanın arka kısmında bulunan motoru hareket ettirerek mekanizmayı tahrik etmektedir. Çırpan kanat mekanizmasının hareketine başlamasıyla kuvvet sistemi elde ettiği bilgileri bilgisayar sistemine aktararak oluşan kuvvet değişimlerini kayıt etmektedir. Dosyalardan elde edilen kuvvetlerin sayısal değerlerin ortalaması alınarak kuvvet değerleri elde edilmiştir.

Frekans ölçümleri dakikadaki devir sayısını ölçen bir takometre yardımıyla yapılmıştır. Mekanizmadaki en küçük dişlinin ucuna yerleştirilen bir tarafı boyalı kağıt parçası ile takometrede devir ölçülmüştür (Şekil 3.8). Yapılan hesaplama ile kanat profilinin belirlenen frekanslarda hareket etmesi için gereken devir sayılarına göre DC motora güç kaynağından verilen voltaj değeri değiştirilmiştir. Bu işlem her ölçüm sonunda yapılarak kanat profili değişimi ve yağlama gibi etmenlerin frekansı etkilemesinin önüne geçilmiştir.



Şekil 3.8. Çırpan kanat profilleri

## 3.3. Deneysel Ölçüm Hatası

Deneysel çalışmalardaki hata belirsizlikler ölçüm aletinin seçiminden, ve özelliklerinden, kalibrasyonundan, çevre ve deney şartlarından ve okuma özelliklerinden kaynaklanmaktadır. Deneysel çalışmalarda yapılan hatalar, araştırmacı tarafından yapılan hatalar haricinde iki tiptir. Bu hataların ilki sabit veya sistematik hatalar, diğeri ise düzensiz hatalardır. Sabit hata kalibrasyon veya düzeltme ile ortadan kaldırılabilmekte fakat düzensiz hatalar rastgele oluştukları için ortadan kaldırılamamaktadır. Belirsizlik analizi, deneysel sonuçlardaki bu rastgele hataların belirlenmesi temeline dayanmaktadır [53].

Bu çalışma kapsamında rüzgâr tünelinde yapılan deneylerdeki belirsizlik analizi Holman tarafından sunulan yöntemle hesaplanmıştır [54]. Bu yönteme göre, elde edilen ve R olarak tanımlanan herhangi bir sonuç değeri, kendisinin belirlenebilmesi için gerekli her bir değişkenin fonksiyonu cinsinden,

$$R = (x_1, x_2, x_3, \dots x_n) \tag{3.1}$$

olarak ifade edilmekte ve bu sonuç değerine ait toplam belirsizlik,

$$w_R = \left[ \left( \frac{\partial R}{\partial x_1} w_R \right)^2 + \left( \frac{\partial R}{\partial x_2} w_R \right)^2 + \left( \frac{\partial R}{\partial x_3} w_R \right)^2 + \dots + \left( \frac{\partial R}{\partial x_n} w_R \right)^2 \right]^{1/2}$$
(3.2)

şeklinde belirlenmektedir. Bu bağıntıda yer alan  $w_i$ 'ler her bir bağımsız değişkene ait belirsizliği ifade etmektedir. R sonucuna ait toplam belirsizlik,  $w_R/R$  şeklinde yüzdelik olarak ifade edilir. Bu durumda eşitlik,

$$\frac{w_R}{R} = \left[ \left( \frac{1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_1} w_R \right)^2 + \left( \frac{1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_2} w_R \right)^2 + \left( \frac{1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_3} w_R \right)^2 + \dots + \left( \frac{1}{R} \frac{\partial R}{\partial x_n} w_R \right)^2 \right]^{1/2}$$
(3.3)

halini alır. Buradaki her bir değişkene ait belirsizlik,

$$u_i = \frac{\partial x_i}{x_i} \tag{3.4}$$

olarak yazıldığında, sonuca ait toplam belirsizlik,

$$u_{R} = \left[ \left( \frac{x_{1}}{R} \frac{\partial R}{\partial x_{1}} w_{R} \right)^{2} + \left( \frac{x_{2}}{R} \frac{\partial R}{\partial x_{2}} w_{R} \right)^{2} + \left( \frac{x_{3}}{R} \frac{\partial R}{\partial x_{3}} w_{R} \right)^{2} + \dots + \left( \frac{x_{4}}{R} \frac{\partial R}{\partial x_{n}} w_{R} \right)^{2} \right]^{1/2}$$
(3.5)

olarak elde edilmektedir [53].

