



**ELEKTROMEKANİK DOĞA BENZETİMLİ
GÖZLEM MİNİ İHA TASARIMI:
YAPISAL VE AERODİNAMİK ANALİZLERİ**

Yüksek Lisans Tezi

Emre ÖZBEK

Eskişehir 2018

**ELEKTROMEKANİK DOĞA BENZETİMLİ GÖZLEM MİNİ İHA TASARIMI:
YAPISAL VE AERODİNAMİK ANALİZLERİ**

Emre ÖZBEK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Gövde Motor Bakım ABD.

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET

Eskişehir

Anadolu Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Ağustos, 2018

Bu tez çalışması Anadolu Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Komisyonu

Başkanlığı tarafından desteklenmiştir. Proje No: 1709F519

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Emre ÖZBEK'in "Elektromekanik Doğa Benzetimli Gözlem Mini İHA Tasarımı: Yapısal ve Aerodinamik Analizleri" başlıklı tezi 06/08/2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

<u>Jüri Üyeleri</u>	<u>Unvanı Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı)	Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ	
Üye	Prof. Dr. M. Barış ÖZERDEM	
Üye	Dr. Öğr. Üyesi Alper ULUDAĞ	
Üye (İkinci Danışman)	Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET	
Üye	Dr. Öğr. Üyesi Işıl YAZAR	

Prof. Dr. Ersin YÜCEL
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

ÖZET

ELEKTROMEKANİK DOĞA BENZETİMLİ GÖZLEM MİNİ İHA TASARIMI:

YAPISAL VE AERODİNAMİK ANALİZLERİ

Emre ÖZBEK

Uçak Gövde Motor Bakım ABD.

Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ağustos 2018

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

İkinci Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET

İnsansız hava araçları, bilindiği üzere hem sivil hem de askeri uygulamalar için güncel olarak çalışılan bir alandır. Sabit kanatlı ve döner kanatlı insansız hava araçlarının yanında kanat çırpma hareketi ile uçabilen insansız hava araçlarının da literatürde önemli bir yeri bulunmaktadır. Ornithopter adı verilen bu hava araçları, doğrudan kuş benzetimi yaparak tasarlanmaktadır. Bu araçların literatürdeki kökleri Leonardo da Vinci'nin çizimlerine dayanmaktadır. Ülkemizde yoğun bir şekilde insansız hava araçlarının geliştirilmesine yönelik faaliyetler yürütülmektedir. Kamu ve özel sektör tarafından yürütülen bu çalışmalarda da yaygın olarak sabit kanatlı ve döner kanatlı insansız hava aracı tasarımları gerçekleştirilmektedir. Söz konusu proje kapsamında, elektrik motoru kullanılacak ve güç aktarım sistemi tasarlanarak kanat çırpma hareketi sağlanacaktır. Güç aktarım sisteminin tasarımı, üretimi, testleri proje kapsamında gerçekleştirilecektir. Güç aktarımı sağlandıktan sonra kanat ve kuyruk tasarımı tamamlanarak rüzgâr tüneli testleri gerçekleştirilecektir. Testlerde başarı sağlanması halinde tasarımın uçuş testleri de gerçekleştirilecektir. Mini İHA'nın gözlem amacıyla kullanılabilmesi için kamera seçimi ve stabilizasyonu yapılacaktır. Faydalı yükün dahil edilmesiyle gerçekleştirilen uçuşlar sonucu elektromekanik doğa benzetimli gözlem mini-İHA performansına yönelik parametreler ortaya koyulmuş olacaktır.

Anahtar Sözcükler: Elektromekanik, Doğabenzetim, İHA, Ornihopter, Robotik

ABSTRACT

ELECTROMECHANICAL BIO-INSPIRED SURVILLANCE MINI UAV DESIGN: STRUCTURAL AND AERODYNAMIC ANALYSIS

Emre ÖZBEK

**Department of Airframe and Powerplant Maintenance
Anadolu University, Graduate School of Sciences, August 2018**

Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Second Supervisor: Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET

Unmanned aerial vehicles are a field that is currently being worked on for both civilian and military applications. Unmanned aerial vehicles with stationary wings and rotating wings besides unmanned aerial vehicles that can fly by flapping motion have an important place in the literature. These air vehicles, called Ornithopter, are designed by direct bird simulation. The roots of these aircrafts in the literature are based on the drawings of Leonardo da Vinci. Activities are being carried out to develop unmanned aerial vehicles intensively in our country. These studies carried out by the public and private sector are also widely carried out with unmanned aerial vehicles with fixed wing and rotary wings. Within the scope of the project, an electric motor will be used, and a power transfer system will be designed, and a flapping motion will be provided. The design, production and testing of the power transmission system will be carried out within the scope of the project. Once power transmission is achieved, wind and tail design will be completed, and wind tunnel tests will be performed. If the tests are successful, flight tests of the design will be carried out. Camera selection and stabilization will be done to enable mini UAV to be used for observation purposes. The parameters for the performance of the electromechanical bio-inspired surveillance mini-UAV performance will be determined and observed.

Keywords: Electromechanical, Bio-inspiration, UAV, Ornithopter, Robotics

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tezi, akademisyenliği ve hayat boyu öğrenmeyi bir yaşam tarzı olarak seçmenin ilk adımıdır. Bu adımın sağlam atılması ve bir vizyon ile desteklenmesi kuşkusuz sonraki adımların atılmasını kolaylaştıracak ve çalışmaların niteliğini arttıracaktır.

Vizyonu, başarıları, yöneticiliği, emeği ve desteği ile beni başarılı çalışmalara yönlendiren, akademisyenlik ideallerim için mükemmel bir örnek teşkil eden değerli danışmanım Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ'a uzun yıllar birlikte çalışmak temennisi ile sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Lisans öğrenimimden itibaren tanıma ve bir rol modeli olarak alma imkânı bulduğum, tez çalışmamda ikinci danışmanlığımı üstlenen, süreç boyunca yaşadığım zorlukların üstesinden gelebilmem için motivasyon sağlayan ve araştırma kültürünü kazanmamda büyük katkısı olan Dr. Öğr. Üyesi Yasin ŞÖHRET'e teşekkür ederim.

Tezimi hazırlarken verdikleri manevi destek ve birlikte olan çalışmalarımızda iş yüküme büyük yardımları için ekip arkadaşlarım ve sevgili dostlarım Semih DABAN, Evren Yılmaz YAKIN, Burak TARHAN, Bora DUMANLI, Onur ERÜST, Büşra BOĞA, Zeynep TEK ve Cevdet ÖZEL başta olmak üzere tüm Anatolia Aero Design ekibi üyelerine teşekkürlerimi sunarım.

Bu çalışmayı gerçekleştirirken bana gösterdiği saygı, verdiği motivasyon desteği ve yardımlarının yanı sıra, hayatıma getirdiği neşe ve yeni umutlar için Gökçenur ÇAKMAK'a teşekkür ederim.

Öğrenim hayatım boyunca tercihlerime, isteklerime ve hedeflerime saygı duyan, beni istediğim doğrultuda desteklemekten asla vazgeçmeyen aileme sevgi ve destekleriyle her zaman yanımda oldukları için sonsuz minnet ve teşekkürlerimi sunarım.

Emre ÖZBEK

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı’yla” tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Emre ÖZBEK

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAY SAYFASI	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	ix
TABLolar DİZİNİ	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1. İnsansız Hava Aracı Sistemleri	1
1.2. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması	17
1.3. Anatolia Aero Design Bünyesinde Tasarlanan İHA'lar	19
1.4. İnsansız Hava Araçlarında Doğa Benzetimi.....	25
1.5. Önceki Doğa Benzetimli İHA Çalışmaları	29
1.6. Tezin Yapısı ve Önemi	33
2. DOĞA BENZETİMLİ İHA YAPILARI	37
2.1. Kanat Çırpan İHA Yapılarının İncelenmesi	37
2.2. Kanat Yapıları.....	39
2.3. Kuyruk Yapıları.....	40
2.4. Gövde Yapıları	41
2.5. Motor-Kanat Güç İletim Sistemleri	42
2.6. Elektronik Sistemler	43
3. TASARIM.....	44
3.1. Doğa Araştırması	44
3.2. Kanat Tasarımı	50
3.3. Gövde Tasarımı	65
3.4. Kuyruk Tasarımı.....	69
4. KANAT ÇIRPARAK UÇUŞ.....	74

4.1. Aşağı Çırpma Çevrimi.....	78
4.2. Yukarı Çırpma Çevrimi	79
4.3. Çırpan Kanatta Verim.....	80
4.4. Çırpan Kanatta Taşıma	82
5. ANALİZLER.....	89
5.1. Çırparak Uçuşta Taşıma Analizi	89
5.2. Gövde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi	92
5.3. Kanat Burulma Analizi	96
6. KANAT ÇIRPMA MEKANİZMASININ TASARIMI.....	99
7. MALZEME SEÇİMİ.....	110
7.1. Kanat İçin Malzeme Seçimi	110
7.2. Kuyruk İçin Malzeme Seçimi.....	112
7.3. Gövde İçin Malzeme Seçimi	112
7.4. Mekanik Güç İletim Sistemi İçin Malzeme Seçimi	114
8. ÇİZİM PAKETİ.....	115
9. SONUÇLAR	117
KAYNAKÇA.....	120
ÖZGEÇMİŞ	

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Venedik Balon Saldırısı 1849.....	2
Şekil 1.2. Breguet-Richet Gyroplane.....	3
Şekil 1.3. RAF's Aerial Target.....	3
Şekil 1.4. Hewitt Sperry Automatic Airplane.....	4
Şekil 1.5. Kettering Bug.....	4
Şekil 1.6. Oehmichen 2.....	5
Şekil 1.7. RAF Larynx.....	6
Şekil 1.8. The Fairey Queen.....	6
Şekil 1.9. Denny'nin Model Uçak Mağazası.....	7
Şekil 1.10. Curtiss A-3.....	8
Şekil 1.11. TDN – 1.....	8
Şekil 1.12. TDR-1 Assault Drone.....	9
Şekil 1.13. Japon Balon Bombaları.....	9
Şekil 1.14. KD2G Firefly.....	10
Şekil 1.15. Ryan Firebee.....	11
Şekil 1.16. Curtiss-Wright VZ-7.....	11
Şekil 1.17. Ryan Model 147.....	12
Şekil 1.18. NASA Pathfinder.....	12
Şekil 1.19. Amber.....	13
Şekil 1.20. Gnat-750.....	14
Şekil 1.21. MQ-1B Predator.....	15
Şekil 1.22. Aerosonde Laima.....	15
Şekil 1.23. Bumble Bee.....	20
Şekil 1.24a. Atlas Katı Modeli.....	21
Şekil 1.24b. Atlas İlk Prototip.....	22
Şekil 1.25a. Tardis Katı Modeli.....	23
Şekil 1.25b. Tardis İlk Prototip.....	23
Şekil 1.26. Jaeger.....	24
Şekil 2.1. TABDIR Ornithopter.....	37
Şekil 2.2. Ovir Slowhawk.....	38
Şekil 2.3. Phoenix UAV.....	38

Şekil 2.4. Smartbird Festo.....	39
Şekil 2.5. Kuyruk Tipleri.....	41
Şekil 2.6. Şahin'in Süzülme Uçuşu.....	46
Şekil 2.7. Kızıl Çaylak Habitatı.....	47
Şekil 2.8. Kartal Habitatı.....	48
Şekil 2.9. Şahin Habitatı.....	48
Şekil 2.10. Şahin Özellikleri.....	49
Şekil 2.11. Tasarım Parametre Seçimi.....	50
Şekil 3.1. Eş Kare Analizi.....	55
Şekil 3.2. Şahin Kanadının Şekli.....	57
Şekil 3.3. Kanat Daralma Oranı.....	57
Şekil 3.4. Kanat Kesiti.....	58
Şekil 3.5. Smartbird Kanat Kesiti.....	58
Şekil 3.6. Yukarıdan Aşağı RAF19, SD7003, S1020, GOE464, RAF19, M8.....	59
Şekil 3.7. Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi.....	60
Şekil 3.8. Moment Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi.....	60
Şekil 3.9. Sürüklenme Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi.....	61
Şekil 3.10. Taşıma Katsayısının Sürüklenme Katsayısına Oranı.....	61
Şekil 3.11. Taşıma – Ağırlık Analizi.....	62
Şekil 3.12. Katı Model İncelemesi.....	63
Şekil 3.13. Kanat Katı Modeli.....	63
Şekil 3.14. Kanat Desen İncelemesi.....	64
Şekil 3.15. Kanat Desen Modeli.....	64
Şekil 3.16. Gövde İzdüşümü.....	65
Şekil 3.17. Grafik Üzerinde İstasyonlar.....	66
Şekil 3.18. Gövde İstasyonlarının Katı Modellemesi.....	66
Şekil 3.19. Gövde Katı Modeli.....	67
Şekil 3.20. Gövde İçi Yerleşim Planı.....	67
Şekil 3.21. Ön ve Eklemler Kapakları.....	68
Şekil 3.22. Arka Kapak.....	68
Şekil 3.23. Ağırlık Merkezinin Önde Olduğu Durum.....	69
Şekil 3.24. Ağırlık Merkezinin Arkada Olduğu Durum.....	69
Şekil 3.25. NACA0009.....	71

Şekil 3.26. Yatay Kuyruk Taşıma ve Sürüklenme.....	72
Şekil 3.27. Kuyruk Katı Modeli.....	73
Şekil 3.28. Kuyruk Trim Diyagramı.....	73
Şekil 4.1. Termal Süzülme Uçuşu.....	75
Şekil 4.2. Yukarı ve Aşağı Çırpma Kanat Üzerindeki Kuvvetler.....	76
Şekil 4.3. Pervane Üzerinde Oluşan Bileşke Hız.....	77
Şekil 4.4. İzafi Hızın Değişimi.....	77
Şekil 4.5. Leylek Kanadında Burulmalar.....	78
Şekil 4.6. Aşağı Çırpma Hareketinde Oluşan Kuvvetler.....	79
Şekil 4.7. Yukarı Çırpma Hareketinde Oluşan Kuvvetler.....	80
Şekil 4.8. Yukarı Çırpma Hareketinde Negatif Taşıma Durumu.....	81
Şekil 4.9. Düzenli ve Düzensiz Uçuşta Çırpma İmpulsı.....	82
Şekil 4.10. Çırpma Uçuşta Kök Hareketleri.....	83
Şekil 4.11. Kökte Airfoil Hareketi.....	83
Şekil 4.12. Kuğu Kanadında Görülen Burulmalar.....	84
Şekil 4.13a. Halka Girdap Oluşumu.....	85
Şekil 4.13b. Halka Girdap Oluşumu.....	86
Şekil 4.14a. Sürekli Girdap Oluşumu.....	86
Şekil 4.14b. Sürekli Girdap Oluşumu.....	87
Şekil 4.15. Helikopter Böceği Kanat Sparları.....	88
Şekil 5.1. Analiz Durum ve İstasyonları.....	90
Şekil 5.2. Orni 1 10 İstasyon Hesaplaması Ekran Görüntüsü.....	90
Şekil 5.3. Taşıma Katsayısı Değişim Grafiği.....	91
Şekil 5.4. Kanat Düşey Hız Değişim Grafiği.....	92
Şekil 5.5. Kontrol Hacmi ANSYS Ekran Görüntüsü.....	93
Şekil 5.6. Çözüm Ağları ANSYS Ekran Görüntüsü.....	93
Şekil 5.7. Çözücü Ayarları ANSYS Ekran Görüntüsü.....	94
Şekil 5.8. Hız Dağılımı ANSYS Ekran Görüntüsü.....	95
Şekil 5.9. Hız Dağılımı ANSYS Akış Çizgisi Ekran Görüntüsü.....	95
Şekil 5.10. Statik Basınç Dağılımı ANSYS Ekran Görüntüsü.....	95
Şekil 5.11. Kanat Sparlarının Yerleşimi.....	96
Şekil 5.12. Kanat Kuvvet Dağılımı ANSYS Structural Ekran Görüntüsü.....	97
Şekil 5.13. Kanattaki Deformasyonun Kanadın Üst Yüzeyindeki Değişimi.....	97

Şekil 5.14. Kanattaki Deformasyonun Kanadın Alt Yüzeyindeki Değişimi.....	98
Şekil 6.1. Mekanizma: Üç Blok.....	102
Şekil 6.2. Mekanizma: Sabit Çubuklar.....	102
Şekil 6.3. Mekanizma: Elektrik Motoru.....	103
Şekil 6.4. Mekanizma: Yataklar.....	103
Şekil 6.5. Mekanizma: Dişli 2 ve 3.....	104
Şekil 6.6. Mekanizma: Krank-Kol Sistemi.....	104
Şekil 6.7. Mekanizma: Boyutlandırma.....	105
Şekil 6.8. Mekanizma: Açısız Durumlar.....	106
Şekil 6.9. Mekanizma: Kuvvetler.....	107
Şekil 6.10. Mekanizma: Kanat Ağırlık Merkezi.....	108
Şekil 7.1. Kanat Ahşap Rib Dizimi.....	110
Şekil 7.2. Köpük Kanatlı Mini İHA.....	111
Şekil 7.3. Jaeger Mini İHA Ahşap Gövdesi.....	113
Şekil 7.4. 3D Printer Filament Tipleri.....	114
Şekil 8.1. Üstten Görünüm.....	115
Şekil 8.2. Yandan Görünüm.....	115
Şekil 8.3. Render.....	116
Şekil 9.1. Doğa Benzetimi Tutarlılığı.....	118

TABLÖLAR DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Tablo 2.1. Yırtıcı Kuşların Seyir Hızları.....	45
Tablo 2.2. Yırtıcı Kuşların Kanat Çırpma Frekansları.....	49
Tablo 3.1. Kanat Tasarım Parametreleri.....	52
Tablo 3.2. Tasarım İster Girdileri.....	52
Tablo 3.3. Spreadsheet Standart Atmosfer Tablosu.....	53
Tablo 3.4. Tasarım İster Çıktıları.....	53
Tablo 3.5. Daralma-Genişleme Oranı.....	57
Tablo 3.6. Gövde İstasyonlarının Boyutlandırılması.....	66
Tablo 3.7. Kuyruk Verileri.....	71
Tablo 5.1. Çözüm Ağı Girdileri.....	93
Tablo 5.2. EPS Köpük Malzeme Özellikleri.....	96
Tablo 6.1. Seçilen Elektronik Komponentler.....	101
Tablo 6.2. Mekanizma Boyutlandırması.....	106
Tablo 9.1. Bileşen Ağırlıkları.....	119

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

İHA	İnsansız Hava Aracı
MAV	Mini İnsansız Hava Aracı
NAV	Nano İnsansız Hava Aracı
VTOL	Dikey İniş Kalkış Yapabilen İnsansız Hava Aracı
LASE	Düşük İrtifa Düşük Menzil İnsansız Hava Aracı
MALE	Orta İrtifa Uzun Menzil İnsansız Hava Aracı
HALE	Yüksek İrtifa Uzun Menzil İnsansız Hava Aracı
MEMS	Mikro Elektromekanik Sistemler
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
HAD	Hesaplama Akışkanlar Dinamiği
Li-Po	Lityum Polimer
AR	Açıklık Oranı
AUDT	Anatolia UAV Design Tool
MAC	Aerodinamik Veter
EPS	Expanded Polystrene
E_w	Boş Ağırlık
P_w	Faydalı Yük Ağırlığı
b	Kanat Açıklığı
V_s	Stall Hızı
ρ	Yoğunluk
n	Yük Faktörü
g	Yerçekimi İvmesi
S	Kanat Alanı
V_c	Seyir Hızı
e	Oswald Verimlilik Katsayısı
k	İndüklenmiş Sürükleme Katsayısı
μ	Viskozite
Re	Reynolds Sayısı
M_{Lwf}	Kanat ve Gövdeden Üretilen Taşıma Kuvvetinin Momenti
M_{LH}	Yatay Kuyruğun Ağırlık Merkezinde Oluşturduğu Moment
C_{HT}	Yatay Stabilize Hacim Katsayısı
C_{VT}	Dikey Stabilize Hacim Katsayısı

1. GİRİŞ

1.1. İnsansız Hava Aracı Sistemleri

Uçakların tarih sahnesine ilk çıkışının 19. Yüzyılın son 20 yıllık diliminde gerçekleştirilen denemeler ile başladığı kabul edilir. 20. Yüzyılın başında gerçekleştirilen motorlu uçuşlar ile uçaklar yardım olmaksızın kalkış yapabilen ve uçuşunu sürdürebilen makineler haline geldi. Fransız Mareşal Ferdinand Foch, 1911 yılında uçakları “Uçaklar güzel oyuncaklar, ama askeri değerleri yok.” diyerek eleştirmekteydi. O yıllar için bu cümle doğru bir tahlildi. Çünkü o yıllarda yapılan uçaklar oldukça kırılgan ve pahalıydı. Ayrıca sıklıkla pilotaj ve kontrole bağlı olarak kaza ve kırımlara yol açıyordu. Ancak birinci dünya savaşında sıklıkla kullanılan uçaklar, kullanan ülkelere önemli gözlem kabiliyeti kazandırmıştır. Düşman siperlerindeki hareketlerin, düşman tahkimatının ve ikmal yollarının gözlenebilmesine imkân vermiştir.

İnsanlı uçaklar İkinci Dünya Savaşı’na kadar önemli gelişmeler göstermiştir. Birinci Dünya Savaşında kullanılan Keşif Uçağı konseptinin yanı sıra, Hafif Avcı Uçağı, Ağır Avcı Uçağı, Saldırı Uçağı, Torpido Uçağı, Hafif Bombardıman Uçağı, Dalış Bombardıman Uçağı, Stratejik Bombardıman Uçağı, Deniz Uçağı, Kargo Uçağı gibi pek çok konseptin ortaya çıkmasıyla bu savaş öncesi ve süresince olmuştur. İkinci Dünya Savaşı sırasında uçakların savaşta edindiği pay düşünüldüğünde, artık hava üstünlüğünün savaş doktrininin reddedilemez bir parçası olduğu ortadadır. Nitekim Nazi Almanyası’nın Fransa’nın düşüşü ile yalnız kalan İngiltere’ye çıkartma yapamamış olmasının temel sebebi, kanal üzerindeki hava üstünlüğünü savaş boyunca asla ele geçirememesidir. İkinci Dünya Savaşı’nın son evresinde Nazi Almanyası’nın tasarladığı ME-262 uçağına iki adet gaz türbinli motor eklemesi ile havacılığın geleceği de yine bu savaş sırasında çizilmişti. Savaşın bitişi de ABD’ye ait stratejik bombardıman uçaklarının attığı atom bombalarıyla olmuştu. 1945’de sonlanan İkinci Dünya Savaşı’nda oynadıkları rol ile uçaklar, Mustafa Kemal Atatürk’ün savaştan önce 1937’de gidişatı görerek Eskişehir Tayyare Alayı’nı ziyaret ederken söylediği “İstikbal Göklerdedir.” cümlesiyle aynı doğrultuda gelişerek güçlü ülkeler ve ordularının vazgeçilmez bir parçası olmuştur.

Son yıllarda gerçekleşen teknolojik ilerlemeler insansız hava araçlarının tarihinin oldukça kısa olduğu algısını yaratsa da insansız hava araçlarının ilk kullanımı insanlı uçaklardan öncesine dayanmaktadır. İnsansız hava araçlarına dair ilk kullanım olarak

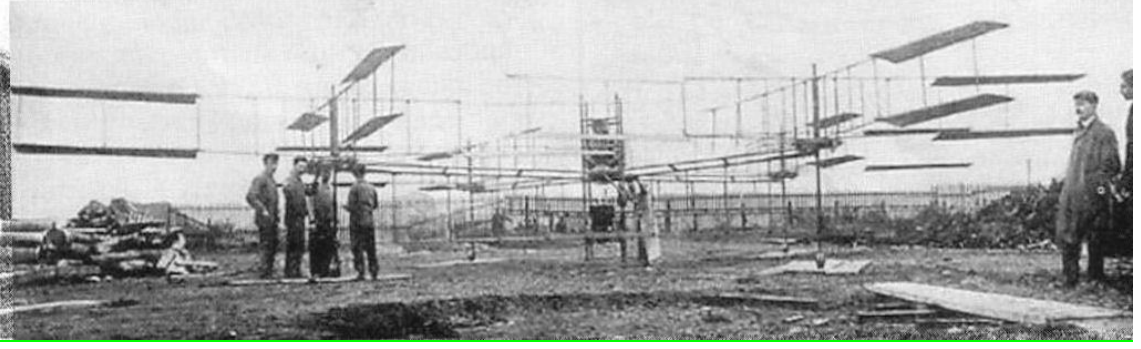
1849 yılında Avusturyalıların Venedik şehrine yolladığı paylatıcı yüklü balonlar kabul edilmektedir. Avusturya topçularının lagünler sebebiyle şehri ateş altına alamaması bu saldırının çıkış noktası olmuştur. Yaklaşık 15 kilogram patlayıcı taşıyan, 5,7 metre çapındaki 200 balon bu saldırı için kullanılmıştır. Saldırıda bazı balonlar Venedik’e ulaşmış patlamayı başarsa da geri kalanı rüzgârın etkisiyle geri dönüp hedefinden şaşmıştı (Şekil 1.1.) (Watts, Kobziar ve Percival, 2009, s. 8).



Şekil 1.1. Venedik Balon Saldırısı 1849 (Drushin, 2003)

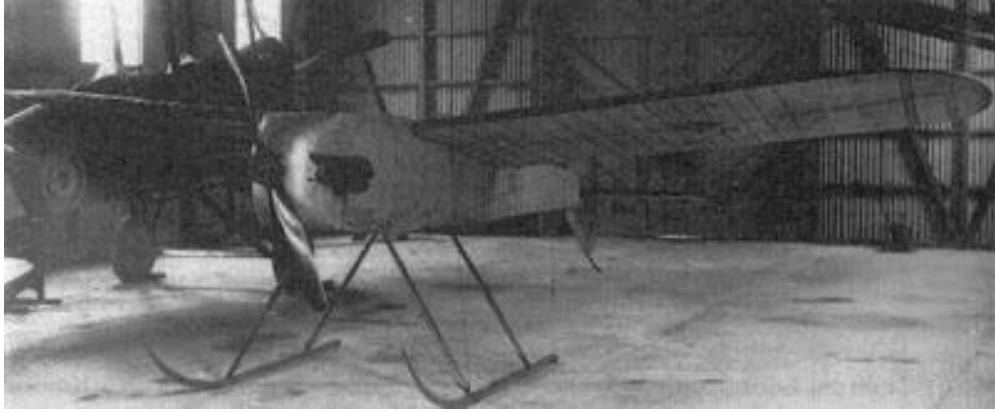
1898 yılında, İspanyol-Amerikan savaşı sırasında, ABD ordusu bir uçurtmaya kamera bağlayarak ilk havadan gözlem fotoğraflarını elde etmiştir. 1883 yılında bir İngiliz olan Douglas Archibald’ın ortaya koyduğu donanım, Colorado’lu Onbaşı William Eddy tarafından kullanılmış ve savaş süresince Amerikan birliklerine kritik bilgiler sağlamıştır (Hannavy, 2007, s. 86).

1907 yılında ilk dört rotorlu helikopter ünlü Fransız havacı Louis Breguet ve Charles Richet tarafından tasarlanmıştır. Breguet-Richet Gyroplane adı verilen bu araç dönen sabit kanatlara sahiptir, bir helikopterden çok gyrokopter olarak adlandırılır (Şekil 1.2.). İnsanlı olarak tasarlanan bu araç, gerçekleştirdiği uçuşta yerden 0,6 metre yükselmeyi başarmıştır. Ancak dört kişi aracın kollarını sabit tutarken gerçekleştirildiği için serbest uçuş sayılmamaktadır. Bu araç günümüz quadcopter ve multirotor konseptlerinin atası olarak kabul edilmektedir (Leishman, 2001, s. 58).



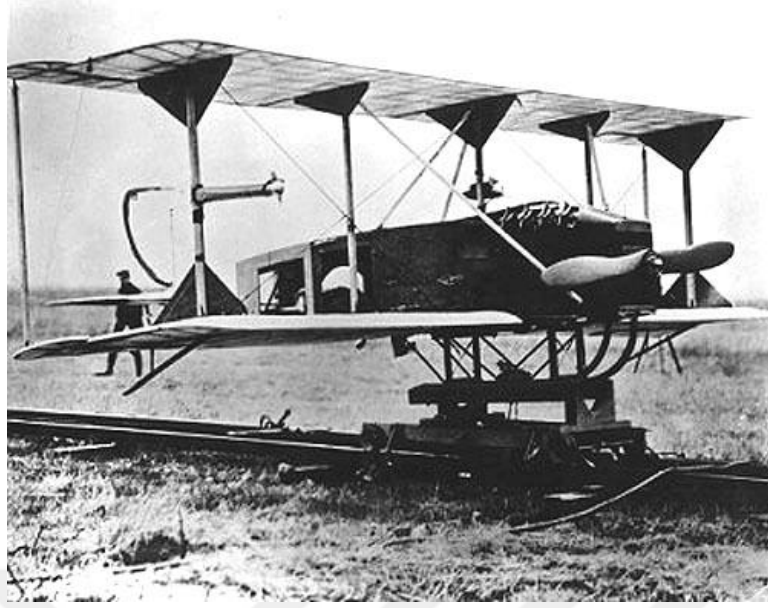
Şekil 1.2. *Breguet-Richet Gyroplan (Leishman, 2001)*

Birinci Dünya Savaşı sırasında, ilk insansız uçak kabul edilen Archibald Montgomery Low'un radyo kontrol teknikleri ile 1916 yılında geliştirilen Ruston Proctor Aerial Target'dır (Şekil 1.3.). Geliştirilmesine devam edilseydi, bu araç Almanya'nın şehirleri bombalamak için kullandığı Zeplinlere karşı kullanılacaktı (Taylor and Munson 1977).



Şekil 1.3. *RAF's Aerial Target (http-1)*

Aynı yıl geliştirilen ve uçan bomba olarak da bilinen Hewitt Sperry Automatic Airplane ilk uçuşunu gerçekleştirmişti (Şekil 1.4.). Bu uçağın seyir füzesi olarak kullanılması planlanmaktaydı. Birleşik Devletler Donanması 50.000 dolarlık bir sipariş vererek 1. Dünya Savaşı hazırlıklarına uçan bombayı da dahil etmişti (Dalamagkidis, Valavanis and Piegl, 2012, s. 11).



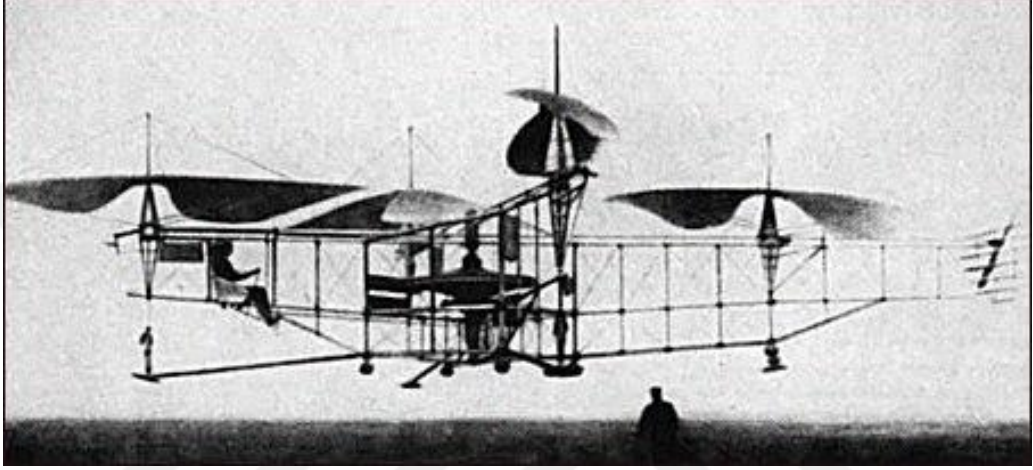
Şekil 1.4. *Hewitt Sperry Automatic Airplane (http-2)*

1917 yılının sonuna doğru, Hewitt Sperry uçağının uçuşunu izleyen donanma temsilcileri, bir uçan torpido uçağının yapılmasına yönelik komisyon oluşturdu. Komisyon mucit-mühendis Charles F. Kettering'den 40 mil menzile sahip bir insansız uçan bomba tasarlamasını istedi. Kettering bu görevi kabul ederek Orville Wright'ı da içeren bir takım ile çalışmalara başladı. Bu çalışmalar 1918 yılına gelindiğinde Kettering Bug adlı uçağı ortaya çıkardı (Şekil 1.5.). Kettering Bug döneminin teknolojisi için oldukça başarılı olsa da 1918'de savaşın sona ermesi ile henüz kullanılmadan geliştirilmesi sonlandırıldı (Werrell, 1985, s. 12).



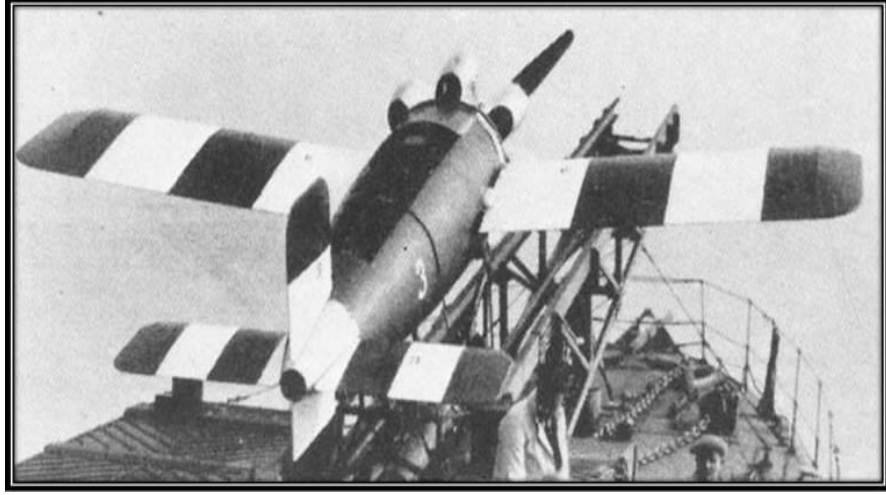
Şekil 1.5. *Kettering Bug (U.S Air Force Museum)*

1921 yılında, Etienne Oehmichen, Oehmichen No. 2 adını verdiği dört rotorlu hava aracını geliştirmiştir (Şekil 1.6.). Önceki çalışmalara ek olarak bu hava aracında büyük taşıyıcı rotorların tersi yönünde dönen dikey yerleştirilmiş rotorlar kullanmıştır. Bu geliştirme ile ilk emniyetli helikopteri tasarlamış ve çalışmaları ile kuyruk rotorunun geliştirilmesine olanak sağlamıştır. İnsanlı olan bu hava aracı, günümüz multirotor ve tiltrotor insansız hava araçlarına temel olmuştur (Praveenkumar ve Prabhakaran, 2014, s. 63).



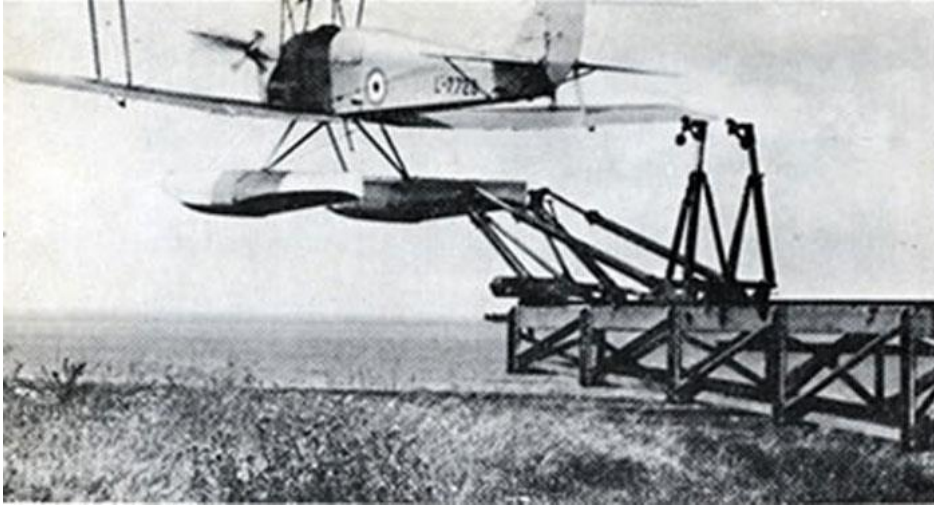
Şekil 1.6. Oehmichen 2 (<http-3>)

1927 yılında İngiltere Kraliyet Donanması, Larynx modelini geliştirdi (Şekil 1.7.). Larynx bir seyir füzesi olarak tasarlanmıştı. Seyir füzeleri birçok açıdan insansız hava araçları ile benzerlik göstermektedir. Aralarındaki en büyük fark, seyir füzelerinin tek kullanımlık olmasıdır. İnsansız hava araçlarından içerisindeki faydalı yük ile veya cephanesini bırakarak dönmesi beklenir. Larynx tıpkı Hewitt Sperry ve Kettering Bug gibi hem insansız hava araçlarının hem de seyir füzelerinin bir atasıdır. RAE Larynx bir mancınık yardımıyla gemilerden atılabilecek şekilde tasarlanmıştı. RAE Larynx testlerde 170 kilometrelik menzile kadar bağlantısı kopmadan ulaşmayı başarmıştı. Tüm geliştirmelere rağmen, 1929 yılına gelindiğinde, ortaya Larynx'i yere indirebilecek farklı avcı uçaklarının çıkması, donanmanın ilgisi bu projeden uzaklaştırmış ve projenin kapanmasına sebep olmuştu (Howeth, 1963, s. 479).



Şekil 1.7. RAF Larynx (<http-4>)

1934 yılında İngilizler tüm dronelerin anası olarak kabul edilen Faerie 3F modelinin radyo kontrollü hedef modeli olan The Fairey Queen uçağını geliştirmişti (Şekil 1.8.). Bu çalışmaları 1935 yılında, çok sayıda radyo kontrollü DH.82B uçağının üretilmesi izlemişti. Bu uçaklara verilen Queen – kraliçe kodu, günümüzde yaygın olarak kullanılan ve erkek arı anlamına gelen drone adının kraliçeye saygı için insansız uçaklara verilmesine yol açmıştır. Bu hedef uçaklar, savaş pilotlarının eğitimi ve testleri ile uçaksavar topçularının eğitiminde kullanılmaktaydı (Kenae and Carr, 2013, s. 558).