## 3.3.1. Belirsizlik Değerleri

Reynolds sayısı için V, L, v cinsinden belirsizlik analizi yapıldığında toplam belirsizlik,

$$Re = \frac{VL}{v} \tag{3.6}$$

$$Re = Re(V, L, \nu) \tag{3.7}$$

$$\frac{\partial Re}{\partial V} = \frac{L}{v} , \frac{\partial Re}{\partial L} = \frac{V}{v} , \frac{\partial Re}{\partial v} = (-1)\frac{VL}{v^2}$$
(3.8)

$$u_{Re} = \left[ \left( \frac{v}{Re} \frac{\partial Re}{\partial V} u_V \right)^2 + \left( \frac{L}{Re} \frac{\partial Re}{\partial L} u_L \right)^2 + \left( \frac{v}{Re} \frac{\partial Re}{\partial v} u_V \right)^2 \right]^{1/2}$$
(3.9)

$$u_{Re} = \left[ \left( \frac{\frac{V}{\frac{VL}{v}}}{\frac{V}{v}} u_V \right)^2 + \left( \frac{\frac{L}{\frac{V}{v}}}{\frac{VL}{v}} u_L \right)^2 + \left( \frac{\frac{V}{\frac{VL}{v}}}{\frac{VL}{v}} (-1) \frac{\frac{VL}{v^2}}{v^2} u_v \right)^2 \right]^{1/2}$$
(3.10)

$$u_{Re} = \left[ (u_V)^2 + (u_L)^2 + ((-1)u_v)^2 \right]^{1/2}$$
(3.11)

Ortalama serbest akım hızı ölçümünden kaynaklanan belirsizlik  $u_{U\infty} = \% \pm 0.8$ 

Modelin kenar uzunluğundan kaynaklanan belirsizlik  $u_L = \% \pm 2,0$ 

Havanın kinematik viskozitesinden kaynaklanan belirsizlik  $u_{\nu} = \% \pm 0.6$ 

Gama tipi yük hücresi saniyede 1000 adet veri ölçmektedir. Her 20 adet verinin ortalamasını alarak her saniye için 50 veri oluşturmaktadır. Ortalama oluşan standart sapma yaklaşık =  $\% \pm 2,857$ 

Yukarıda verilen değerlere göre Reynolds sayısı için hesaplanmış oluşabilecek belirsizlik değeri aşağıda sunulmuştur.

$$u_{Re} = [(0.8)^2 + (2.0)^2 + ((-1)0.6)^2]^{1/2}$$
$$u_{Re} \approx 2,236$$

### 3.3.2. Test Bölgesi Türbülans Şiddetinin Serbest Akış Hızı İle Değişimi

Türbülans şiddeti rüzgâr tünelindeki tüm ölçümler için %1'in altında ölçülmüştür. Bu değerlerden tünelin türbülans şiddetinin %1'in altında olması mevcut aerodinamik çalışmalar için yeterli olduğu görülmektedir. Şekil 3.9'da farklı hızlarda rüzgâr tünelinde yapılan deneylerde türbülans şiddeti değişimi verilmiştir. 20-25 m/s hız aralıklarında türbülans şiddeti % 1 değerine yakın çıkmış diğer hız aralıklarında ise %1'in altında olduğu görülmektedir.



Şekil 3.9. Test bölgesi türbülans şiddetinin serbest akış hızı ile değişimi [55].

#### 3.3.3. Test Bölgesi Serbest Akım Hızının Anlık Ölçümleri

Farklı hızlarda yapılan çalışmalar için rüzgâr tünelinin türbülans karakteristiği bir önceki konuda açıklanmıştır. Burada rüzgâr tüneli için farklı hız aralığında oluşan çalkantıların karakteristiği detaylı olarak ele alınmıştır. Şekil 3.10'da serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zaman geçmişi grafiği görülmektedir. Burada anlık hız geçmişinin tipik çalkantı karakteristiği görülmektedir.



Şekil 3.10. Test bölgesi serbest akım hızının anlık ölçümlerinin zamana bağlı değişimi [55].

# 4. BÖLÜM

## DENEYSEL ÇALIŞMA

## 4.1. Giriş

Tezin bu bölümünde, sabit kanat profili ve bunun çırpan kanat mekanizmasında oluşturacağı aerodinamik parametreler ele alınmıştır. Literatür araştırması sonucunda uygun çırpan kanat mekanizması seçilmiştir ve deneysel sistemimize uygun özgün bir çırpan kanat mekanizması tasarlanıp üretilmiştir. Tasarlanan mekanizmaya uygun bağlantı elemanları eklenerek kanat profilleri simetrik olarak mekanizmaya sökülebilir bir şekilde entegre edilmiştir. Bu şekilde mekanizma güç ünitesi ve kanat profilleri ile birlikte rüzgâr tüneline adapte edilerek deneysel çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

### 4.2. Sabit Kanat Deneyleri

Bu bölümde Şekil 3.2'de ölçüleri verilen ve üç farklı malzemeden üretilen kanat profillerinin çırpma hareketi yapılmaksızın taşıma kuvveti değerleri ölçülmüştür. Deney sırasında kanat profilleri rüzgâr tüneline yatay olarak bağlanmıştır. Ölçümler 67000-134000 Re sayısı aralığında değişen hız değerleri ve 5, 10, 15 ve 20° hücum açılarında yapılmıştır. Literatürde yer alan naylon kanat profiline göre üretilen kanat profilleri [11] rüzgâr tüneli boyutuna göre küçültülüp, ölçeklendirilmiştir. Deneyler sonunda elde edilen verilerin literatürdeki örnekle kıyaslanabilmesi için taşıma kuvveti formülüne göre hesaplamalar yapılmıştır. Bu durumda literatürdeki kanat profilinin alanı hesaplanmış ve üretilen kanat profili alanına göre oranlama yapılarak taşıma kuvveti çarpanı belirlenmiştir. Ayrıca 5, 10, 15 ve 20° hücum açılarında kanat profilinin ön bakış alanı da göz önüne alınarak hesaplamaya dahil edilmiştir. Cismin ön bakış alanı akış yönüne dik bir düzlem üzerine iz düşürülmüş alan olarak ifade edilmektedir [56].

Yukarıda bahsedilen hesaplamaların ardından elde edilen sonuçlara göre kanat profillerinin taşıma kuvveti grafikleri oluşturulmuştur. Şekil 4.1'de literatürde yer alan

naylon kanat profilinin taşıma kuvveti değerleri [11] ile rüzgâr tünelinde ölçümleri yapılan naylon kanat profilinin değerleri karşılaştırılmıştır. Rüzgâr tünelinde ölçtüğümüz taşıma kuvveti ile literatürdeki değerler birbirine yakın olduğu gözlemlenmiştir. Hücum açısının 5°'den 20°'ye kadar çıkması ile birlikte taşıma kuvveti önemli ölçüde artmaktadır. Bununla birlikte rüzgâr tünelindeki hava hızının artması da taşıma kuvvetini artıran diğer bir faktör olarak görülmektedir.

Şekil 4.2'de ise rüzgâr tünelinde ölçülen naylon kanat profili ile ahşap kanat profili taşıma kuvveti değerlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. 5° ve 20° hücum açılarında naylon kanat profilinin taşıma kuvveti ahşap kanat profiline daha yüksek olarak görülmekle birlikte 10° ve 15° hücum açılarındaki değerler birbirine yakındır.



Şekil 4.1. Naylon kanat profili için deneylerin literatürle karşılaştırılması



Şekil 4.2. Ahşap kanat profili ile naylon kanat profilinin karşılaştırılması

Şekil 4.3 ve 4.4'te sırasıyla lateks-naylon ve ahşap-lateks kanat profillerinin taşıma kuvveti karşılaştırmaları yapılmıştır.



Şekil 4.3. Lateks kanat profili ile naylon kanat profilinin karşılaştırılması



Şekil 4.4. Lateks kanat profili ile ahşap kanat profilinin karşılaştırılması

## 4.3. Çırpan Kanat Deneyleri

Bu bölümde çırpan kanat düzeneğine bağlanan Cybird P1 [11] kanat profilinin rüzgâr tüneli içerisindeki hava hızı, çırpma frekansı ve hücum açıları değiştirilerek elde edilen taşıma ve itki kuvveti değerleri sunulmuştur. Ölçümler sabit kanat deneylerindeki şartlar için 6, 8, 10 ve 12 m/s hava hızlarında ve 0°, 5°, 10°, 15° ve 20° hücum açılarında yapılmıştır. Bununla birlikte çırpma frekansı, kanat profilinin saniyedeki çırpma sayısı, değiştirilerek taşıma ve itki kuvvetine etkisi incelenmiştir. Çalışma kapsamında kullanılan frekans değerleri; 2, 3, 3.5, 4 ve 5 Hz'dir. 5 Hz'den yüksek çırpma frekansı sebebi ile 5 Hz' den daha büyük frekanslarında ölçüm yapılmamıştır.

Düzenlemelerin ardından yapılan ölçümler sonucunda kanat profillerindeki beş farklı çırpma frekansı, beş farklı hücum açısı ve dört farklı hava hızındaki taşıma ve itki kuvveti değerlerinin değişimi sunulmuştur. Şekil 4.5'te naylon kanat profilinin taşıma kuvveti değerinin hücum açılarına göre değişimi gösterilmektedir. Grafiklerde literatürde [11] yer alan benzer bir kanat profilinin taşıma kuvveti değerleri 3.5 Hz

çırpma frekansları için karşılaştırılması gösterilmiştir. Literatür ve deneysel sonuçlara göre taşıma kuvvetinin hücum açısının artması ile artmaktadır. Özellikle 5°-10° hücum açısı aralığındaki taşıma kuvvetinde yüksek bir artış gözlemlenmiştir.



Şekil 4.5. Naylon kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a) V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d) V=12 m/s

Şekil 4.6'da naylon kanat profilinin taşıma kuvveti değerinin çırpma frekanslarına göre değişimi gösterilmektedir. Dört farklı hücum açısında da çırpma frekansının artması ile taşıma kuvvetinde büyük değişimler yaşanmadığı tespit edilmiştir. Hava hızının 6 m/s'den 12 m/s'ye artması ile taşıma kuvvetinin arttığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.6. Naylon kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Şekil 4.7'de çırpma hareketi yaptırılan lateks kanat profili için taşıma kuvvetinin hücum açısıyla değişimim gösterilmiştir. Dört farklı hava hızında gerçekleştirilen ölçümlerde naylon kanat profilinde olduğu gibi hücum açısı ile taşıma kuvveti de artmıştır. Frekans değişimi taşıma kuvvetini artırmakla birlikte hava hızı kadar etkili olmadığı görülmektedir.