Şekil 1.8. The Fairey Queen (<http-4>)

1935 yılında, Birinci Dünya Savaşı'nda İngiliz Kraliyet Hava Kuvvetlerinde görev yapan Reginald Denny, Hollywood Bulvarında bir model uçak mağazası açmıştır (Şekil 1.9.). Denny, 1938 yılında Walter Righter'dan model pistonlu model uçak motoru tasarımını satın almış ve "Dennymite" adıyla üretimi ve satışını gerçekleştirmiştir.

Denny'nin mağazası, model uçak çalışmalarına sivil bir sayfa açmış ve bu yönüyle insansız hava araçları tarihinde bir öncü olmuştur (Mathews, 2004).



Şekil 1.9. Denny'nin Model Uçak Mağazası (<http-5>)

1936 yılında, Birleşik Devletler Donanması tarafından drone terimi ilk kez kullanılmıştır (Zaloga and Palmer, 2007, s. 7).

1937 yılında Curtiss N2C-2 modeli eğitim uçağı, Birleşik Devletler Donanması tarafından drone olarak geliştirildi (Şekil 1.10.). Curtiss A-3 olarak adlandırılan insansız hava aracı bir insanlı uçaktan uzaktan kontrol edilebiliyordu. Bu yönüyle devrimsel bir araçtı. Bu model ile birlikte Birleşik Devletler Hava Kuvvetleri bu konsepti sahiplendi ve geliştirmeye başladı. İnsansız hava aracı teknolojisinin ana amacı hala uçaksavar topçularını eğitmekti. Ancak birkaç yıl sonra, ABD'nin İkinci Dünya Savaşı hazırlıklarının başlaması ile, insansız hava araçlarının savaşta kullanımı üzerine çalışmalar başladı (Clark, 2000, s. 9).



Şekil 1.10. *Curtiss A-3 (Clark, 2000)*

1940 yılında Birleşik Devletler donanması TDN-1 adı verilen bir drone geliştirmeye başladı. TDN-1, 14 metre kanat açıklığına sahipti, üstten kanatlı olarak tasarlanmıştı ve iki kanadında birer altı silindir O-435 Lycoming motor bulunmaktaydı (Şekil 1.11.). Uçak yüksek riskli durumlarda kullanılacak bir torpido veya bomba taşıyıcı olarak tasarlanmıştı. 450 kg cephane taşıma kabiliyetine sahipti. Uçağın önüne 34 kilogramlık ilkel bir RCA (Radio Corporation of America) televizyon kamerası bağlanarak pilota bombaların bırakılacağı lokasyon ve bırakma mesafesi hakkında daha iyi bir bilgi sağlanmak istenmişti. Ancak ilk televizyonların sağlayabildiği düşük güvenilirlik ve görüntü kalitesi bu muhteşem teknoloji entegrasyonunun istendiği gibi çalışmamasına sebep oluyordu. TDN dronları asla 200 kadar üretilse de asla kullanılmadı (Lee, 2013).



Şekil 1.11. *TDN – 1 (Lee, 2013)*

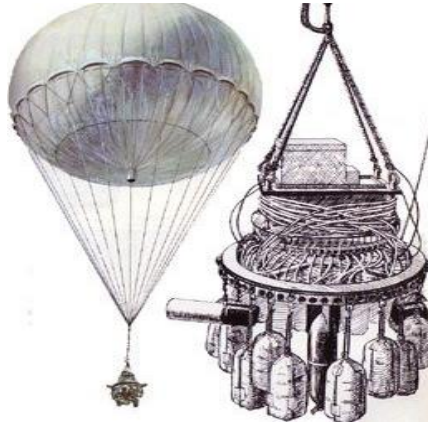
1944 yılında, TDN dronları geliştirilerek TDR-1 Saldırı Dronu haline getirildi (Şekil 1.12.). 140 TDR-1 üretildi. Drone saldırı için özel bir askeri kuvvet kuruldu. 1944 yılında Pasifik Cephesi'nde Japonlara karşı Bougainville Adası Savaşı'nda ilk kez

başarıyla kullanıldı. Bir bombardıman uçağının, dronlara eşlik ederek drone pilotlarına bilgi vermesi suretiyle gerçekleştirilen operasyonda 50 TDR-1 kullanılmış ve %33 hedefi vurma başarısı sağlanmıştır. TDR-1 ABD'nin günümüzde kullandığı Predator silahlı insansız hava araçlarının atası olarak kabul edilmektedir (Marshall vd., 2016, s. 7).



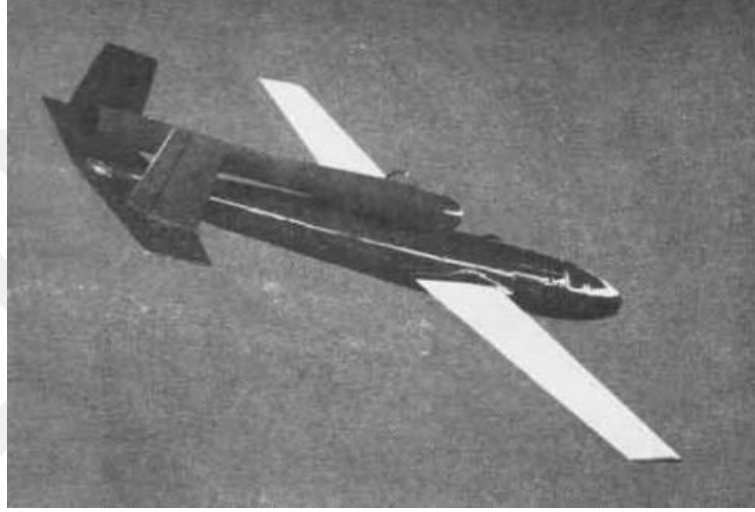
Şekil 1.12. TDR-1 Assault Drone (Marshall vd., 2016)

1945 yılında, Japonların gerçekleştirdiği balon bombardımanı Japonya üzerinden Kuzey Amerika kıtası, batı sahillerine gerçekleştirilmiş ve Oregon'da 6 kişinin yaşamını yitirmesi ile sonuçlanmıştır. Japonya 1940 yılında bu silah için denemelere başlamıştı. Japon bilim adamları Japonya üzerinde testler yaparak Pasifik boyunca ilerleyebilecek 10 metre çapındaki balonları tasarladılar (Şekil 1.13.). Bu balonlar kâğıttan yapılmıştı ve yük olarak patlayıcılar taşımaktaydı. Amerika kıtasına varana kadar 30 ile 60 saat arasında yol almaktaydı. ABD raporlarına göre 1000 kadar balon ABD kıyılarına varmıştı. Savaş sonrası raporlar Japonların yaklaşık 9000 balon gönderdiğini ortaya koymaktadır. Bu saldırı tarihe ilk kıtalararası saldırı olarak geçmiştir (Webber, 1992, s. 398)



Şekil 1.13. Japon Balon Bombaları (Webber, 1992)

1946 yılında, Globe firması tarafından geliştirilen KDG Snipe, 1954 yılına kadar geliştirilmiş ve kullanılmıştır. KDG Snipe bir hedef dronu olarak tasarlanmıştır. Avcı pilotlarının ve uçaksavar topçularının eğitim ve atış talimleri için kullanılmıştır. KDG Snipe, küçük, ortadan kanatlı radyo kontrollü bir uçaktı. KDG Snipe mancınık yardımıyla gemiden kalkabilmekte ve görevini vurulmadan tamamlayabilirse paraşüt yardımıyla güvenli iniş yapabilmekteydi (Şekil 1.14.). 1950 yılında Solar PJ32 pulsejet eklenmesi ile hızı 370 km/saat'e çıkarılmıştı (Bowman, 1957).



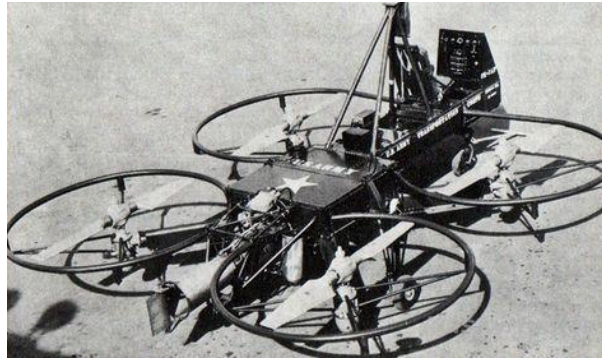
Şekil 1.14. KD2G Firefly (<http-6>)

1950 yılına gelindiğinde, dronlar hedef drone olmanın yanı sıra artık yanıltıcı olarak da kullanılmaya başlanmıştı. Düşmanın radarını karıştırarak şaşırtma hamleleri için geliştirilme yapılmaya başlanmıştı. Ryan Firebee adı verilen insansız hava aracı Ryan Havacılık Şirketi tarafından 1951 yılında geliştirilmeye başlanmıştı. Firebee insansız hava aracı, jet motorlu ilk insansız hava araçlarından biriydi ve oldukça başarılı bir model olduğu için en geniş kullanıcıları modellerden biri oldu (Şekil 1.15.). Firebee modeli ABD Donanması ve Hava kuvvetleri tarafından hala kullanılmaktadır. Firebee'nin geliştirilen son modeli olan BQM-34A, 1110 km/saat hıza çıkabilmektedir. Firebee, boosterlar yardımıyla yerden kalkabilmekte ve C-130 nakliye uçaklarının pylonlarında taşınarak görevine başlayabilmektedir. (Prisacariu, 2017, s. 181).



Şekil 1.15. Ryan Firebee (Prisacariu, 2017)

1958 yılında, Curtiss-Wright VZ-7 multirotoru geliştirildi. Curtiss-Wright firması tarafından tasarlanan VZ-7, başarıyla ileri uçuş yapabilen ilk VTOL uçaktı (Şekil 1.16.). İnsanlı bir uçak olmasına rağmen, multirotor dronelar için temel olan, motorların her birinin itkisinin ayrı ayrı ayarlanması ile kontrol edilebilen ilk hava aracıydı. Bu yöntem günümüz multirotorlarının kontrolü için kullanılmaktadır. VZ-7 bu başarısı ile, günümüz multirotorlarının gelişimi için bir mihenk taşı olarak kabul edilmektedir (Moreno, Cruz and Dominguez, 2016, s. 574).



Şekil 1.16. Curtiss-Wright VZ-7 (Moreno, Cruz and Dominguez, 2016)

1960 yılından itibaren dronların havadan gözlem görevlerinde kullanılmasına başlanılmıştır. Birleşik Devletler'in Küba üzerinde gözlem görevleri gerçekleştiren insanlı U-2 uçaklarının yerine insansız uçakları geçirerek riski ve maliyeti azaltmak istemesi bu süreci hızlandırmıştır. 1962 yılında, Ryan Model 147 Lightning bu amaçla tasarlanmıştır. Ryan Model 147, jet motoruna sahip bir insansız hava aracıdır, Ryan Firebee hedef dronunun üreticisi Ryan Aeronautical tarafından üretilmiştir (Şekil 1.17.). Ryan Model 147'ler soğuk savaş dönemi boyunca komünist devletler üzerinde yüksek

irtifa gözlem görevleri gerçekleştirmiştir. Vietnam savaşında da yer alan Model 147'ler 1975 yılında savaş sona erene kadar gözlem görevlerini icra etmiştir (Erhard, 2010, s. 16).



Şekil 1.17. Ryan Model 147 (Erhard, 2010)

1983 yılında, ilk güneş enerjili insansız hava aracı prototipi NASA tarafından geliştirilen, Pathfinder aracının uçuşu gerçekleştirilmiştir. High Altitude Solar, HALSOL konsepti ile tasarlanmış ilk insansız hava aracıdır (Şekil 1.18.). Gerçekleştirilen radyo kontrollü ilk uçuşlar ile uçağın aerodinamik kapasitesi belirlendikten sonra, fotovoltaiik pillerin yerleştirilmesi bu teknolojinin uygulanabilir seviyenin altında olduğu görülerek durdurulmuştur. 10 sene rafa kalkan proje, 1993 yılında gelişen teknoloji ile yeniden ilgi görmüş ve güneş enerjisi-batarya kombinasyonu ile uçurulmuştur. 30 metre kanat açıklığına sahip Pathfinder, 8 motora sahip olmasına rağmen ancak 24 km/saat hıza ulaşabilmektedir. Daha sonra geliştirilen Pathfinder-Plus modeli ile 1998 yılında ulusal güneş enerjili araç irtifa rekoru 24.445 metre ile kırılmıştır (Atreya vd., 2005).



Şekil 1.18. NASA Pathfinder (NASA)

1984 yılında, orta menzilli taktik gözlem insansız hava aracı Amber'in geliştirilmesine Leading Systems Inc. (LSI) tarafından başlanmıştır. Amber, konvansiyonel iniş kalkış yapabilen, arka motorlu, piston motorlu bir insansız hava aracıdır (Şekil 1.19.). 1986 yılında Amber ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir. 1988 yılında Amber, o zamanın rekoru olan 38 saatlik bir uçuş gerçekleştirmiştir. Amber 63 kilogram faydalı yük kapasitesine sahiptir. Bu kapasite ile, bir gündüz kamerası ve bir infrared kamera taşınabilmektedir. Amber 2200 kilometre menzile ve 1500 m irtifada uçuğu sürece 38 saatlik bir havada kalma süresine sahiptir Amber, bir otopilot ve bir çift yollu veribağına sahiptir. Ayrıca Amber, yer istasyonundan, aracın burnundaki kameranin görüntüsü kullanılarak uçurulabilmekteydi. Amber, hiç görev uçuşu gerçekleştirmeden 1990 yılında, bütçe sebepleri ile rafa kaldırılmıştır (Strickland, 2013, s. 2).



Şekil 1.19. *Amber (Lockheed Martin)*

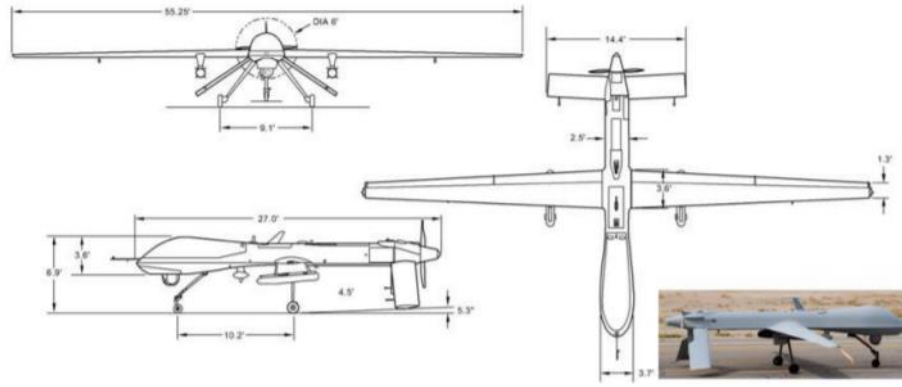
1988 yılında, Gnat-750 insansız hava aracının geliştirme sürecine LSI tarafından başlanmıştır. Gnat, doğrudan ihraç edilme amacıyla tasarlanmıştır. İlk uçuşunu 1989 yılında gerçekleştirmiştir. 1990 yılında, Amber projesinin sonu olan ekonomik güçlükler sonucu 1990 yılında Gnat projesi General Atomics tarafından satın alınmıştır. Gnat 750, Amber'in büyütülmüş ve basitleştirilmiş halidir (Şekil 1.20.). En büyük değişiklik gövdede olmuştur. Kanatların pozisyonu alt kanat olarak değiştirilmiştir. Bir GPS temelli navigasyon sistemi entegre edilerek tamamen otonom görev gerçekleştirme özelliği kazandırılmıştır. 1992 yılına gelindiğinde, Gnat-750 aralıksız 40 saatlik bir uçuş gerçekleştirmiştir. Maksimum havada kalma süresi ise 48 saat olarak belirtilmiştir. Faydalı yük olarak uçağın burnunun altına bir infrared kamera ve gündüz kamerası ve bir

düşük ışık kamerası eklenmiştir. 1994 yılında Gnat-750'ler Yugoslavya üzerinde NATO konvoylarının gözlenmesi amacıyla kullanılmıştır (Jacobsen, 2002, s. 28).



Şekil 1.20. Gnat-750 (<http-7>)

1994 yılında, General Atomics tarafından 1990 yılında tasarlanmaya başlanan MQ-1 Predator uçağının ilk uçuşu gerçekleştirilmiştir. MQ-1 havadan gözlem ve ileri keşif rolleri için tasarlanmış, kamera ve ileri teknoloji sensörler ile donatılmıştır. MQ-1 daha sonra geliştirilerek iki adet Hellfire roketini taşıyıp atabilecek hale getirilmiştir (Şekil 1.21.). Uçak ABD Hava Kuvvetleri'nin hizmetine 1995'te girmiştir. MQ-1 bir orta irtifa, yüksek havada kalma konsepti ile tasarlanmıştır. MQ-1, yer istasyonunda yer alan 3 kişi tarafından idare edilmektedir; bir pilot, bir sensör operatörü ve bir bilgi analisti. Kanat açıklığı 14,8 metre, uzunluğu 8,22 metredir. Boş ağırlığı 512 kilogram ve maksimum kalkış ağırlığı 1020 kilogramdır. MQ-1 7620 metre yükseklikte 24 saat havada kalabilmektedir. Afganistan, Pakistan, Irak, Libya İç Savaşı ve Yemen'de gerçekleştirilen operasyonlarda kullanılan MQ-1'ler 2018 itibariyle emekliye ayrılmıştır (Udeanu, Dobrescu and Oltean, 2016, s. 199).



Şekil 1.21. MQ-1B Predator (<http-8>)

1998 yılında, Aerosonde tarafından geliştirilen Laima adlı insansız hava aracı, Atlantik Okyanusu boyunca uçan ilk insansız hava aracı olmuştur (Şekil 1.22.). Daha sonra kırılma da Atlantik'i geçen en küçük insansız hava aracı rekoruna da sahip olmuştur. Laima 2,9 metre kanat açıklığına ve 1,7 metre uzunluğa sahiptir. Boş ağırlığı 10 kilogramdır. İniş takımı olmaması sebebiyle hareket eden bir aracın arkasından veya bir binanın tepesinden fırlatılan Laima Kanada'dan İskoçya'ya 26 saat 45 dakikalık bir uçuş gerçekleştirmiştir. Kalkış ve iniş hariç uçuş otonom olarak gerçekleştirilmiştir. Laima, 13 kilogram kalkış ağırlığına sahiptir. Faydalı yük olarak kamera ve pointer kullanıldığında havada kalma süresi 10 saate düşmektedir. Aerosonde uçak tipi günümüzde hala kullanılmaktadır ve 110000 saat görev uçuşu gerçekleştirmiştir (McGeer, 1999).



Şekil 1.22. Aerosonde Laima (McGeer, 1999)

İnsansız hava araçlarının tarihsel gelişimi incelendiğinde üç madde ortaya çıkmaktadır. (I) Radyo kontrollü uçaklar 1. Dünya Savaşı yıllarında daha çok füze veya hedef olarak kullanılmıştır. (II) 1960'lı yıllara gelindiğinde, görev ekipmanları taşıyan radyo kontrollü uçaklar ile askeri keşif görevleri gerçekleştirilmeye başlanmıştır. (III) 2000'li yıllardan itibaren, gelişen havacılık ve elektronik sektörlerinin etkisiyle insansız hava araçları birçok göreve yönelik farklı faydalı yükler taşıyabilir hale gelmiştir. Böylece insansız hava araçları sivil ve askeri birçok görevde kullanılmaya başlanmıştır.