Şekil 4.7. Lateks kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a) V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d) V=12 m/s

Şekil 4.8'de lateks kanat profilindeki taşıma kuvvetinin farklı hava hızları ve hücum açılarına göre değişimi gösterilmektedir. Çırpma frekansının 2 Hz'den 5 Hz'e kadar artışı ile taşıma kuvvetinde küçük değişimler gözlemlenmiştir. Çırpma frekansının artışı naylon kanat profilinde olduğu gibi lateks profilinde değişim oluşmamıştır.



Şekil 4.8. Lateks kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Şekil 4.9'da ahşap kanat profilinin taşıma kuvveti değerinin hücum açısına göre değişimi ve Şekil 4.10'da ise çırpma frekansına göre değişimi farklı hava hızlarına göre gösterilmiştir. Taşıma kuvveti değerleri her bir kanat profili için hücum açısı ve hava hızı ile birlikte artmakta iken, çırpma frekansı ile belirgin bir değişim oluşmamıştır. Bunun nedeni, 2-5 Hz frekans aralığının birbirlerine yakın olmasından kaynaklandığı düşünülmektedir. 5 Hz' den daha büyük frekanslarda değişim olacağı düşünülmektedir.



Şekil 4.9. Ahşap kanat profilinde taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a) V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d) V=12 m/s





Şekil 4.10. Ahşap kanat profilinde taşıma kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Şekil 4.11'de aynı hız ve aynı çırpma frekansındaki farklı malzemelerden yapılmış kanat profillerinin taşıma kuvveti değerlerinin hücum açısı değişimleri gösterilmektedir. Grafiklerde üç malzeme için de çırpma frekansı 5 Hz'dir. Şekil 4.11 için hava hızı 8 m/s iken, Şekil 4.12'de hava hızı 12 m/s'dir.



Şekil 4.11. Farklı malzemelerdeki taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi



Şekil 4.12. Farklı malzemelerdeki taşıma kuvvetinin hücum açısı ile değişimi

Şekil 4.11 ve 4.12'deki taşıma kuvveti değerleri incelenirse, farklı üç malzeme arasında büyük farklılıklar olmadığı görülmektedir. Çelikten imal edilen çırpan kanat mekanizmasının ağır olması nedeniyle malzemenin aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisi belirlenememiştir. Malzemenin aerodinamik kuvvetler üzerindeki etkisinin belirlenebilmesi için daha hafif olan fiberglas, fleksiglas, kompozit vb. malzemelerin kullanılması gerekmektedir. Ancak bütçe imkânlarının sınır olması nedeniyle mekanizma çelikten üretilmiştir.

Çırpan kanatlı mikro hava araçlarının en önemli avantajı ileri doğru uçuş için gerekli olan itki kuvvetinin kanatların çırpma hareketi sonucu oluşması, ek bir güç ünitesine ihtiyaç duymamasıdır. Dişli mekanizması, DC motor ve bataryadan oluşan düzenekle çırpma hareketini sağlayan kanat üzerinde sürtünme kuvvetinin tersi yönünde bir kuvvet olan itki kuvveti oluşur. Şekil 4.13-4.21'de farklı çırpma frekansları, hücum açıları ve hava hızlarındaki itki kuvvetinin değişimi gösterilmektedir. Burada belirtilen itki kuvveti ifadesi aslında kanat profillerinde ölçülen sürtünme kuvvetidir [15].

Şekil 4.13'te sırasıyla naylon, ahşap ve lateks kanat profillerinin rüzgâr hızı olmadan ölçülen itki kuvveti değerlerinin farklı frekans ve hücum açılarındaki değişimi

gösterilmiştir. Rüzgâr hızı olmadan sadece çırpma hareketi yapılan durumda sürtünme kuvveti çok az olduğu için pozitif bir itki kuvveti oluşmaktadır. İtki kuvveti değerinin çırpma frekansının artması ile arttığı görülmektedir. Bununla birlikte hücum açısının artması ile birlikte itki kuvvetinin azaldığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.13. İtki kuvvetinin frekansla değişimi: a) naylon, b) ahşap, c) lateks

Şekil 4.14'te kanat profillerinin çırpma hareketi ile birlikte 6, 8, 10 ve 12 m/s'lik hava hızlarındaki itki kuvveti değerlerinin hücum açısıyla değişimi gösterilmiştir. Rüzgâr hızı olmadığı durumda oluşan itki kuvveti sürekli pozitif iken, hava hızından dolayı artan sürtünme kuvvetine bağlı olarak bazı durumlarda itki kuvveti negatif olarak oluşmuştur.

Grafikler incelendiğinde hücum açısı ve hava hızının artması ile birlikte itki kuvveti değerleri azalmaktadır. Bu durumun sebebi oluşan yüksek sürtünme kuvvetidir. Çırpma frekansının artması ile birlikte itki kuvveti de önemli derecede artmaktadır.



Şekil 4.14. Naylon kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a)V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d) V=12 m/s

Şekil 4.15'te rüzgâr hızının 12 m/s'ye çıktığı durumlarda itki kuvveti değerinin diğer hava hızlarına göre daha fazla azaldığı açıkça görülmektedir.



Şekil 4.15. Naylon kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Şekil 4.16'da lateks kanat profilinin farklı hava hızları ve çırpma frekanslarındaki itki kuvvetinin hücum açısına göre değişimi sunulmuştur. Grafiklerin genel eğilimi naylon kanat profiline benzemektedir. Hücum açısı ve hava hızı arttıkça azalan bir itki kuvveti tespit edilmiştir.



Şekil 4.16. Lateks kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a) V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d) V=12 m/s

Şekil 4.17'de ise farklı hücum açılarının verildiği grafiklerde çırpma frekansının itki kuvvetine olan etkisi gösterilmiştir. Çırpma frekansının artmasıyla lateks kanat profilinin itki kuvveti artmıştır. Hava hızının 6 m/s'den 12 m/s'ye doğru artışında ise itki kuvvetinin azaldığı tespit edilmiştir.



Şekil 4.17. Lateks kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Ahşap kanat profilinin itki kuvveti değişimine ait grafikler Şekil 4.18 ve 4.19'da gösterilmiştir. Şekil 4.18'de itki kuvvetinin hücum açısının artışıyla değişimi sunulmuştur. Hücum açsının artmasıyla diğer kanat profillerine benzer şekilde itki kuvveti azalmıştır. Şekil 4.19'da gösterilen grafiklerde çırpma frekansının artmasıyla itki kuvvetinin arttığı, hava hızının artışı ile azaldığı tespit edilmiştir.



Şekil 4.18. Ahşap kanat profilinde itki kuvvetinin hücum açısı ile değişimi: a) V=6 m/s, b) V=8 m/s, c) V=10 m/s, d)V=12 m/s


Şekil 4.19. Ahşap kanat profilinde itki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi

Şekil 4.20'de aynı çırpma frekansı ve hava hızlarındaki üç farklı kanat profilinin itki değişimi karşılaştırılması gösterilmiştir. Şekil 4.20-a'da üç malzeme için de hava hızı 8 m/s ve çırpma frekansı 5 Hz'dir. Bu şekilde görüldüğü gibi naylon kanat profili diğerlerine göre daha yüksek itki üretmektedir. Şekil 4.20-b'de ise çırpma frekansı 5 Hz ve hava hızı 12 m/s'dir. Bu hızdaki itki değerleri birbirine çok yakın olduğu görülmektedir.



Şekil 4.20. Farklı malzemelerin itki değerlerinin hücum açısı ile değişimi: a) 8 m/s, b) 12 m/s

Şekil 4.21'de aynı hava hızı ve hücum açısındaki kanat profillerinin çırpma frekanslarına göre itki değişimi karşılaştırılmıştır. Şekil 4.21-a'da hücum açısı 0°, Şekil 4.21-b'de ise 10° iken, iki durumda da hava hızı 8 m/s'dir. Her iki grafikte de naylon kanat profilinin daha fazla itki kuvveti ürettiği görülmektedir.



Şekil 4.21. İtki kuvvetinin çırpma frekansı ile değişimi: a)  $\alpha = 0^{\circ}$  b)  $\alpha = 10^{\circ}$ 

# 5. BÖLÜM

## SONUÇ VE ÖNERİLER

### 5.1. Sonuç

Bu tez çalışmasında mikro hava araçlarında kullanılan çırpan kanat profilinin farklı hava hızı, farklı hücum açıları ve farklı çırpma frekanslarındaki taşıma ve itki kuvveti değerleri deneysel olarak incelenmiştir. Çalışma kapsamında bir çırpan kanat mekanizması oluşturulmuş ve üç farklı kanat malzemesi (naylon, ahşap ve lateks) kullanılarak oluşan taşıma ve itki kuvveti değerleri ölçülmüştür. Çırpan kanat mekanizması Cybird P1 [11] ornitopter modelinden esinlenerek tasarlanmıştır. Kanat profilleri literatürde yer alan örneğe göre ölçeklendirilmiştir. Çırpan kanat mekanizmasına entegre edilen Cybird P1 kanat profilinin deneysel ölçümleri Erciyes Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesinde bulunan açık devre emmeli tip rüzgâr tünelinde gerçekleştirilmiştir.

Çalışma için belirlenen hava hızları; 6, 8, 10 ve 12 m/s, hücum açıları ise 0, 5, 10, 15 ve 20°'dir. İtki kuvveti sağlayan çırpma frekans aralığı ise 2, 3, 3.5, 4 ve 5 Hz olarak belirlenmiştir. Rüzgâr tünelinde yapılan deneyler sonucunda hava hızı ve hücum açısının artmasının taşıma kuvvetini arttırdığı, frekans değişiminin taşıma kuvvetinde etkin bir farklılık oluşturmadığı tespit edilmiştir. Deneysel çalışması yapılan her bir kanat profili için 5 Hz çırpma frekansında en yüksek taşıma kuvveti değeri tespit edilmiştir.