2000'li yıllardan itibaren insansız hava araçları yaygınlaşmış ve askeri amaçların yanı sıra birçok sivil görev için de kullanılmaya başlanmıştır. İnsansız hava araçlarının tarihsel gelişimi bu başlıkta ele alınmış ve ilklere yer verilmiştir. Bu insansız hava araçlarının tasarımında ortaya koyulan konseptler bugün hala devam etmektedir.

İnsansız hava araçlarının insan operatör taşımadan, uzaktan veya otonom olarak kontrol edilebilmesi maliyet ve emniyet yönünden insanlı uçaklara göre üstünlükler taşımaktadır (Gupta, Ghonge and Jawandhiya, 2013). Günümüzde insansız hava araçları ile, insan pilotların uçmakta zorlanacağı menziller ve havada kalma süreleri, otonom rota kontrolü yapılarak belirli bir rota takibi ile uçulabilmekte, bu tür gözlem görevleri kolaylıkla gerçekleştirilebilmektedir (Zhang and Kovacs, 2012, s. 694).

2011-2020 yılları arasında insansız hava aracı satışlarının %60 büyümesi beklenmektedir (Drubin, 2013). İnsansız hava araçları marketi sadece askeri olarak değil, sivil olarak da hızla büyümektedir. Sivil insansız hava aracı platformları trafik gözlem, afet yönetimi, altyapı incelemesi, kolluk kuvvetleri ve tarımsal rekolte tahmini gibi amaçlarla kullanılmaktadır. Araştırmalar gelecekte sivil kullanımın askeri kullanımı katlayarak geçeceğini öngörmektedir (Ping vd., 2012, s. 294).

İnsansız hava araçları sayesinde düşük operasyonel maliyet ile aynı irtifadan belli süre aralıklarıyla rutin olarak görüntü kaydedebilmektedir. Bu işlemin sonucunda görüntü işleme methodları ile topografik haritalama gerçekleştirilebilmektedir. Bu yöntemler ile sahil erozyonu da kontrol edilebilmektedir (Turner, Harley and Drummond, 2016, s. 19).

İnsansız hava araçları gösterilen gelişim sonucu çok çeşitli boyutlarda üretilmektedir. İnsansız hava araçlarında tek göreve odaklı mikro hava araçlarından, birçok görevi bir arada gerçekleştirebilen akıllı otonom sistemlere kadar büyük çeşitlilikler görülebilmektedir (Austin, 2010).

Küçük boyutlu, düşük irtifa insansız hava araçları da ayrıca platform maliyetleri ile oldukça uygun şekilde temin edilebilmektedir. Bunun yanı sıra, düşük irtifa sensör ve

algılama sistemleri, yüksek irtifa sistemlerine göre daha düşük özelliklere ihtiyaç duyar ve dolayısıyla faydalı yük olarak yer alan algılama sistemleri de düşük irtifa için daha az maliyetlidir (Gundlach, 2012).

Elektrikli mini insansız hava araçları (mİHA) sivil ve askeri alanlarda kullanım imkânı bulunan ve yaygın olarak çalışılan konulardır. Elektriksel güç, sağladığı verim, güvenilirlik, düşük fiyatla elde edilebilirlik ve düşük titreşim seviyeleri ile tercih sebebi olmaktadır (Gur and Rosen, 2009, s. 1340).

1.2. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

İnsansız hava araçlarının son özellikle son 15 yılda kat ettiği gelişim, birçok farklı konseptin denenmesine ve literatüre kazandırılmasına imkân sağlamıştır. Bu gelişim sırasında insansız hava aracı platformlarının çeşitliliği ve sayısı artarken aynı zamanda insansız hava araçlarının günlük hayata adaptasyonu da artmış, birçok uygulama alanı bulunmuştur.

Yaşanan bu gelişmeler, insansız hava araçlarının sınıflandırılması yönünde bir gerekliliği ortaya koymuştur. İnsansız hava aracı tasarımcılarının, üreticilerinin ve kullanıcıların belirli bir literatür üzerinden aynı dili konuşması oldukça önemlidir. Gerçekleştirilen sınıflandırmalar bu ortak dili yaratma amacıyla ortaya koyulmuştur. İnsansız hava araçları görevleri, boyutları ve üzerlerinde bulunan ekipmanlara göre kategorize edilebilmektedir (Hassanalian, Khaki and Khrosrawi, 2014). Ancak bu farklı kategorizasyonlar, sınıflandırma çabasının getireceği düzenden çok, yeni çeşitliliklere yol açmıştır.

Watts, Ambrosia ve Hinkley (2012) birçok farklı İHA tipi tanımlamıştır. İnsansız hava araçlarını karakteristik özellikleri üzerinden, boyutlarından, uçuş menzilinden ve havada kalma süresinden yola çıkarak sınıflandırmışlardır. MAVs (Mini insansız hava araçları), NAVs (Nano insansız hava araçları), VTOL (Dikey İniş Kalkış Yapabilen insansız hava araçları), LASE (Düşük irtifa, düşük menzil insansız hava araçları), LALE (Düşük irtifa, uzun menzil insansız hava araçları), MALE (Orta irtifa, uzun menzil insansız hava araçları), HALE (Yüksek irtifa, uzun menzil insansız hava araçları) gibi tipleri tanımlanmış ve yaygın olarak kabul görmüştür.

Brooke-Holland (2013) yayınladığı raporda insansız hava araçlarını 3 kategoriye ayırmıştır. 1. kategori a, b, c, d olmak üzere 4 alt sınıfa ayrılmıştır. Bu sınıflandırmada kategorizasyon tamamıyla ağırlık üzerinden gerçekleştirilmiştir.

Gupta, Ghonge ve Jawandhiya (2013) insansız hava araçlarını HALE (High Endurance Low Altitude), MALE (Medium Endurance Low Altitude), Taktik İHA, Askeri İHA, Mikro İHA ve Nano İHA olarak irtifasına, uçuş süresine ve görevine göre kategorize etmiştir. Bu yaklaşım sıklıkla kullanılmaktadır.

Birleşik Krallık Sivil Havacılık Otoritesi (2002) insansız hava araçlarını üç tipe ayırmıştır. Bu üç tip, 20 kilogramın altındaki küçük insansız hava araçları, 20 ile 150 kilogram arasında yer alan hafif insansız hava araçları ve sabit kanatlı insansız hava araçları için 150 kilogram üstü araçlar, standart insansız hava araçları olarak tanımlanmıştır.

Bu ayrımların yanı sıra insansız hava aracının konfigürasyonu da sınıflandırma açısından farklılıklar yaratmaktadır. Örneğin, rotorların dönüşü ile helikopter prensiplerine göre uçan multikopterler günümüzde insansız hava aracı marketinin önemli bir kısmına sahiptir.

Döner kanatlı insansız hava araçlarının en büyük üstünlüğü şüphesiz, hover yani havada sabit kalabilme kabiliyetleridir. Bunun yanı sıra motorlarının güç kontrolü ile yüksek manevra kabiliyetine ulaşılabilir. Döner kanatlı multirotor insansız hava araçlarının hareket kabiliyeti, onları dar alanların gözlenmesi için ideal kılmaktadır. Örneğin boru hatları, köprü bağlantıları döner kanatlı mini insansız hava araçları ile kontrol edilebilmektedir (Charavgis, 2016).

Sabit kanatlı mini insansız hava araçları genellikle rijit bir kanat, gövde ve kuyruk bileşeninden oluşurlar. Yaygın olarak elektrik motoru kullanılan bu insansız hava araçları ile keşif-gözlem görevleri çok çeşitli ortamlarda gerçekleştirilebilmektedir. Gereken düşük güç ile, mini insansız hava araçları, insansız hava araçlarına göre ucuz, değişikliklere açık ve radarda tespit edilmesi daha güçtür (Mueller, 1999).

Mini ve mikro boyuttaki insansız hava araçları için mikro boyutlara sahip ivme ölçerler ve basınç ölçerler halihazırda gelişmiş elektronik teknolojisi ile üretilmektedir. Minyatür boyutta manyetik pusulalar da yakın zamanda üretilecektir. Bu önemli navigasyon cihazlarının mikro ve minyatür boyutlarda üretilmesi ile mini ve mikro insansız hava aracı teknolojilerinde otonomi ve navigasyon becerisi artmaktadır (Ajluni, 1996).

Gelişen MEMS (mikro elektromekanik sistemler) teknolojileri ile, çok sayıda mikro eyleyici adayı ortaya koyulmaktadır. Bu adaylar bir ya da iki yıl içerisinde mikro insansız hava araçları için uygulanabilir hale gelecektir. Çalışmalar çoğunlukla piezoelektrik kristallerin kullanımı ile gerçekleştirilmektedir. Bu eyleyiciler lineer güç üretiminde ve döner kanatlı mikro insansız hava araçları için tork kuvveti üretiminde kullanılabilirler (Dario vd., 1992, Liu vd., 1995, Guckel vd., 1993).

Bu çalışmanın konusu olan elektromekanik doğa benzetimli insansız hava aracı bir kuş ile gerçekleştirilecek benzetim ile tasarlanacağı için boyut olarak mini sınıf insansız hava aracı kategorisine dahil olacaktır. Menzil sınıflandırması açısından değerlendirildiğinde ise bir düşük irtifa ve düşük havada kalma süreli insansız hava aracı olacağı değerlendirilebilmektedir.

Görev ve faydalı yük açısından değerlendirildiğinde ise, çalışmada konu edilen tasarımın bir gözlem insansız hava aracı olması ve düşük irtifa özelliklerine sahip bir kamera taşınması beklenmektedir.

Mini ve mikro boyutlarda insansız hava araçlarının tasarımında doğa benzetimi sıklıkla kullanılan bir metottur. Bu metodun kullanımı, boyutsal yakınlığın beraberinde getirdiği yapısal benzerlik imkanıdır.

1.3. Anatolia Aero Design Bünyesinde Tasarlanan İHA'lar

Anatolia Aero Design, Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi lisans ve lisansüstü öğrencilerinin katılımıyla, Prof. Dr. Hikmet Karakoç danışmanlığında faaliyet gösteren bir insansız hava aracı tasarım ekibidir. Anatolia Aero Design ekibinde yüksek lisans öğrencileri ve lisans eğitiminin her basamağından öğrenciler yer almaktadır.

Çalışmada tasarlanan çırpın kanatlı insansız hava aracının gerektirdiği tasarım tecrübesinin edinilmesi dolayısıyla, ekip liderliğim ve tasarımcılığım süresince ekipte tasarlanan filonun özelliklerine değinilmiştir.

Bumble Bee

Bumble Bee, Tübitak ve Hava Harp Okulu iş birliğiyle İstanbul Hezarfen Havalanında düzenlenen Future Flight Design 2015 yarışmasına katılım için Anatolia Aero Design Takımı tarafından tasarlanıp üretilmiş bir mini İHA'dır (Şekil 1.23.).

Yarışmada Çin ekibinin ardından 2. olunmuş ve kürsüdeki tek Türk takımı olma başarısı sağlanmıştır. Ayrıca Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'ne kazandırılan ilk uluslararası İHA tasarım yarışması kupası bu zaferle elde edilmiştir. Bumble Bee Emre Özbek tarafından tasarlanmıştır.

Boş Ağırlık: 1600 g

Faydalı Yük: 2000 g

Toplam Kalkış Ağırlığı: 3600 g

Uzunlamasına Boy: 1 m

Kanat Açıklığı: 1,6 m

Kanat Veteri: 0,23 m

Açıklık Oranı: 6,9

Üzerinden Atılabilen Mini İHA sayısı: 6



Şekil 1.23. Bumble Bee

Atlas

ATLAS, Van Nuys, California'da düzenlenen SAE Aero Design West 2016 yarışmasına katılım için Anatolia Aero Design Takımı tarafından tasarlanıp üretilmiş bir mikro İHA'dır (Şekil 1.24.). Yarışmada En yüksek taşıma oranında 1.'lik, En yüksek yük taşımada 2.'lik ve Genel klasmanda 3.'lük elde edilerek büyük bir başarı elde edilmiştir.

Atlas, Emre Özbek tarafından tasarlanmıştır. Takım kaptanlığı Gürol Top ve Emre Özbek tarafından yürütölmüş ve pilotluğu İbrahim Yavuz Dal tarafından yapılmıştır.

Atlas Anatolia Aero Design tarafından tasarlanan ilk yüksek taşıma oranlı mikro insansız hava aracı olmuştur. Yarışma sonucunda Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Faköltesi'ne uluslararası arenada kazanılmış 3 ödöl getirilmiş, insansız hava aracı tasarımı ve üretimi konusunda diğör okullarla olan yarışımızda ilk kez 3.'lük ile kürsüde hak iddaa edilmiştir.

Boş Ağırlık: 470 g

Faydalı Yök: 1600 g

Toplam Kalkış Ağırlığı: 2070 g

Uzunlamasına Boy: 1 m

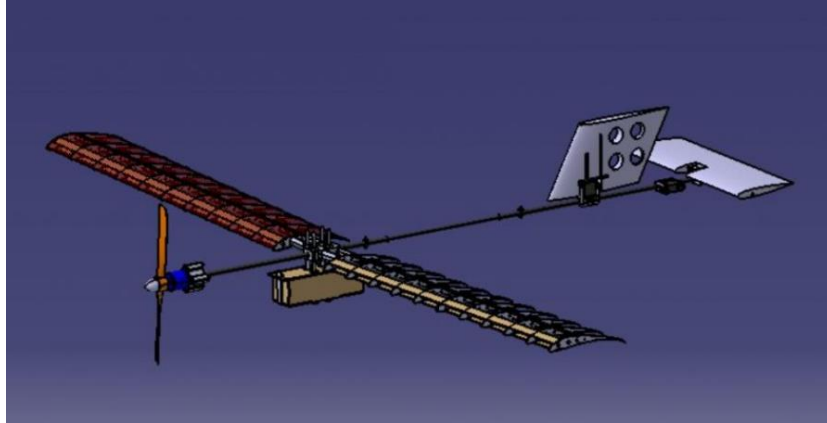
Kanat Açıklığı: 1,2 m

Kanat Veteri: 0,135 m

Açıklık Oranı: 8,88

Taşıma Çantası Boyutları: 15 cm çap, 42 cm boy.

Kalkış İniş Metodu: Gövde Üzerine



Şekil 1.24a. Atlas Katı Modeli



Şekil 1.24b. Atlas İlk Prototip

Tardis

Tardis, Tübitak tarafından Gebze Teknik Üniversitesinde düzenlenen UAV Turkey 2016 yarışmasına katılım için Anatolia Aero Design Takımı tarafından tasarlanıp üretilmiş bir mini İHA'dır. Tardis, Gürol Top ve Emre Özbek tarafından tasarlanmıştır (Şekil 1.25.). Takım kaptanlığı Emre Özbek ve İrem Türk tarafından yürütülmüş ve pilotluğu İbrahim Yavuz Dal tarafından yapılmıştır.

Yarışma sırasında kurallara muhalefet sebebiyle Anatolia Aero Design takımı birçok ekip ile birlikte yarışmadan diskalifiye edilmiştir. Yarışmada kurallar ve pistin uygunsuzluğu sebebiyle sadece 3 ekip puan alabilmiştir.

Boş Ağırlık: 2400 g

Faydalı Yük: 1600 g

Toplam Kalkış Ağırlığı: 4000 g

Uzunlamasına Boy: 1,2 m

Kanat Açıklığı: 1,7 m

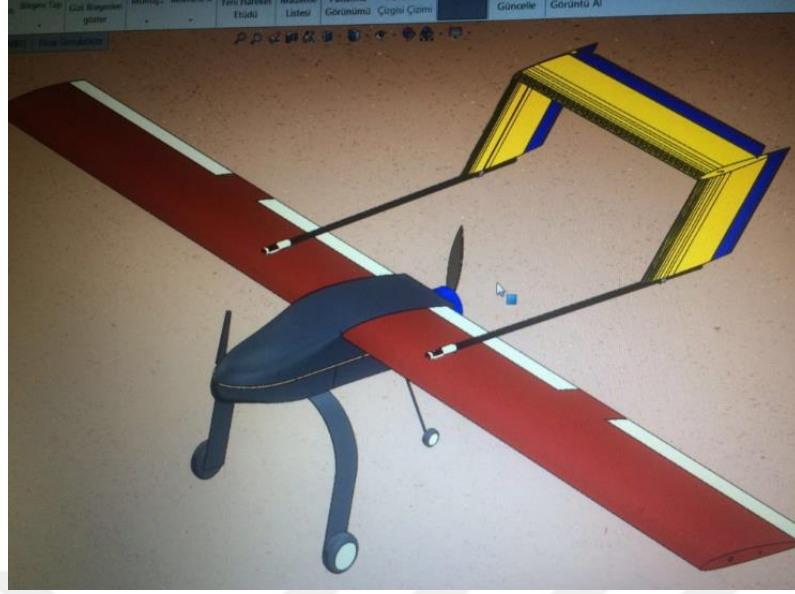
Kanat Veteri: 0,22 m

Açıklık Oranı: 7,72

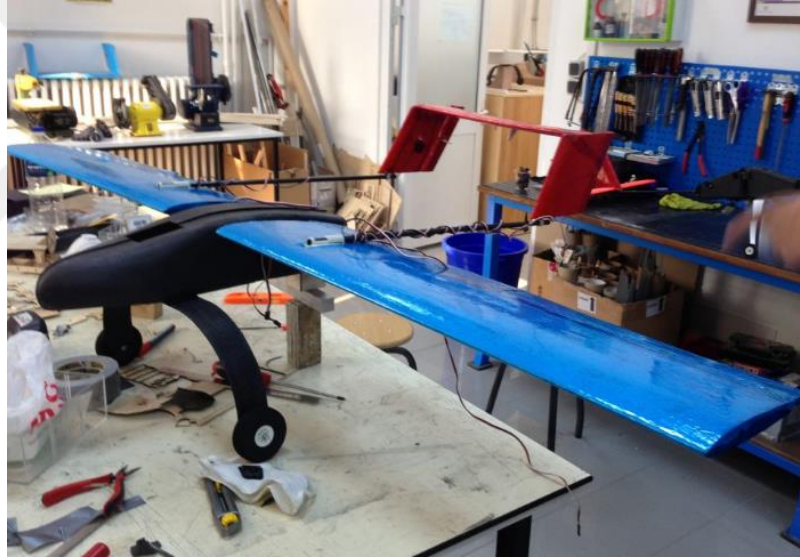
İHA üzerinden atılabilen alüminyum küp blok sayısı: 4

FPV kamera ve gözlük ile uçuş imkânı

Karbon fiber gövde ve kompozit yapı



Şekil 1.25a. *Tardis Katı Modeli*



Şekil 1.25b. *Tardis İlk Prototip*

Jaeger

Jaeger, ismini Kuzey Avrupa’da yaygın görülen Jaeger (Avcı) kuşundan almaktadır. Lakeland, Florida’da düzenlenen SAE Aero Design East 2017 yarışmasına katılım için Anatolia Aero Design Takımı tarafından tasarlanıp üretilmiş bir mikro İHA’dır (Şekil 1.26).

Yarışmada En yüksek taşıma oranında 3.'lük, En yüksek yük taşımada 3.'lük ve Genel klasmanda 1.'lik elde edilerek Türk İHA tasarım takımlarının uluslararası arenada elde ettiği en büyük başarı elde edilmiştir.