Çırpma hareketi sonucunda üretilen itki kuvveti değerleri incelendiğinde, çırpma frekansının itkiyi önemli ölçüde arttırdığı tespit edilmiştir. Bununla birlikte yüksek hücum açısı ve hava hızlarında ise itki kuvveti azalmıştır. En yüksek itki kuvveti 0° hücum açısı, 6 m/s hava hızı ve 5 Hz çırpma frekansında gerçekleşmiştir. Naylon, ahşap

ve lateks malzemelerinden üretilen kanat profilleri karşılaştırıldığında ise naylon kanat profilinin genel olarak daha iyi itki verimine sahip olduğu belirlenmiştir. Deney sonuçlarının Mazaheri ve Ebrahimi [11] çalışmalarında elde ettikleri sonuçlar ile genel olarak uyumlu olduğu tespit edilmiştir.

### 5.2. Öneriler

Çırpan kanatlı hava araçlarında kullanılan kanat profilleri ile ilgili gelecekte yapılacak çalışmalar için aşağıdaki öneriler dikkate alınması yararlı olacaktır:

- Çırpan kanat mekanizması plastik veya fiber gibi malzemelerden yapılarak daha hafif ve daha küçük boyutlarda üretilebilir.
- Küçük boyutlarda üretilen dişli mekanizması ve kanat profili ile beraber prototip bir hava aracı oluşturulup, uçuş testi yapılabilir.
- Maliyeti azaltmak ve üretim zamanından tasarruf etmek için daha geniş çalışma şartları ile beraber hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı kullanılarak detaylı incelemeler yapılabilir.
- Yüksek çırpma frekanslarında çırpan kanatların aerodinamik performansları incelenebilir.
- 5 Hz' den daha büyük çırpma frekanslarında ölçümler yapılabilir.
- Çırpan kanat profillerinin malzemeleri çelik yerine, daha hafif fiberglas, fileksiglas, kompozit malzeme vb. malzemelerden yapılabilir ve imal edilebilir.

#### KAYNAKLAR

- 1. Videler, J. J., 1997. Avian Flight. Oxford University Press, New York, 275 pp.
- Morman, J. J., 2014. Literature Review of the Aerodynamics of Flapping Flight in Micro Air Vehicle Applications, North Dakota State University, Mechanical Engineering, Master of Science Thesis, North Dakota, 86 pp.
- Gerdes, J. W., 2010. Design, Analysis, and Testing of a Flapping Wing Miniature Air Vehicle, University of Maryland, Faculty of the Graduate School, Master of Science Thesis, Maryland, 138 pp.
- Pourtakdoust, S. H., Aliabadi, S. K., 2012. Evaluation of flapping wing propulsion based on a new experimentally validated aeroelastic model. Scientia Iranica, 19 (3): 472-482.
- Hsu, C. K., J. Evans, S. Vytla, P. Huang, 2010. Development of flapping wing micro air vehicles-design, CFD, experiment and actual flight, pp. 4-7. *In 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4 - 7 January, 2010, Orlando, Florida.
- Grauer, J., Hubbard, J. 2010. Modeling of ornithopter flight dynamics for state estimation and control, pp. 524-529. *In American Control Conference (ACC)*, June 30-July 02, 2010, Baltimore, MD.
- Kim, D. K., Kim, H. I., Han, J. H., Kwon, K. J., 2007. Experimental investigation on the aerodynamic characteristics of a bio-mimetic flapping wing with macro-fiber composites. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 19 (3): 423-431.
- Lin, C. S., Hwu, C., Young, W. B., 2006. The thrust and lift of an ornithopter's membrane wings with simple flapping motion. Aerospace Science and Technology, 10 (2): 111-119.
- Liu, L., Zhang, X., He, Z., 2012. Aerodynamic analysis and wind tunnel test for flapping-wing mavs. Journal of Theoretical and Applied Information Technology, 45 (2): 542-550.