Jaeger'in başarısı, Atlas ile elde edilen başarının sürdürölmesini sağlamıştır. Yarışma sonucunda Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Faköltesi'ne uluslararası arenada kazanılmış 3 ödöl getirilmiş, insansız hava aracı tasarımı ve üretimi konusunda diğer okullarla olan yarışımızda bu kez 1'lik elde edilerek bu alandaki başarımız ortaya koyulmuştur.

Jaeger Emre Özbek tarafından tasarlanmıştır. Bu dönemde takım kaptanlığı Emre Özbek ve İrem Türk tarafından yürütölmuş ve pilotluğu İbrahim Yavuz Dal tarafından yapılmıştır.

Boş Ağırlık: 305 g

Faydalı Yük: 1285 g

Toplam Kalkış Ağırlığı: 1590 g

Uzunlamasına Boy: 0,68 m

Kanat Açıklığı: 0,92 m

Kanat Veteri: 0,13 m

Açıklık Oranı: 7

Taşıma Çantası Boyutları: 15 cm çap, 26 cm boy.

Kalkış İniş Metodu: Gövde Üzerine



Şekil 1.26. Jaeger

1.4. İnsansız Hava Araçlarında Doğa Benzetimi

Doğa benzetimi tasarımcılar için oldukça önemli bir yöntemdir. Yeterli boyutsal ve işlevsel benzerlik sağlanabildiğinde doğanın ortaya koyduğu yapıların tasarımcılar tarafından bir rehber olarak kullanılması oldukça normaldir. İnsanoğlu binlerce yıldır doğayı hayranlıkla izlemektedir. Doğadaki tasarımlar muhteşem bir mimariyi beraberinde ihtiva etmektedir. Bu mimari aynı zamanda milyonlarca yıl süren ve milyarlarca bireyi içeren bir prototip döngüsünün bir sonucudur.

Elektronik sistemlerde sağlanan gelişmeler yaklaşık 160 yıllık bir mazisi olan insansız hava araçlarının son 15 yılda muhteşem bir gelişim trendine girmesini sağlamıştır. Bunun yanı sıra, maliyetleri düşürüp elde edilebilirliği arttırarak insansız hava araçlarını güncel ve yaygın bir araştırma konusu haline getirmiştir. Küçük atölye ve hatta ev içerisinde ayrılmış hobi köşelerinde bile üretilebilen mini ve mikro sınıfı insansız hava araçları sivil kullanımda da en çok paya sahip sınıf olarak ortaya çıkmaktadır.

Kuş ve böceklerin uçuşu insanları yüzyıllardır etkilemektedir. Dial (2003) tarafından gözlemlendiği gibi, birçok hayvan türü uçabilmektedir. Yaklaşık 1 milyon tür böcek ve 10 bin kuş ve memeli canlı türü havada bulunmaktadır. İnsan oğlunun doğaya ve doğanın yapılarına olan hayranlığı, uçan makinelerin mini boyutlara inmesi ile bu makineler ile doğa arasında benzerlik kurmaya, tasarımlarını doğa benzetimi ile gerçekleştirmeye olanak sağlamıştır.

Kuşlar, insan yapımı araçların gelişen teknolojiye sahip olmadığı pek çok özelliğe sahiptir. Yüksek derecede manevra kabiliyeti, doğal gizlenme, bazı kuşlarda gece görüşü, özel tüyler aracılığıyla değişken kanat yapıları, yüksek taşıma tertibatları, muhteşem seviyede kendini onarabilen entegre bir kompozit yapı ve dünyanın manyetik alanını kullanarak konumlandırma sistemi kuşların sahip olduğu bazı özelliklerdir.

Kuşların değişken kanat alanları, değişken kanat açıklıkları, değişken kanat ok açıları, flapları, iniş takımları, fly by wire kontrol teknolojileri, kanat ucu yapıları ve aktif kontrol-görüntüleme sistemleri mevcuttur. İnsansız hava araçlarımızda bu teknolojileri hala tamamen adapte edebilmiş değiliz. Değişken kanatlar hala en güncel araştırma konularından biridir (McMasters, 2004).

Kuşlar bu özellikleri, milyarlarca bireyin seleksiyonu sonucu mükemmelleştirmişlerdir. Bu süreçte en uygun hıza sahip birey, en uygun kanat açıklığına sahip birey ya da en uygun kanat çırpma frekansına sahip birey hayatta

kalmıştır. Doğal seleksiyon süresince elenen her bireyi bir prototip olarak görmek mümkündür. Bu yaklaşımla bakıldığında, 5-10 adet prototip ile geliştirme sürecine tabii tutulan insansız hava araçlarımızın kuşlara oranla ne kadar “geliştirilememiş” ürünler olduğu ortaya çıkacaktır.

Ürün geliştirmek içi milyon yıllara sahip olmayan bilim dünyasının bu amaçla ortaya koyduğu literatür, katlanarak büyümekte ve yapılan katkılar ile bu tasarlama ve prototipleme sürecinde tasarımcılara yardımcı olmaktadır. Doğa benzetimli insansız hava aracı tasarımı konusunda da kısıtlı olmakla beraber, bu çalışmalarını konu alan çalışmalar bulunmaktadır.

Geçtiğimiz 5 yılda, kanat çırpan tip mini insansız hava araçlarına üzerine olan birçok araştırma yayınlanmıştır. Başlangıçta 2 boyutlu airfoiller üzerine gerçekleştirilen numerik ve deneysel yaklaşımlar, çalışmalar derinleştikçe yerini 3 boyutlu çırpan kanat modellemesinin ve simülasyonunun önemini ortaya koymuştur (Bin Abas vd., 2016).

Çırpan kanatlı uçuşa yönelik çalışmalar mini boyutta kuşlar ve tüylü dinazorlar, mikro boyutta ise sinekler ve tohumlar üzerine yoğunlaşmaktadır. Çırpan kanatlı insansız hava araçları, sabit kanatlı insansız hava araçlarına kıyasla daha iyi manevra kabiliyeti, daha düşük stall hızı ve dikey iniş kalkış gibi üstünlüklere sahiptir (Gerdes, Gupta ve Wilkerson, 2012).

Dudley ve Ellington (1990) bumble arılarının düz uçuşunu rüzgâr tüneline incelemiştir. Bu inceleme sırasında bumble arılarının uçuşunu gerçekleştirdiği hücum açıları ölçülmüştür.

Wakeling ve Ellington (1997) gerçekleştirdikleri çalışmada helikopter böceklerinin serbest uçuşunu kayıt altına almıştır. Çalışma Cambridge Üniversitesine ait serada gerçekleştirilmiştir. Bir rüzgâr tüneli veya test bölmesinde bulunmayan sineklerin hareketleri serbest ortamında gözlemlenebilmiştir. Çalışmada alınan kayıtlar ile kanat çırpma hareketleri, düz uçuş hareketleri ve yatış hareketini gerçekleştirirken kanatların pozisyonu incelenebilmiştir.

Çırpan kanatlara uygun kanat profili araştırmaları, insansız hava araçlarında doğa benzetimi çalışmalarına yön vermektedir. Unger ve vd. (2012) gerçekleştirdikleri çalışmada bir martıya ait kanat profili sonlu elemanlar methodu ile incelenmiştir. Akış alanı, 100000 Reynolds sayısında laminar akış olarak belirlenmiş ve bu şartlar altında Navier Stokes akış çözümü gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma sonucu, kanat profili

üzerindeki esneme özelliğinin itki verimini üzerinde büyük etkisi olduğu gösterilmiştir. Çırpma şiddetinin artırılması ile itki veriminin artırılabilceği ortaya koyulmuştur.

Ashraf, Young ve Lai (2011) gerçekleştirdikleri çalışmada, çırpma kanatlarla elde edilebilecek itki kuvveti üzerinde, Reynolds sayısı, kalınlık ve kamburluk gibi parametrelerin etkisi numerik modellemeler ile tamamen laminar ve tamamen türbülant akış rejimlerinde değerlendirilmiştir. Araştırma sonucunda kalınlığın artması durumunda yuvarlak bir görüntü alan hücum kenarında oluşan emme kuvveti zayıflamakta olduğu ortaya koyulmuştur. Akış rejimi fark etmeksizin optimal kalınlığın elde edilmesinin itki veriminde oldukça önemli olduğu not edilmiştir. Kambur kanat profillerinin ise simetrik kanat profillerine oranla itki katsayısı veya itki verimi konusunda bir avantaj sağlamadığı, kamburluğa sahip kanat profillerinde üst yüzeyde artan kalınlığın oluşan avantajı da nötrlediği ortaya koyulmuştur.

Benkherouf vd. (2011) gerçekleştirdikleri çalışmada doğadan esinlenen bir itki sistemi için itki hızı ve aerodinamik karakteristik üzerine araştırmalarda bulunmuşlardır. Çalışmada, kanat çırpma frekansının akış karakteristiği üzerine etkilerini incelemeyi hedeflemişlerdir. Çalışmada NACA 0014 simetrik profilinin sinüzoidal hareketi üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi gerçekleştirilmiştir. Çalışma sonucunda çırpma frekansı ve şiddetinin kanat profili hızı ve itki verimi üzerine etkileri ortaya koyulmuştur. Veriler, 0.1-20 Hz. arası frekanslar ve %10 ile %40 arasındaki çırpma şiddetlerinin uçuş hızı ve itki verimine etkisini kapsama almıştır.

Düşük Reynolds sayısı koşullarında çalışılan uygulamalar arttıkça, düşük Reynolds sayısında yüksek doğrulukta çözüm yapılması gerekliliği oluşmaktadır. Alighanbari, Amiralaie ve Hashemi (2011) gerçekleştirdikleri çalışmada harmonik olarak kanat çırpma bir NACA 0012 simetrik kanat profilinin düşük Reynolds sayısında HAD analizlerini gerçekleştirmişlerdir. Bu analizler süresince, çırpma frekansı, çırpma şiddeti, Reynolds sayısı parametrelerinin akışa etkisi incelenmiştir. Çalışmanın sonucu olarak simülasyonlarda değiştirilen parametrelerin kanat çırpma hareketinde oluşan kuvvetlere ve profil çevresinde oluşan vortekslere büyük etkisi olduğu ortaya koyulmuş, optimal bir taşıma katsayısı elde edilmesi için bu parametrelerin dikkatli seçilmesi gerektiği belirtilmiştir.

Alighanbari, Amiralaie ve Hashemi (2010) gerçekleştirdikleri bir diğer çalışmalarında düşük Reynolds sayısına sahip bir akış rejimi üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile elliptik bir kanat profilinin kanat çırpma hareketini

incelemişlerdir. Gerçekleştirilen incelemede, çırpma hareketinin şiddeti, çırpma ve süpürme hareketleri arasındaki faz farkı, hücum açısı, Re sayısının değişimi ve strouhal sayısındaki değişimlerin kanat profiline air kuvvet sabitlerini nasıl etkilediği incelenmiştir.

Yarasaların uçuş kabiliyetini anlamak üzerine yapılan çalışmalar, yarasa kanatlarını oluşturan membran kanatların performansını anlamaya yönelik nümerik analiz ve rüzgâr tüneli testi gibi araştırma yöntemleri ile sürdürülmektedir. Hicks ve Hubner (2011), gerçekleştirdikleri çalışmada membran kanatların 60000 Re sayısı altındaki değerlerde davranışını rüzgâr tüneli testleri ile incelemişlerdir. Çalışmada, oluklanma hareketinin ve açıklık oranının kanatta üretilen kuvvet katsayılarına olan etkisi incelenmiştir.

Albatrosların dinamik süzülme hareketi, vapurlarda yolculuk eden çoğu araştırmacının ilgisini uyandırmıştır. Richardson (2014), gerçekleştirdiği çalışmada, albatrosların sergilediği yukarı doğrultuda dinamik süzülme hareketini incelemiştir. Rayleigh çevrimi ile modellediği süzülme hareketini bir insansız hava aracı tasarımı için önermiş ve bu insansız hava aracının yüksek performanslı bir planör olacağı konusunda doğrulamalarda bulunmuştur.

Wakefield vd. (2009) gerçekleştirdikleri çalışmada, albatrosların süzülme yeteneğini araştırmışlardır. Çalışmada albatrosların hayatının büyük bölümünü denizler çevresinde oluşan dinamik rüzgarlardan faydalanıp süzülerek uçtuklarını ve böylece oldukça uzun mesafelere yiyecek toplamaya düşük enerji sarfıyatıyla uçtuklarını ortaya koymuştur. Bunun yanı sıra, çalışmada kuşların cinsiyetlerinin uçuş hızlarına etkisi de incelenmiştir. Bu incelemeler sonucunda da gövde genişliği dışılarına göre düşük olan erkek kuşlarda aerodinamik verimin daha yüksek olduğu ve daha yüksek hızlarda uçabildikleri belirlenmiştir.

Liu (2006) gerçekleştirdiği çalışmada, çırpma kanatlı ve sabit kanatlı uçan cisimler üzerinde karşılaştırmalı ölçekleme araştırması gerçekleştirmiştir. Yayınladığı araştırmada, geometri, hız, çırpma kanatlılar için güç ve parazit sürüklenme, indüklenmiş sürüklenme gibi aerodinamik parametreler üzerinden ölçekleme çalışması gerçekleştirmiştir. Ölçeklendirme biyologların ve aerodinamikçilerin uçan cisimler arasında boyutsal bağıntılar kurabilmesini sağladığı için oldukça faydalı bir tekniktir.

Sane (2003) gerçekleştirdiği derleme çalışması ile böcek tipi kanat çırpma insansız hava araçlarının fiziksel prensiplerini, yakın zamanda gerçekleştirilen araştırmaları, böcek tipi uçuşu modelleme üzerine gerçekleştirilen modelleme çalışmalarını derlemiştir.

Nielsen-Schmidt (1972) gerçekleştirdiği, çalışmada canlıların hareket biçimlerini enerji maliyetleri yönünden incelemiştir. Çalışmada, uçuş hareketinin yürümekten, yüzmekten ve koşmaktan çok daha ekonomik olduğu görülmüştür. Araştırmacılara göre vücudunu hareket ettirme ve manevra gerçekleştirme konusunda, kuşlar doğanın en iyi örneklerinden biridir. Evrimsel süreç, kuşların metabolizmasını limitlemiş ve onların en verimli şekilde uçacak türler haline gelmesini sağlamıştır.

Kuşlar incelenirken, kanat alanı, kanat açıklığı, açıklık oranı gibi parametrelerin uçuş karakteristiğine etkilerinin bilinmesi oldukça faydalıdır. Bu sayede kuşlar, uçaklar ve böcekler arasında bağlantılar kurulabilir. Tennekes (1996), yayınladığı "Uçuşun Basit Bilimi" kitabında kuşlara, böceklerle ve uçaklara yer verdiği diyagramlarda farklı türler ve hava araçları arasında cruise hızı, ağırlık ve kanat yüklemesi gibi parametreler üzerinden benzerlikler kurmuştur.

Ellington (1991) gerçekleştirdiği çalışmada uçuş performansının boyutlar ile nasıl değiştiğini ortaya koymuştur. Arı kuşu gibi küçük canlıların havada asılı kalma yani hover uçuşu yapabilmelerine karşın, büyük kuşların gerekli uçuş hızına ulaşabilmek için koşması gerektiğini vurgulamıştır. Çalışmasında ölçeklendirmenin uçuş için gereken gücü hesaplamada kullanılabileceğini belirtmiş ve bu varsayımları örneklerle temellendirmiştir.

Kanat çırpma hareketinin anlaşılması; kanat profili, kanat alanı ve çırpma frekansı gibi kavramların hareketin sonucunda oluşan kuvvetlere etkisini anlamak açısından literatürdeki çalışmaların incelenmesi oldukça önemlidir.

Çırpma hareketi, çalışılmaya başlanan ancak henüz yaygınlaşmamış kas benzeri modüllerin yaygınlaşmasından önce tam olarak gerçekleştirilemeyecektir. Ancak bu hareketi taklit ederek tasarlanan ve başarılı uçuşlar sergileyebilen insansız hava araçları inşa edilebilecektir.

1.4. Önceki Doğa Benzetimli İHA Çalışmaları

Kanat çırpma tip insansız hava araçları 1874 tarihine dayanmaktadır. Alphonse Penaud bir lastikle enerjilendirilen ornithopterini inşa etmiştir. O günden bu yana, neredeyse tüm başarılı ornithopterler biyomimikri yaklaşımı ile üretilmiştir. Bu alanda en çok bilinen biyomimetik uçucu AeroVironment'in tasarladığı Microbat'tir. Microbat'i tasarlarken düşünceleri, lastiği ortadan kaldırarak bir elektrik motoru ile bu uçuşu

sağlamaktı. 2003 yılında üretilen Microbat, iki hücreli bir li-po batarya üç kanallı bir radyo alıcı, 23 cm kanat açıklığı ve 14 g toplam ağırlığa sahipti (Keennon ve Grasmeyer, 2003).

De Croon vd. (2009) Delfly projesi kapsamında insanların ulaşmasının tehlikeli veya imkânsız olduğu küçük alanlarda gözlem amacıyla gerçekleştirilmiştir. Proje kapsamında Del-Fly1 ve DelFly 2 adlarıyla iki ornithopter üretilmiştir. Bu ornithopterler 3,07 gram boş ağırlığa sahiptir. Çalışmada ornithopter tasarımında karşılaşılan sorunlar da tanımlanmıştır.

Sahai vd. (2012) gerçekleştirdikleri çalışmada çırpın kanatlı bir mikro insansız hava aracı geliştirilmiştir. Geliştirilen hava aracında, motor, güç aktarım mekanizması ve kanat ana komponentlerdir ve modüler olarak tasarlanmışlardır. CAD çizimleri gerçekleştirilen ve üretilen böcek tipi araç, testlere tabi tutulmuş ve kanat çırpma hareketi süresince elde edilen veriler sonuç olarak sunulmuştur. Çalışmada iki tip kanat üretilmiştir. Büyük kanat 2271 mm² ve küçük kanat 1343 mm² kanat alanına sahiptir.

Ebrahimi ve Mazaheri (2010) gerçekleştirdikleri çalışmada bir test düzeneği üreterek ornithopter kanatlarında oluşan itki kuvvetini ve güç ihtiyacını farklı çırpma frekanslarında incelemişlerdir. Çalışmada bir çırpın kanat sistemi ve test düzeneği inşa edilmiştir. Testler sonucunda daha esnek olan kanatların yüksek çırpma frekanslarında %20 daha az itki ürettiği ortaya koyulmuştur.

Park ve Yoon (2008) gerçekleştirdikleri çalışmada, çırpın kanatlı bir mikro insansız hava aracının tasarımı ve kontrol edilebilir uçuş kabiliyetini ele almıştır. Çalışma kapsamında, 10 cm, 20 cm, 30 cm ve 40 cm kanat açıklıklarına sahip ve 5 gram ile 45 gram ağırlıkları arasında değişen 4 farklı mikro ornithopter tasarlanmıştır. Kontrol edilebilirlik ve güç kaynağı tasarımının ana konuları olmuştur. Bunun yanı sıra çeşitli kuyruk tipleri ve dişliler de karşılaştırılmıştır. Çalışma sonucu ortaya koyulan 10 cm kanat açıklığına sahip ornithopter sadece 5 gram ağırlığına sahip olarak üretilmiştir. 1 dakikadan kısa süre havada kalabilen bu mikro hava aracı, 2 m/s rüzgâra karşı duramamıştır.