- Karakaş, F., Paça, O., Köse, C., Son, O., Zaloğlu, B., Fenercioğlu, İ., Çetiner, O.,
  2014. Çırpan kanatta kanat profilinin etkisi. Journal of Aeronautics and Space
  Technologies (Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi), 7 (2): 55-70.
- Mazaheri, K., Ebrahimi, A., 2011. Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight. Journal of Fluids and Structures, 27 (4): 586-595.
- Shyy, W., Aono, H., Chimakurthi, S. K., Trizila, P., Kang, C. K., Cesnik, C. E., Liu, H., 2010. Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity.
   Progress in Aerospace Sciences, 46 (7): 284-327.
- Viieru, D., J. Tang, Y. Lian, H. Liu, W. Shyy, 2006. Flapping and flexible wing aerodynamics of low Reynolds number flight vehicles. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9 - 12 January, 2006, Reno, Nevada, 5003.
- Anbarcı, K., 2007. Investigation Of Flow Field Around Flapping Wings. İstanbul Technical University, Institute Of Science And Technology, Master of Science Thesis, İstanbul, 95 pp.
- 15. Hu, H., Kumar, A. G., Abate, G., Albertani, R., 2010. An experimental investigation on the aerodynamic performances of flexible membrane wings in flapping flight. Aerospace Science and Technology, 14 (8): 575-586.
- 16. Yafeng, Z., L. Zhanke, S. Wenping, S. Bifeng, 2010. Lift and thrust characteristics of the flapping wing micro air vehicle. *In 27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 19-24 September, 2010, Nice, France.
- Valiyff, A., J.R. Harvey, M.B. Jones, S.M. Henbest, J.L. Palmer, 2010. Analysis of ornithopter-wing aerodynamics. *17th Australasian Fluid Mechanics Conference*, 5-9 December, 2010, Auckland, New Zealand.
- Yu, C., Kim, D., Zhao, Y., 2014. Lift and Thrust Characteristics of Flapping Wing Aerial Vehicle with Pitching and Flapping Motion. Journal of Applied Mathematics and Physics, 2 (12): 1031-1038.
- Jones, M.B. A. Valiyff, J. Harvey, 2012. Flexibility of an ornithopter wing tested in a wind tunnel. 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 23rd -28th September, 2012, Australia.

- 20. Wu, P., 2010. Experimental characterization, design, analysis and optimization of flexible flapping wings for micro air vehicles. The University of Florida, PhD thesis, Florida, 306 pp.
- Fenercioglu, I., Cetiner, O., 2012. Categorization of flow structures around a pitching and plunging airfoil. Journal of Fluids and Structures, 31: 92-102.
- Hu, H., A. G. Kumar, G. Abate, R. Albertani, 2009. An experimental study of flexible membrane wings in flapping flight. *In 47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition.* 5 - 8 January, 2009, Orlando, Florida.
- Vanneste, T., J. B Paquet, S. Grondel, E. Cattan, 2012. Aeroelastic simulation of flexible flapping wing based on structural FEM and quasi-steady aerodynamic model. *In 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, 23rd - 28th September, 2012, Australia.
- 24. Kim, D. K., Lee, J. S., Lee, J. Y., Han, J. H., 2008. An aeroelastic analysis of a flexible flapping wing using modified strip theory. SPIE 15th Annual Symposium Smart Structures and Materials, 6928.
- 25. Nguyen, Q. V., Park, H. C., Goo, N. S., Byun, D., 2008. Flapping performance and simulation of an insect-mimicking flapper actuated by a compressed unimorph piezoelectric composite actuator. *In the 15th International Symposium on: Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation and Health Monitoring*. International Society for Optics and Photonics. Vol. 6928, SPIE.
- 26. Han, J. H., Lee, J. S., & Kim, D. K., 2009. Bio-inspired flapping UAV design: A university perspective. In SPIE Smart Structures and Materials, Nondestructive Evaluation and Health Monitoring. International Society for Optics and Photonics.
- Rose, C., R. S. Fearing, 2014. Comparison of ornithopter wind tunnel force measurements with free flight, 1816-1821. *In Robotics and Automation (ICRA)*, May 31 - June 7, 2014, Hong Kong, China.

- Yeo, D., E. Atkins, W. Shyy, 2011. Aerodynamic sensing as feedback for ornithopter flight control. *In Proc. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida.
- 29. Tsai, B. J., Fu, Y. C., 2009. Design and aerodynamic analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle. Aerospace Science and Technology, 13 (7): 383-392.
- 30. Shkarayev, S., D. Silin, 2009. Aerodynamics of flapping-wing micro air vehicles. In 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida.
- 31. Grauer, J., E. Ulrich, J. Hubbard, D. Pines, S. Humbert, 2010. Model structure determination of an ornithopter aerodynamics model from flight data. In 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4 - 7 January 2010, Orlando, Florida.
- Pfeiffer, A. T., Lee, J. S., Han, J. H., Baier, H., 2010. Ornithopter flight simulation based on flexible multi-body dynamics. Journal of Bionic Engineering, 7 (1): 102-111.
- Nakata, T., Liu, H., Tanaka, Y., Nishihashi, N., Wang, X., Sato, A., 2011. Aerodynamics of a bio-inspired flexible flapping-wing micro air vehicle. Bioinspiration & Biomimetics, 6 (4): 1-11.
- Mukherjee, S., Sanghi, S., 2004. Design of a six-link mechanism for a micro air vehicle. Defence Science Journal, 54 (3), 271-276.
- Shkarayev, S., Silin, D., 2012. Measurements of aerodynamic coefficients for flapping wings at 0-90 angles of attack. AIAA Journal, 50 (10): 2034-2042.
- Aditya, K., V. Malolan, 2007. Investigation of strouhal number effect on flapping wing micro air vehicle. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8 -11 January, 2007, Reno, Nevada.
- Zakaria, M. Y., Elshabka, A. M., Bayoumy, A. M., Abd Elhamid, O. E., 2009. Numerical aerodynamic characteristics of flapping wings. ASAT-13, 26, (4): 1-15.