Ebrahimi ve Mazaheri (2011) gerçekleştirdikleri çalışmada esnek membranlı kanatların performansını incelemişlerdir. Bir kanat çırpma düzeneği ve test düzeneği kurularak çırpın bir kanat üzerindeki değişken etkiler rüzgâr tüneli altında incelenmiştir. Çırpın kanat düzeneği, büyük ve düşük hızlı bir rüzgâr tüneline, farklı hücum açıları ve farklı çırpma frekansları altında incelenmiştir. Çalışmanın sonucunda itki kuvvetinin

çarpma frekansının artması ile arttığı görülmüştür. Rüzgâr tünelinden gelen izafi hava hızı veya hücum açısının arttırıldığında ise kanatta üretilen kuvvetin taşıma komponentinin arttığı araştırmacılar tarafından ortaya koyulmuştur.

Phan vd. (2012) gerçekleştirdikleri çalışmada, böcekten esinlenerek tasarlanmış, düz uçuş kabiliyetine sahip ve stabil olarak dikey iniş kalkış yapabilen bir mikro insansız hava aracını üretmişlerdir. Çalışmada ağırlık merkezinin ve aerodinamik merkezin yeri ve dikey uçuştaki etkileri incelenmiştir. Çalışma sonucunda araştırmacılar güve tipi bir mikro insansız hava aracının dikey kalkış sırasında uzunlamasına ekseninde kararlı kalması için gerekli aerodinamik merkez ve ağırlık merkezi pozisyonları arasındaki ilişkiyi ortaya koymuşlardır.

Chang vd. (2014) gerçekleştirdikleri çalışmada, mikro sınıfı kanat çırpan araçlar için boyut, kanat açıklık oranı gibi parametrelerin havada asılı kalma yani hover durumunda üretilen itki kuvvetine olan etkisi incelenmiştir. Çalışmada bir test düzeneği kurularak üretilen kanatların doppler velosimetri incelemesi gerçekleştirilmiştir. Üretilen sentetik kanatlar reçine katman ve iskelet olarak karbon fiber çubuklar kullanılarak üretilmiştir. Kanat inşası kısa sürede gerçekleştirildiği için, deneysel optimizasyon yapılması mümkün olmuştur.

Mulder vd. (2008) gerçekleştirdikleri çalışmada, Exofly adında, membran kanatlı bir çırpan kanatlı mikro sınıfı insansız hava aracı tasarımı ve üretimi gerçekleştirilmiştir. Üretilen iha, 17 gram ağırlığa sahip, kanat açıklığı 350mm ve boyu 400mm olarak ifade edilmiştir. Exofly hakkında araştırmacıların yayınladığı verilerde, uçuş hızı 1,8 m/s ve çarpma frekansı 6 Hz. olarak ifade edilmiştir. Yapısal olarak Mylar kaplama folyosu, balsa ağacı kullanılmıştır. Exofly'nin elektronik sistemi ise, 2g ağırlığında bir pager motor, 1,2g düğme deliği kamerası ve 3g ağırlığında li-polimer batarya içermektedir. Exofly'da akçüatör olarak şekil hafızalı alaşıma sahip teller kullanılmıştır.

Tsai ve Fu (2009) gerçekleştirdikleri çalışmada, membran kanatlı mikro sınıfı bir insansız hava aracını tasarlamış ve üretmişlerdir. Tasarlanan çırpan kanatların analizi farklı çarpma frekansları ve hücum açılarında değerlendirilmiş ve basınç dağılımı ve kanat uç vortexleri incelenmiştir. Çalışmada üretilen insansız hava aracı, 8 gram kalkış ağırlığına sahip, 15 cm kanat açıklığı ve 5 cm kanat veterine sahiptir. Kanatların hareketi için kuşların kanat hareketi incelenerek bir güç iletim sistemi tasarlanmıştır. Toplam çarpma açısı 73 derece olarak ifade edilmiştir. Çarpma frekansı ise 25,58 Hz. olarak ortaya koyulmuştur. Çalışma sonrasında uçuş verilerine yer verilmiş ve üretilen mini insansız

hava aracının 8 metre yol alabildiği belirtilmiş ve kuyruk takımı konusunda değişikliklere ihtiyaç duyulduğu ifade edilmiştir.

Mishraa vd. (2015) gerçekleştirdikleri çalışmada doğadan esinlenilerek tasarlanmış bir mikro insansız hava aracı tasarımı ortaya koymuşlardır. Doğadan esinlenme yaklaşımı ihanın tasarım sürecinde kullanılmıştır. Çalışmada tasarlanan insansız hava aracı 131mm boya ve 320 mm kanat açıklığına sahiptir. Bunun yanı sıra 24 g ağırlığa sahip olduğu ve 17 Hz. kanat çırpma frekansına sahip olduğu çalışmada belirtilmiştir. Yapısal olarak 2 mm kalınlığında karbon fiber plaka kullanılmıştır.

DeLaurier (1993) gerçekleştirdiği çalışmada verimli bir ornithopter kanadının geliştirilmesi üzerine analiz ve testler gerçekleştirmiştir. Çalışmada gerçekleşen tek hareketin kanat kökünde oluşan dihedral olduğu var sayılarak kanat üzerindeki yunuslama ve kanat kökünde oluşan burulma incelenmiştir. Teorik öngörüler ile test sonuçları taşıma katsayısı ve itki katsayısı bakımından oldukça yakın olarak ifade edilmiştir. Aeroelastik hareketlerin simüle edilmesi ile tasarlanacak kanatların mekanik çırpan kanatlı uçuşu gerçekleştirebileceği öngörü olarak ortaya koyulmuştur.

Lee, Nyugen ve Truong (2017) gerçekleştirdikleri çalışmada, kanat çırpan mikro sınıfı bir insansız hava aracının aerodinamik özelliklerini anlamak için araştırmalar gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada geliştirilen suni kanatlar ile kanat kökünden hücum açısı, kamburluk ve burulma gibi deformasyonların kanat çırpma sırasında verilmesi sağlanmıştır. Kanatlar üzerinde gerçekleştirilen testler ile esneyen kanatların kinematığı ve üretilen kuvvetler gözlemlenmiştir. Çalışmanın sonuçları, böcek kanatlarının çok önemli iki özelliği olan burulma ve kamburluk üretiminin başarıyla taklid edilebildiğini göstermiştir. Kuvvet ölçümlerinden, kanadın tamamen deforme edilmesi ile en yüksek taşıma ve itki üretiminin elde edildiği görülmüştür.

Kim vd. (2003) yılında aldıkları Birleşik Devletler patenti ile, Cybird adını verdikleri oyuncak-hobi model ornithopterlerini patentlemişlerdir. Düz ve kontrol edilebilir uçuş kabiliyetine sahip olan bu mikro hava aracı Cybird P-1 araştırmalarda da platform olarak kullanılmaktadır.

Kim ve Ryu (2017) gerçekleştirdikleri çalışmada çırpan kanatlı insansız hava araçlarının kontrolü ve otonom uçuşu üzerine araştırmalar yapmışlardır. Araştırmalarında kullandıkları çırpan kanatlı insansız hava aracının dinamik modellemesini gerçekleştirip hover durumundaki durumlarını ortaya koymuşlardır. Çalışmaları sırasında kullandıkları

mini insansız hava aracında iki kanat bulunmaktadır. Çalışmalar sonucunda otonom hover uçuşunun ulaşılabilir olduğunu ortaya koymuşlardır.

Jones vd. (2005) Gerçekleştirdiği çalışmada, mikro sınıfı kanat çırpan insansız hava aracı için biplane yani iki kanat konfigürasyonu tercih edilmiştir. Bu konfigürasyonda öndeki statik kanat taşıma kuvvetini sağlarken arkadaki iki kanat gerekli itki kuvvetini sağlamaktadır. Arkada çırpan iki kanadın yarattığı titreşim, süpriz bir biçimde bu tip mini insansız hava aracı tasarımını rüzgâra karşı güçlü ve stall durumuna karşı dirençli kılmıştır. Çalışmada tasarlanan ve üretilen çırpan kanatlı mikro ihanın 11 g boş ağırlığa, sahip 23 cm kanat açıklığına, 18 cm boya sahip olduğu ve 20 dakika havada kalabildiği ifade edilmiştir.

1.5. Tezin Yapısı ve Önemi

İnsansız hava araçları büyük operasyonel kolaylıklar sağlamakta ve maliyetleri oldukça aşağı çekmektedirler. İHA teknolojisinin yaygınlaşmasını bu kolaylıklar tetiklemektedir. İHA'lar için her yıl yeni kullanım alanları bulunmakta, yeni platformlar geliştirilmekte, yeni İHA konseptleri ortaya atılmaktadır. Bu gelişimin sonucu olarak insansız hava araçları sivil ve askeri amaçlarla hayata daha çok entegre olmaktadır. Ancak yasaların ve insan psikolojisine dayanan kuralların bu teknolojilerin kullanımına getirdiği kısıtlamalar bulunmaktadır.

Jeremy Straub (2014) yılında yayınladığı makalede Birleşik Devletlerin gerçekleştirdiği sınır ötesi insansız hava aracı operasyonlarının, İHA'ların askeri taktiklerin içerisine hızlıca entegre olmasını sağladığından bahsetmiştir. Silahlı ve silahsız olarak gerçekleştirilen operasyonlarda hiçbir personelin riske edilmemesi oldukça önemli bir noktadır. Kolluk kuvvetlerinin uygulamalarında da belirli regülasyonlara tabi tutularak İHA'ların kullanımının geliştirilebileceği çalışmada değerlendirilmiştir. Ancak mevcut durumda silahlı insansız hava araçlarının ABD hava sahasında uçurulması yasaktır. Bu tür kısıtlamaların tüm durumları kapsamaması, İnsansız hava araçlarının gelişen teknolojisinden yararlanılmasını engellemektedir.

Boyle (2014) yayınladığı çalışmada, son on yılda insansız hava araçlarını geliştirme işinin bir yarış olduğundan ve global İHA marketinin sürekli olarak büyüme kaydettiğinden bahsetmiştir. Sivil İHA ticaretinin hala üreten ve satın alan ile kısıtlı bir pazar olmasına karşın silahlı İHA pazarının gelecekte tehlikelere yol açabilecek şekilde

ulaşılabilir olduğunu ifade etmiştir. Boyle'a göre İHA'lar dünyadaki rekabeti üç şekilde etkileyecektir. Birincisi, İHA'ların kullanımı gözlem ve keşif misyonlarının karakteristiğini tamamen değiştirecek. İKincisi, İHA'lar devletler için stratejik ilişkileri denemek ve komşu/rakip devletlerin sınırlarını zorlamak için kullanılacak. ncs, dünyada İHA'ların sayısının artması kazalara ve kaçırılan İHA olayları ile dünyadaki çatışma ortamını arttıracaktır. Bu şartların ışığında Boyle, Washington yönetimi, İHA teknolojileri konusunda global yarışı yavaşlatıcı bir rol üstlenmeli ve İHA'ların satışı üzerine düzenlemeler oluşturulmasını sağlamalı, görüşünü belirtmektedir.

Warrior (2015), yayınladığı makalede, silahlı insansız hava araçları operasyonlarının son yıllarda ne kadar revaçta olduğundan bahsetmiştir. alışmasında silahlı İHA operasyonlarının maliyetlerini ve İHA'ların ordu içerisinde artan güvenilirliğini araştırmıştır. Warrior çalışmasında silahlı insansız hava araçlarının hedeflerinin seçimi, kullanımı ve kullanan kişilerin sorumluluğu üzerine incelemelerde bulunmuştur.

Kearns (2017), tarafından gerçekleştirilen çalışmada, silahlı insansız hava araçları ile yapılan saldırılarda yaşanan bulgu yokluğu ve gizlilik ele alınmıştır. Saldırılarda kullanılan mühimmatın zaten patlayıcı nitelikte olması sonucu saldırı sonrası ortada kalıntı bulunamamasından ve saldırılar sonucu oluşan "kim yaptı" sorusundan bahsedilmiştir. Dolayısıyla silahlı iha saldırıları için hedef belirlenirken etik olması gerektiği değerlendirmesinde bulunmuştur.

Silahlı İHA Sektöründe gerçekleşen gelişmeler, silahlı İHA veya Taktik sınıfı ve üzeri kabul edilen İHA'ların yüksek irtifada uçması dolayısıyla hedeflemenin gerçekleştirilmesi zaman zaman düşük irtifada görev yapabilen İHA'lar ile gerçekleştirilebilmektedir. Bu noktada hedefin belirlenmesi için düşük irtifalı insansız hava araçlarının kullanılmadığı noktada bir sorumluluk ortaya çıkmaktadır. Görülen hedefin, vurulmak istenen hedef olup olmadığını yüksek irtifadan saptamanın zor olduğu durumlarda silahlı İHA kullanımı bir sorun yaratabilmektedir. Tez kapsamında üretilecek insansız hava aracı düşük irtifa gözlem ve keşif aracı olma niteliğiyle bu çeşit tanımlama görevleri için uygun olabilecek bir platform seçeneği oluşturacaktır.

İHA'ların gelişiminin ve hayata entegrasyonunun önündeki bir sorun da özellikle sivil görevlerde kullanımını kısıtlayan özel hayatın gizliliği ve özel alanın kutsallığına yönelik yasaların bulunmasıdır. Urban Area olarak adlandırılan suça yatkınlığın

bulunduğu bölgelerin rutin olarak izlenmesi, geniş tarımsal arazilerin gözlemlenmesi gibi önemli görevler bu kısıtlamalar nedeniyle sınırlı olarak gerçekleştirilebilmektedir.

Freeman ve Freeland (2015) yılında gerçekleştirdikleri çalışmada İHA'ların Birleşik Devletler'de kullanımı, potansiyeli ve İHA politikaları üzerine incelemelerde bulunmuşlardır. Çalışmada, yaygın olarak endişe duyulan güvenlik ve özel hayat kaygılarına rağmen gerekli yasaların oluşturulması durumunda tarımsal İHA kullanımının yaygınlaşacağı ve tarım sektörüne pozitif katma değer sağlayacağı ortaya koyulmuştur.

Finn ve Wright (2012), gerçekleştirdikleri çalışmada, insansız hava aracı ile keşif ve gözlem misyonlarının etiğı ve kişisel gizliliğı etkisi üzerinde değerlendirmelerde bulunulmuştur. Çalışmada, devlet veya kolluk kuvvetleri tarafından halkın üzerinde İHA uçurularak keşif ve gözlem gerçekleştirilmesinin kişisel haklara ve gizliliğı aykırı olduğı belirtilmiştir. Belki daha az gelişmiş bölgelerde, suça yatkın insanların bulunduğı bölgelerde ve protestocuların üzerinde İHA ile gözlem yapılmasının insanları olağan şüpheli konumuna soktuğı ifade edilmiştir.

Tez kapsamında tasarımı gerçekleştirilen İHA'nın sahip olduğı doğal kamufraj, bu tip gözlem görevlerinde, gözlenen kişinin gözlendiğini anlamaması doğal sonucunu doğuracak olması, bu çeşit gözlem görevleri için kullanılabilecek bir platform seçeneğı olmasını sağlamaktadır.

İnsansız hava araçlarının formasyon uçuşu, birlikte koordine bir şekilde görev icrası gerçekleştirmeleri güncel olarak çalışılan konulardandır. Bu tip insansız hava aracı filolarında tüm yükü taşıyan bir uçak yerine, kamerayı taşıyan bir uçak, faydalı yükü taşıyan bir uçak gibi görevlerin filoya dağıtılması ile karmaşık sistemlerden uzak durulması sağlanır. Böylece daha verimli, daha az maliyetli operasyonlar düzenlenebilmektedir. Düşük irtifa gözlem misyonlarını içeren bu tip filolar için de doğal kamuflaje sahip olan kanat çırpın insansız hava araçları bir platform seçeneğı oluşturacaktır.

Ziyang, Dongjing ve Chen (2018) gerçekleştirdikleri çalışmada çoklu insansız hava araçlarından oluşan bir filo için arama-saldırı görevlerinin oluşturulması ve otonom olarak bir algoritma olarak düzenlenebilmesi üzerine çalışmışlardır. Yayınladıkları makalede, akıllı ve kendiliğinden organize insansız hava aracı filosunun nasıl koordine saldırıları düzenleyebileceğı konusunda simülasyonlar gerçekleştirmiş ve bir öneri ortaya koymuşlardır.

Yanmaz vd. (2017) gerçekleştirdikleri çalışmada İHA ağırları, İHA'lar arası iletişim, koordinasyon ve algılama konularını ele almış ve bu konuda bir mimari ortaya koymuşlardır. Çalışmada ortaya konan mimari, dört rotorlu multikopterlerin oluşturduğu bir filonun çeşitli senaryolara ve gerçek dünya koşullarına göre test edilmiştir.

Rabta, Reiner ve Wankmuller (2018) gerçekleştirdikleri çalışma ile insani yardımların afet bölgelerine ulaştırılabilmesi için insansız hava araçlarının bir filo modeli ile kullanılmasını önermişlerdir. Çalışmada insani yardımların afet bölgelerine ulaşması çoğunlukla afet bölgelerine olan ulaşımın kısıtlı olarak sürdürülebilmesi veya tamamen kesilmesi sebebiyle imkânsız olduğu belirtilmiştir. Bu koşullarda aşı, ilaç, su saflaştırma tableti gibi insani yardımların çoklu olarak taşınıp İHA'lar ile afet bölgelerinde mahsur kalmış insanlara ulaştırılmasının mümkün olacağı değerlendirilmiştir.

Amit ve Arefin (2018), gerçekleştirdiği çalışmada, koruma altındaki deniz ve okyanus bölgelerinin insansız hava araçları yardımıyla havadan görüntü işleme ve görüntü algılama ile illegal teknelerden korunmasını önermiştir. Çalışmada su altı çeşitliliğinin illegal olarak avlandığı, koruma altındaki bölgelerin sıklıkla ihlal edildiğinden ve bu yüzden belirli periyotlarla uçabilen hava araçları ile havadan algılama yapılmasının bu alanların korunmasına pozitif etkide bulunacağı değerlendirilmiştir.

İster sivil amaçlı ister askeri amaçlı olsun gözlem amaçlı insansız hava araçlarının görevlerini yapabilmeleri bazı kısıtlara maruz kalmaktadır. Bu kısıtlar sivil görevler açısından bakıldığında kişisel gizlilik ve psikolojik nedenler olmaktadır. Bu psikolojik nedenlerden en önemlisi “neden ben izleniyorum” sorusunun kişinin kafasında oluşturulmasıdır. Dolayısıyla bu tür görevlerde gözlenenin gözlendiğini bilmemesi oldukça önemlidir. Askeri görevlerde ise düşük irtifalı gözlem görevlerinin gerçekleştirilmesi hedef tespitin sağlanması için oldukça büyük önem arz etmektedir. Ancak bu görevler gerçekleştirilirken de hedefin fark edildiğini veya takip edildiğini bilmesi operasyonun başarıya ulaşma olasılığını düşürmektedir. Özetle gerek askeri gerekse sivil tüm düşük irtifa gözlem görevlerinde havada kamuflaj sağlanması büyük önem arz etmektedir. Yakın zamanda geliştirilmeye başlayan ve gelişimi İHA teknolojisinin ulaşılabilirliğinin ortaya koyduğu tehdit ile doğru orantılı olarak ilerleyen Anti-Drone silahlarına karşı bu kamuflajın elde edilebilmesi önemli bir özelliktir. Tez kapsamında bir örneği tasarlanan kanat çırpın doğa benzetimli İHA'lar bu kamuflaja tasarımları ve uçuş metotları dolayısıyla sahiptir.