- 38. MEB, 2011, Aerodinamik. Milli Eğitim Bakanlığı, Ankara, 48 s. (Web sayfası: <u>http://www.megep.meb.gov.tr/mte\_program\_modul/moduller\_pdf/Aerodinamik.</u> <u>pdf</u>), (Erişim tarihi: 15.06.2015).
- 39. Yükselen A., 2008. Akışkan hareketini yöneten genel denklemler ve akım tipleri. (Web sayfası: <u>http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/03-</u>
   <u>%20Ak%FD%FEkan%20Hareketini%20Y%F6neten%20Genel%20Denklemler.</u> pdf), (Erişim tarihi: 18.06.2015).
- 40. (Web sayfası: <u>https://tr.wikipedia.org/wiki/Aerodinamik)</u>, (Erişim tarihi: 12.05.2015).
- 41. Yükselen A., 2008. Akışkan hareketini yöneten genel denklemler ve akım tipleri. (Web sayfası: <u>http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/2-</u> <u>%20Aerodinamik%20kuvvet%20ve%20Momentler\_PPT2.pdf</u>) ,(Erişim tarihi: 25.06.2015).
- 42. Önen, B., 2011. Bir Ses Altı Rüzgâr Tünelinin Performansının ve Bazı Modeller Üzerindeki Akışın Deneysel ve Bilgisayar Destekli Analizi. Kocaeli Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kocaeli, 162 s.
- 43. (Web sayfası: http://www.eokul-meb.com), (Erişim tarihi: 10.06.2015).
- 44. Yükselen A., 2010. Kanat profilleri aerodinamiği.

(http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/05%20Kanat%20profillerinin%20aerodi nami%F0i.pdf), (Erişim tarihi: 03.07.2015).

- 45. (Web sayfası: http://www.metehanemlik.com/category/havacilik), (Erişim tarihi: 10.07.2015).
- Shyy, W., Berg, M., Ljungqvist, D., 1999. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles. Progress in aerospace sciences, 35 (5): 455-505.
- Harmon, R. L., 2008. Aerodynamic Modeling of A Flapping Membrane Wing Using Motion Tracking Experiments. University of Maryland, Master of Science Thesis, Maryland, 236 pp.

- Sane, S. P., 2003. The aerodynamics of insect flight. The Journal of Experimental Biology, 206 (23): 4191-4208.
- Yilmaz, A., 2010. Design and Development of a Flapping Wing Micro Air Vehicle.
  ETH Zurich, Master of Science Thesis, Zurich, 70 pp.
- Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viieru, D., Liu, H., 2007. Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers. Cambridge University Press, New York, 213 pp.
- 51. McIntosh, S. H, 2006. Design and Analysis of a Mechanism Creating Biaxial Wing Rotation for Applications in Flapping-wing Air Vehicles. University of Delaware, Master of Science Thesis, Newark, 121 pp.
- Mazaheri, K., Ebrahimi, A., 2010. Experimental study on interaction of aerodynamics with flexible wings of flapping vehicles in hovering and cruise flight. Archive of Applied Mechanics, 80 (11): 1255-1269.
- 53. Saygı, M.I, 2011. Kare Model Etrafındaki Akışın Üfleme ve Emme ile Aktif Kontrolünde Hücum Açısının ve Slot Kanal Konumunun Etkisinin Deneysel İncelenmesi. Niğde Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, Niğde, 87 s.
- 54. Holman, J. P., 1994. Experimental Methods for Engineers, McGraw-Hill Book Company, New York, 274 pp.
- 55. Akansu, Y. E., 2014. Rüzgar Tüneli Özel İmalatı: Teknik Bilgi ve Test Raporu, Kayseri, 16 s.
- Çengel, Y. A., Cimbalak, J. M., 2012. Akışkanlar Mekaniği: Temelleri ve Uygulamaları. Güven Bilimsel, İzmir, 938 s.

# ÖZGEÇMİŞ

# KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Sinan KEİYİNCİ Uyruğu: Türkiye (TC) Doğum Tarihi ve Yeri: 18 Kasım 1989, Çorum Medeni Durumu: Evli Tel: +90 505 627 878 82 email: <u>skeiyinci@cu.edu.tr</u> Yazışma Adresi: Toros mah. 78134 sok. Özlem Apt. Daire:18 Çukurova/Adana

## EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	EÜ Fen Bilimleri Enst. Sivil Havacılık ABD	-
Lisans	EÜ Sivil Havacılık Y.O. Uçak Gövde-Motor	2011
Lise	Murathan Lisesi, Çorum	2006

# İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2012- Halen	Çukurova Üniversitesi Sivil Havacılık Y.O.	Araștırma Görevlisi
20011-2012	MNG Uçak Bakım A.Ş.	Uçak Teknisyeni

## YABANCI DİL

İngilizce