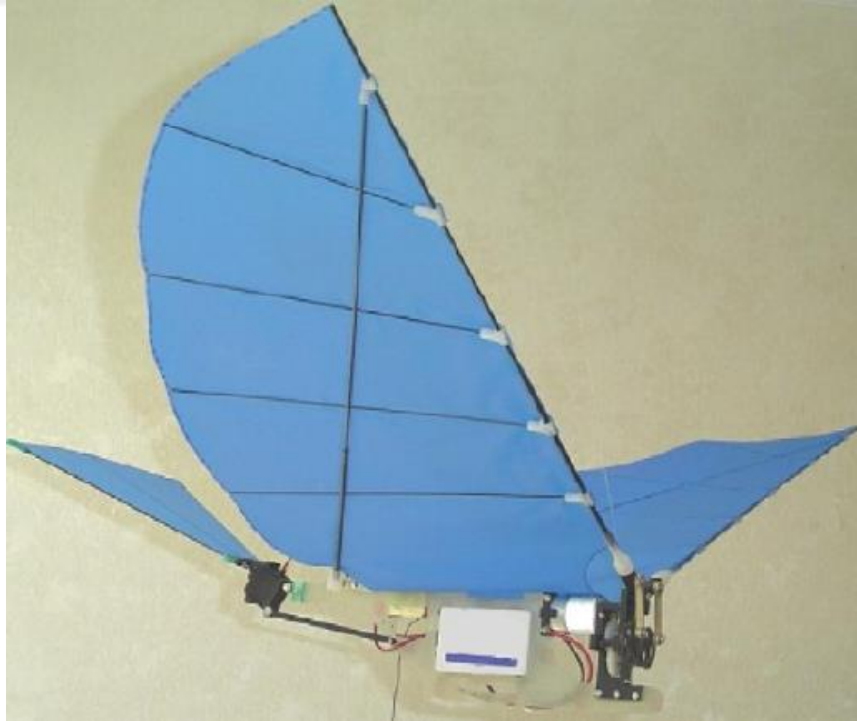
2. DOĞA BENZETİMLİ İHA YAPILARI

2.1. Kanat Çırpan İHA Yapılarının İncelenmesi

Kanat çırpan İHA tasarımı gerçekleştirilmeden önce, bir kanat çırpan İHA’da hangi yapıların bulunduğu saptanmalı ve bu yapıların görevleri iyi bir şekilde etüt edilmelidir. Bu yapıların incelenmesi, daha önce bu alanda yapılan çalışmalardaki çırpan kanatlı insansız hava aracı tasarımları da incelenerek gerçekleştirilmiştir.

Kanat çırpan İHA yapıları incelenirken sadece kuş benzetimli olan İHA’ların yapıları incelenmiştir. Tez kapsamında gerçekleştirilecek tasarım bir kuş benzetimli tasarım olacağı için inceleme bu şekilde sınırlandırılmıştır. Böcek ve sinek tipi doğa benzetimli çırpan kanatlı İHA’lar genellikle sadece iç ortamlarda uçabilmektedir ve gözlem yapılabilecek bir kamerayı payload olarak taşımaları mümkün olmamaktadır.

Ebrahimi vd. (2015) çalışmaları kapsamında tasarımını, üretimini ve testlerini gerçekleştirdikleri TABDIR ornithopterinde kanat, kuyruk, kuyruk servosu, motor, motordan kanada güç iletim sistemi, alıcı, hız kontrol devresi ve batarya bulunmaktadır (Şekil 2.1.).



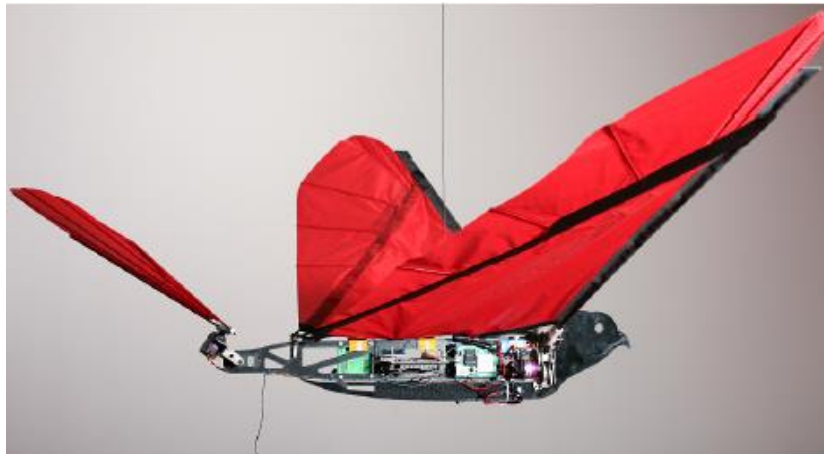
Şekil 2.1. TABDIR Ornithopter (Ebrahimi vd., 2015)

Ovirc tarafından üretilen ve hobi-oyuncak amacıyla satılan çırpın kanatlı mini İHA'da kanat, kuyruk, kuyruk servosu, motor, motordan kanada güç iletim sistemi, alıcı, hız kontrol devresi ve batarya bulunmaktadır (Şekil 2.2.). Gövde olarak karbon fiber plakaya yer verilmiştir (Stidl, OVIRC).



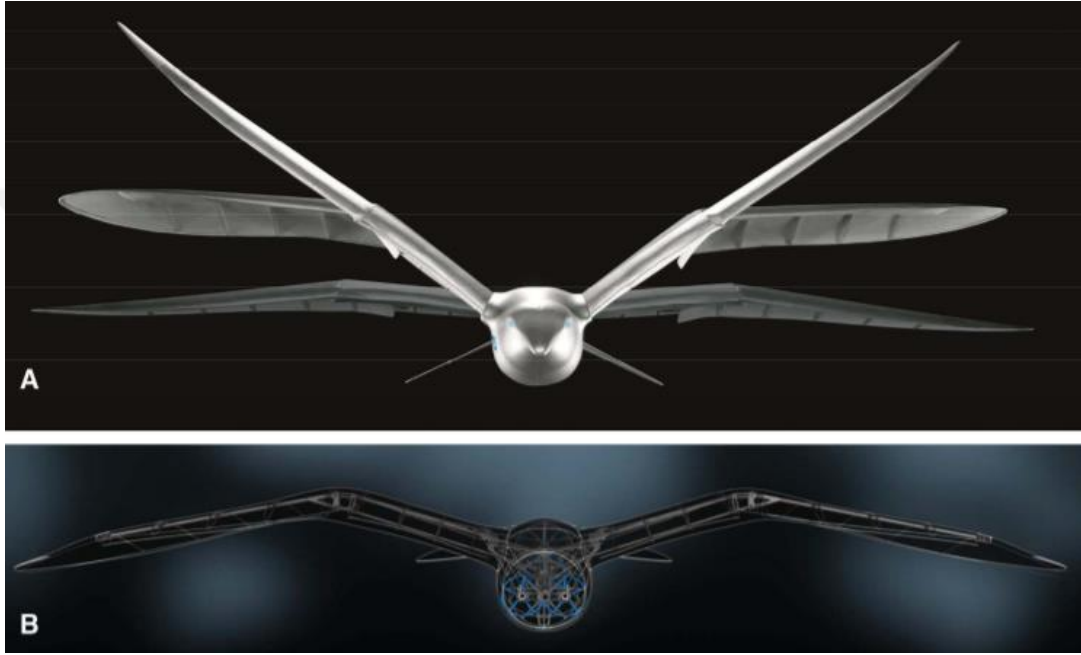
Şekil 2.2. Ovirc Slowhawk (Stidl, OVIRC)

Jackowski (2009), lisans tezi kapsamında bir çırpın kanatlı hava aracı tasarlayıp üretmiştir. 400 gram faydalı yüke sahip araca Phoenix adını vermiştir. Aracın tasarımında bir uçuş bilgisayar, batarya, sensörler, alıcı ve verici, kanatlar, dişli sistemi tasarımı ve kuyruk tasarımı gerçekleştirilmiştir. Proje sonucunda ortaya hobi-oyuncak sınıfı çırpın kanatlı İHA'larla aynı tasarıma sahip ancak bir uçuş bilgisayarına sahip olan bir İHA çıkmıştır (Şekil 2.3.).



Şekil 2.3. Phoenix UAV (Jackowski, 2009)

Markus vd. (2012) Festo firması bünyesinde 2010 yılında martı benzetimli çırpan kanatlı insansız hava aracı Smartbird'i geliştirmiştir. Smartbird, bir dişli güç aktarım sistemine, uçuş bilgisayarına, kanatlara, kuyruğa, gövdeye ve kanadın burulması için dış kanatta servolara sahiptir (Şekil 2.4.). Smartbird'in gövde parçaları ve kanat ribleri karbon fiber parçalardan üretilmiştir. Kanat açıklığı 2 metre ve ağırlığı yaklaşık 450 gram olarak belirtilmiştir.



Şekil 2.4. Smartbird Festo (Markus vd., 2012)

İncelenen çırpan kanatlı insansız hava araçlarında ortak olarak görülen yapılar:

- Kanat
- Kuyruk
- Gövde
- Motor-Kanat Güç İletim Sistemi
- Elektronikler

olarak sıralanabilir.

2.2. Kanat yapıları:

Kanat çırparak uçuş gerçekleştiren insansız hava araçlarında kanat tipleri çeşitlilik göstermekle beraber membran tipi üzerinde yoğunlaşma görülmektedir. Membran tipi

kanatlara yapılan karbon fiber şerit destekleri ile uçuş hareketinde yakalanan kanat hareketleri taklit edilebilmektedir. Membran kanatlar tasarım zorluğu içermez ve maliyeti düşüktür. Bu sebeple tercih edilirler.

Membran tipi ornithopterlerin süzülme uçuşu yapması kanat profilleri olmadığı için oldukça verimsizdir. Uçuş süreleri bu sebeple limitlidir.

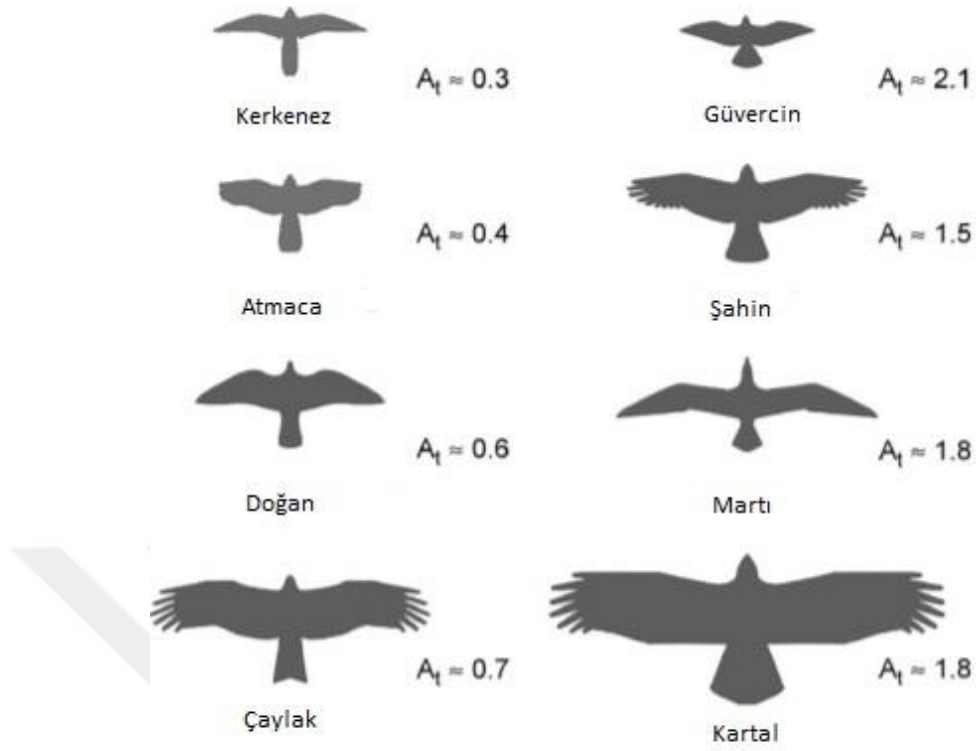
Membran tipi kanadın dışında, kanat riblerine sahip olan ornithopterler de bulunmaktadır. Festo Smartbird projesi bu tasarımlara bir örnek teşkil eder. Bu tip ornithopterlerde ise kanatta bir servomotor yardımı ile aktif burulma gerçekleştirilir. Aktif burulma kanat çırpma döngüsü içerisinde senkronize olarak gerçekleştirilerek kanatta burulma kuvveti elde edilir (Markus vd., 2012).

Kanatta uçuştaki burulma kuvvetlerini yaratmanın bir yöntemi de pasif burulma kuvveti elde etmektir. Bu tür kanat Clear Flight Systems firmasının ticari doğa benzetimli İHA'larında kullanılmıştır. Kanat sparları arasındaki faz farkı ve kanadın aeroelastik mimarisi ile kanatta gerek duyulan burulma hareketi elde edilir (Minnema, 2016).

2.3. Kuyruk yapıları:

Kuyruk yapıları konvansiyonel insanlı ve insansız uçaklarda olduğu gibi kanadın ürettiği yunuslama momentini dengelemek ve burun yukarı ve burun aşağı hareketlerini sağlayacak elevatörü üzerinde bulundurmak gibi görevleri üstlenmektedir. Bunun yanı sıra kuyruğun dikey komponenti olan dikey stabilize ile hava aracının doğrultusunun düzeltilmesini sağlar ve yalpa hareketini gerçekleştiren rudder elemanını üzerinde bulundurur.

Dünyada kuş türlerinin çeşitliliğine bağlı olarak birçok kuyruk türü görülmektedir. Bu kuyruk türleri şekil bakımından incelendiğinde trapez, dikdörtgen ve delta olarak sınıflandırılabilir. Şekil 2.5.'te sol tarafta dikdörtgen biçimli kuyruk tipleri ve sağ tarafta trapez ve delta şekilli kuyruklar gösterilmiştir.



Şekil 2.5. Kuyruk Tipleri (G. Sachs, 2007)

Şekil 2.5'te A_t , kuyruk açıklık oranını temsil etmektedir. Kuyruk açıklık oranının kuşun ağırlığı ve kanatlarının büyüklüğü ile doğru orantılı olarak arttığı şekilden görülebilmektedir. Benzer bir orantı sabit kanatlı uçakların tasarımında da tarihsel verilerden elde edilmiş kuyruk katsayılarının kullanımı ile gerçekleştirilen ön hesaplamalarda da kullanılmaktadır.

Çalışmada gerçekleştirilecek tasarımda ortaya koyulacak kuyruk tasarımının, benzetimi yapılacak kuşun seçilmesi ve sonrasında üzerinde yapılacak optimizasyonlar ile gerçekleştirilmesi planlanmıştır.

2.4. Gövde yapıları:

Gövdenin amacı bütün canlılar için yaşamsal organları korumak, yapısal bütünlüğü sağlamak ve iskeleti dışarıdan koruyacak bir yüzey oluşturmaktır. Kuşlarda da gövde aynı biçimde yaşamsal faaliyetleri gerçekleştiren organları korur, yapısal bütünlük sağlar, iskelet sistemini korur ve kuyruk için bir moment kolu oluşturur.

Kuşların kemik yoğunlukları oldukça yüksektir. Yüksek kemik yoğunluğu aynı zamanda yüksek bir ağırlık-dayanım oranını ifade etmektedir. Uçmanın en az metabolizma yüküyle gerçekleştirilmesi hafif bir yapıya bağlıdır. Kuşlar evrimleri süresince pek çok hafifletici adaptasyon geçirmiştir. Kuşların ve yarasaların kemikleri ince ve yoğun olduğu için vücut oranına göre oldukça hafiftir (Dumont, 2010, s. 2193).

Gerçekleştirilecek tasarımda bir iniş takımı veya kuşların ayaklarına benzer bir yapı düşünülmemektedir. Gövde üzerine iniş ve kalkış planlanmaktadır. Bu yüzden gövdenin yere çarpma durumunda alınacak darbeyi dağıtacak yapılara sahip olacak şekilde tasarlanması planlanmıştır.

Kuşların kara canlılarının çoğundan farklı ama uçaklarla benzer olarak gövdelerinin aerodinamik özellikleri oldukça önemlidir. Kuşun hava içerisindeki hızı kanatları vasıtasıyla üreteceği itki kuvvetine bağlıdır. Dolayısıyla kuşların gövdesinin maruz kalacağı sürüklenme kuvvetleri, kanatlardan daha fazla itki üretilmesi ihtiyacını yaratacaktır. Daha fazla itki üretme ihtiyacı ise kanat çırpma frekansının artırılması ve metabolizmada daha fazla yıkım faaliyeti anlamına gelmektedir. Buna İHA yaklaşımı ile bakıldığında, gövdenin düşük sürüklemeye maruz kalması, daha uzun bir uçuş süresinin sağlanmasına katkıda bulunacağı söylenebilir. Gözlem amacıyla tasarlanan bir insansız hava aracı için uçuş süresinin artırılması önemlidir. Bu amaçla gövde tasarımı gerçekleştirilirken gövdenin sürüklenme katsayılarının düşük tutulmasına yönelik optimizasyonların gerçekleştirilmesi planlanmıştır.

2.5. Motor-Kanat güç iletim sistemleri:

Motor-kanat güç iletim sistemleri her çırpan kanatlı insansız hava aracında ortak olarak bulunan bir yapıdır. Sabit kanatlı ve döner kanatlı insansız hava araçlarından bu sistemleri ayıran temel nokta motor-kanat güç iletim sistemlerinin bulunmasıdır.

Motor-kanat güç iletim sistemlerinin görevi temel olarak motordan alınan dönü gücü ve dönüş hızını; istenen kanat çırpma frekansı ve kanat çırpma açısı değerlerini elde etmek amacıyla düzenlemek ve iletimini sağlamaktır.

Güç iletim sistemlerinin temel elemanları; şaftlar, dişliler, yataklar, kollar ve sparlardır. Bunların sayısı ve motor çıkış değerlerini iletirken gerçekleştirecekleri düzenlemeler çırpan kanatlı insansız hava aracının aerodinamik taşıma ve itki isterleri göz önünde bulundurularak çeşitli şekillerde gerçekleştirilebilmektedir.

Güç iletim sisteminin tasarımı ve hesaplamaları detaylı olarak ele alınarak, tasarlanacak insansız hava aracı seçimlerin gerçekleştirilme nedenleri ortaya koyulmalıdır.

2.6. Elektronik sistemler:

Elektronik sistemin tasarlanan İHA üzerinde gerçekleştirdiği 3 ana görev bulunmaktadır.

- Enerji Depolama
- Motor Dönüsünün Sağlanması
- Haberleşme ve Kontrolün Gerçekleştirilmesi

Bu görevler arasından enerji depolama görevi bir araç üzeri batarya ile gerçekleştirilecektir. Bataryanın elektrokimyası, hücre sayısı ve akım kapasitesi tasarlanan hava aracına göre optimize edilmelidir.

Motor dönüsünün sağlanması, kanat çırpma işlevinin gerçekleştirilmesini sağlayan en önemli görev olarak ifade edilebilir. Hem itki hem de taşıma kuvvetlerinin oluşturulması bu işlevin gerçekleştirilmesine bağlıdır. Motorun dönüş hızının ayarlanması ise PWM kontrol mantığı ile çalışan bir elektronik hız kontrol devresi ile gerçekleştirilmektedir.

Haberleşme ve kontrolün gerçekleştirilmesi, kontrol yüzeylerini hareket ettirecek olan servolar, motorun dönü hızını düzenleyecek elektronik hız kontrol devresi ve kumandadan gelecek sinyalleri alacak alıcıyı kapsamaktadır.

Elektronik sistem komponentlerinin çalışma akım aralıkları gözetilerek bir arada seçilmesi gerekmektedir. Seçimleri gerçekleştirilirken de mekanik gerekliliklerin ortaya koyulması ve bu gereklilikleri karşılayabilecek tork ve dönü sayısına erişebilecek bir sistem ortaya koyulmalıdır.

3. TASARIM

3.1. Doğa Araştırması

Gerçekleştirilecek tasarım doğa benzetimi yöntemi ile gerçekleştirileceği için benzetimin gerçekleştirileceği kuşun seçilmesi, insansız hava aracının başarımını doğrudan etkilemektedir.

Bir insansız hava aracı tasarımı gerçekleştirileceği zaman görev isterleri değerlendirilerek başlanır. Bu noktada görev isterleri, bir düz uçuş hızı, bir kalkış mesafesi, bir uçuş tavan irtifası, bir faydalı yük marjı ve/veya belirli bir faydalı yükün entegrasyonu olabilir.

Bir kuşa benzetim gerçekleştirilen bu tür çalışmalarda ise, kuşun uçuş karakteristiği ve bu tür verileri zaten erişilebilir durumdadır. Dolayısıyla ayırt edici konu insansız hava aracının görevi ve göreve yönelik sistemlerinin seçilebilmesidir.

Benzetim kuş seçimi gerçekleştirilirken gözetilen özellikler aşağıdaki gibidir:

- Faydalı yük marjının bulunması
- Düz uçuş hızının gözlem görevlerine uygunluğu
- Süzülme yeteneği
- Yaygın bulunabilirlik
- Üretilebilirlik

Bu özelliklerin tek tek açıklanmak istenirse:

Faydalı yük marjı: Faydalı yük, hava aracının uçuşuna bir katkıda bulunmayan, göreve yönelik taşınan yüküdür. Faydalı yük bir yolcu uçağı için, yolcular ve bagajlarıdır, bir yangın söndürme uçağı için taşıdığı su miktarıdır veya bir keşif-gözlem amaçlı insansız hava aracı ise kamera ve yere görüntü aktaran veri bağıdır. Düşük irtifada gözlem yapacak bir kamera ve veribağı için 250 g faydalı yük marjının yeterli olacağı öngörülmüştür. 250 g faydalı yük marjı için kuş türleri incelenerek olası seçenekler bu doğrultuda belirlenmiştir. Kuşlarda faydalı yük marjı kuş türüne göre değişiklik göstermektedir. Yırtıcı kuşlar pençelerinde avladığı yükü taşıyan kuşlardır. Onlar için faydalı yük bu avlardır.

Yırtıcı kuşların yük marjları da kendi içerisinde değişiklik göstermektedir. Faydalı yük marjı genellikle yırtıcı kuşların boyutuyla doğru orantılı olarak artış göstermektedir.

Yırtıcı kuşların avları 6 g ağırlığındaki Shrew farelerinden 5600 g ağırlığındaki tembel hayvanlara kadar geniş bir spektruma sahiptir (Steenhof, 1983, s. 15).

Ulu doğanların kendi vücut ağırlıkları ortalama 700 g'dır ve 250 g ağırlığındaki güvercinleri avladıkları kayıtlara geçmiştir (Hogan and Michael, 2010). Şahinler 1200 g ortalama ağırlığında olup, 800 g ağırlığındaki tavşanları avladıkları kayıtlara geçmiştir (Tapia, Domínguez and Romeu). Dünyanın en büyük yırtıcı kuşlardan biri olan Güney Amerika'da görülen Harpy Kartallarının vücut ağırlığı 6-9 kilogram ağırlıklarına kadar çıkabilmekte ve tembel hayvanlar, maymunlar gibi büyük memelilerle beslenmektedirler (Touchton, Hsu, and Palleron, 2002).

Bu taşıma kapasiteleri değerlendirildiğinde yırtıcı kuşların bir gözlem insansız hava aracına benzetim için kullanılmaları faydalı yük marjı açısından değerlendirildiğinde uygun görülmüştür.

Düz uçuş hızının uygunluğu: Düz uçuş hızı, gözlem görevi gerçekleştirecek hava araçları için oldukça kritik bir parametredir (Tablo 2.1.). İnsanlı veya insansız tüm hava araçları bir yakıt kullanarak gözlem yapılacak bölgede dolaşır. Bu yakıt ile ne kadar fazla alan taranabilirse o kadar verimli bir görev performansı ortaya koyulmuş olur. Bunun yanı sıra bir optik sensör vasıtasıyla alınacak görüntülerin de anlaşılabilir olması veya araç üzerinde bir görüntü işleme gerçekleştirilecekse, görüntünün işlenebilir şekilde alınabilmesi için hızın çok yüksek olmaması önemlidir. Bu hız aralığı sabit kanatlı insansız hava araçları için 9-15 m/s aralığında kabul edilmektedir (Sharma vd., 2013).

Faydalı yük marjı uygun olan yırtıcı kuşlar incelendiğinde:

Tablo 2.1. Yırtıcı Kuşların Seyir Hızları (Pennycuick (2001)'den uyarlanmıştır.)

Tür Adı	Uçuş Seyir Hızı (m/s)
Karga	10,5±2,03
Şahin	9,31±1,92
Atmaca	8,72±2,40
Kızıl Çaylak	7,90±1,81
Karabatak	15,0±1,80
Martı	10,1±1,89
Siyah Sırtlı Martı	12,8±1,31

Süzülme yeteneği: Süzülme yeteneği, kanat çırpın kuşların havada ekonomik şekilde uçmasını sağlayan önemli bir yetenektir. Yeterli hıza ve irtifaya çıkan kuşların havadaki

termal hava akımlarını ve rüzgarları kullanarak metabolizmalarına en az yük getirecek şekilde uçmaları oldukça sık görülen bir doğa olayıdır (Şekil 2.6.). Hız aralıkları ve faydalı yük marjları gözlem amaçlı insansız hava aracına benzetim için uygun görülen yırtıcı kuşlar, avlarını ararken belirli bir irtifada süzülerek uçarlar, böylece aynı metabolizma enerjisiyle tarayabildikleri alanı genişletirler. Bu özelliğin kanat çırpın insansız hava aracında da kullanılması, aynı büyüklükte batarya enerjisi ile havada kalış süresini arttıracak ve gözlem yapılan alanın genişletilmesine imkân sağlayacaktır.



Şekil 2.6. Şahin'in Süzülme Uçuşu (<http-9>)

İnsansız hava araçlarında motor herhangi bir sebeple durduğunda veya hız kesilerek gerçekleştirilen son yaklaşımda süzülme oranı adı verilen oranın önemi ortaya çıkmaktadır. Bu oran uçağın taşıma katsayısı ve sürükleme katsayısı arasındaki orandır. Süzülme oranı ile hava aracının süzülme açısı da ortaya koyulmuş olur. Kanat çırpın insansız hava aracı tasarımının iyi bir süzülme oranına sahip olması, aerodinamik olarak verimli uçabilmesine imkân sağlayacak ve süzülme uçuşuna geçildiğinde de irtifa kaybını en aza indirecektir. Süzülme oranının eniyilenebilmesi için hava aracının sahip olduğu sürükleme katsayısının en aza indirilmesi ve taşıma katsayısının yüksek olması gerekmektedir.

Çalışmada benzetimi gerçekleştirilecek yırtıcı kuşun iyi süzülme yeteneğine sahip olması yukarıdaki sebeplerle önemsenmiştir. Atmaca vedoğan gibi küçük yırtıcıların süzülme performansı, daha geniş kanatlı ve daha uzun süreler süzülebilen kartal ve şahin

gibi kuşların gerisinde kalmaktadır. Süzülme performansı bu noktada benzetim kuş seçimi için önemli bir parametre olarak kabul edilmiştir.

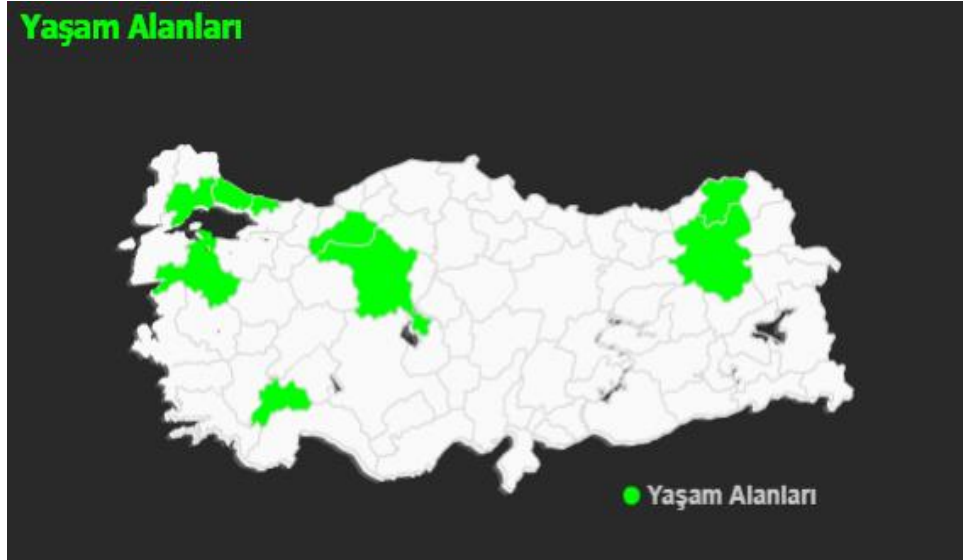
Süzülme uçuşu ve kanat çırparak uçuş iki farklı başlık altında incelenmelidir. Kanat tasarımı süzülme uçuşuna göre boyutlandırıldıktan sonra çırparak uçuşa yönelik optimizasyonun yapılması uygun yöntem olarak belirlenmiştir.

Yaygın bulunabilirlik: Kanat çırpın insansız hava aracı tasarımı gerçekleştirilmesinde önemli motivasyonlardan biri olarak ortaya çıkan hava kamuflajı, yerde gözlenen kişi veya objenin dikkatini çekmeyecek şekilde yürütülmelidir.

Örneğin: Karasal iklim bulunan denizden uzak bir alanda martı benzetimli bir insansız hava aracı kanat çırpırsa da dikkat celp edecektir. Türkiye’de görülmeyen farklı bir kuş türünün benzetim için seçilmesi, görevlerin başarısını etkileyecek önemli kamuflaj faktörünün ortadan kalkmasına sebep olup, aksine dikkat çekerek istenmeyen bir durum ortaya koyacaktır.

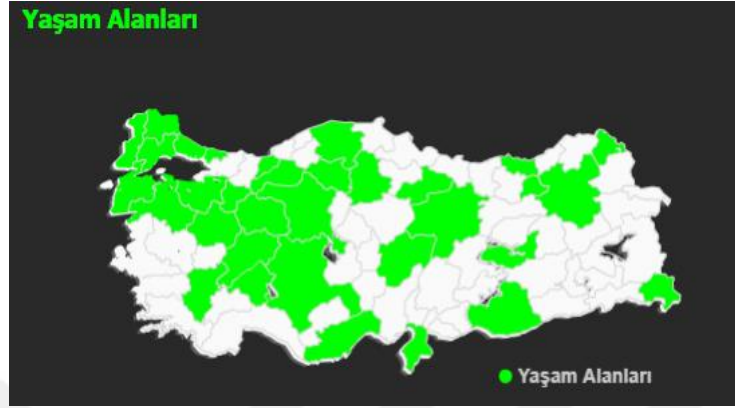
Değerlendirilen diğer parametrelerin ardından uygun uçuş hızına sahip, iyi süzulebilen ve faydalı yük marjına sahip olan kuşlar şahin, kartal ve kızıl çaylak bulunabilirlik açısından incelenmiştir (Şekil 2.7., 2.8., 2.9.).

Kızıl Çaylak için:



Şekil 2.7. Kızıl Çaylak Habitatı (http-10)

Kartal için:



Şekil 2.8. Kartal Habitatı (http-10)

Şahin için:



Şekil 2.9. Şahin Habitatı (http-10)

Şekillerden de görülebileceği gibi Şahin türü Türkiye genelinde en yaygın görülen yırtıcı kuş olarak öne çıkmaktadır.

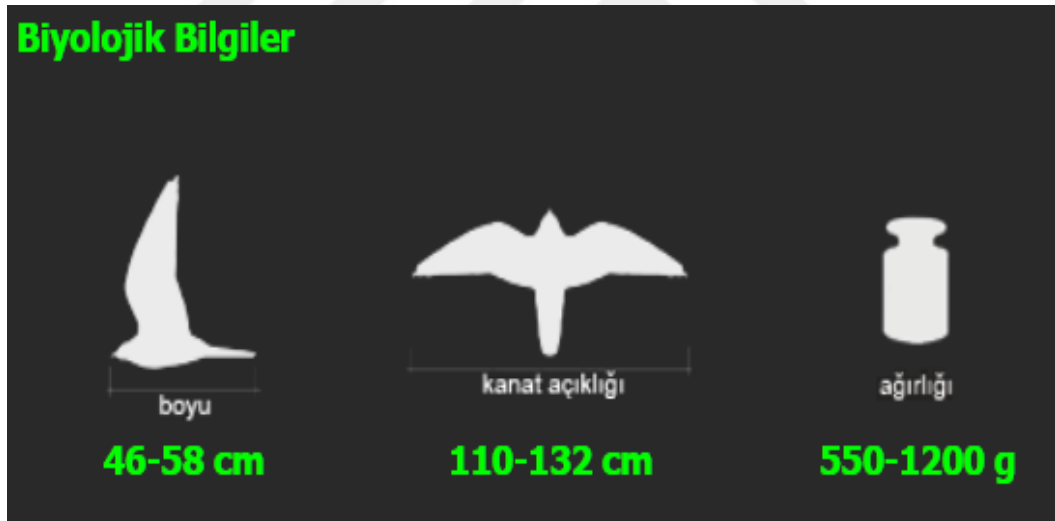
Üretilebilirlik: Kanat çırpma insansız hava aracı tasarımının yanı sıra üretimin gerçekleştirilmesi oldukça meşakkatli bir konudur. Kuşların gerçekleştirdiği kanat çırpma frekansı ve kanat çırpma açıları oldukça önemli parametrelerdir (Tablo 2.2.). Kanat çırpma frekansı kabaca bir saniyede gerçekleştirilen çırpma sayısıdır. Kanadın saniyede 2 kez çırpılması ve 5 kez çırpılması arasında ciddi bir efor farkı bulunmaktadır. Kuşların kanat çırpma frekansı Hertz ile ifade edilir. Üretim sürecinde zorluklarla karşılaşılması ve kullanılma ihtiyacı oluşacak elektronik teçhizatın fizibil tutulabilmesi amacıyla benzetim için kanat çırpma frekansı düşük bir kuş tercih edilmesi uygun bulunmuştur.

Tablo 2.2. Yırtıcı Kuşların Kanat Çırpma Frekansları (Pennycuick, (2001)'den uyarlanmıştır.)

Tür Adı	Kanat Çırpma Frekansı (Hz)
Karga	3,84±0,0522
Şahin	3,63±0,168
Atmaca	5,10±0,321
Kızıl Çaylak	2,88±0,0926
Karabatak	4,83±0,156
Martı	3,27±0,0110
Siyah Sırtlı Martı	2,91±0,225

Tablo 2.2.'deki verilerin önceki parametreler ile birlikte değerlendirilmesi sonucu, benzetim kuş seçimi şahin olarak gerçekleştirilmiştir. Şahinler, iyi bir faydalı yük marjına, ideal seyir hızına, süzülme hızına ve ülke genelinde yaygın bulunabilirliğe sahiptir.

Şahin kuşuna ait biyolojik bilgiler Şekil 2.10.'da verilmiştir:



Şekil 2.10. Şahin Özellikleri (http-10)

Özellikler görselinde yer alan boyutsal farklılıklar türün bireyleri arasındaki cinsiyet farklılıkları, beslenme farklılıkları ve iklimsel farklılıklar sebebiyle oluşmaktadır.

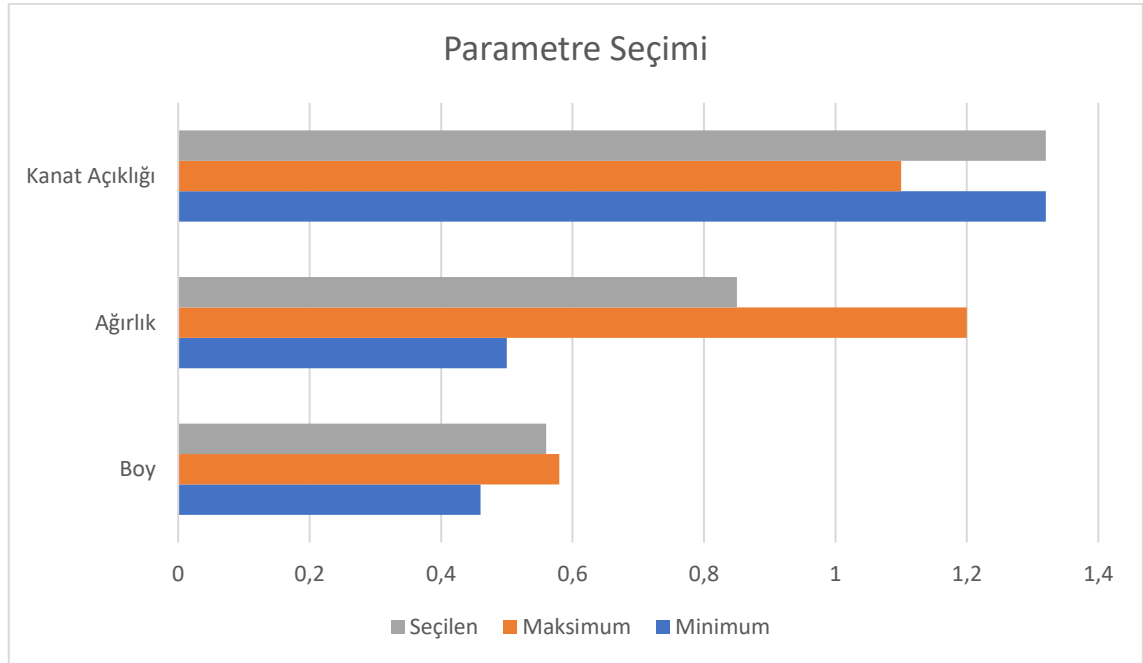
Tasarım gerçekleştirilirken bu aralıklar arasından optimal değerlerin belirlenmesi ve seçilmesi gerekmektedir.

3.2. Kanat Tasarımı

Kanat tasarımının gerçekleştirilmesi için, bir ön ağırlık, stall hızı ve kanat açıklığı gibi parametreler için ön tahminler ortaya koyulmalıdır. Bu tahminler geleneksel uçak tasarımı söz konusu olduğunda uçağın son kullanım amacı ve son kullanıcısının isterleri ile belirlenir. Bu aşamada ortaya koyulan parametrelere tahmin adı verilmesi, bu değerlerde analizler ve optimizasyon çalışmaları sonucu %10-20'lik değişimler yapılabilmesidir.

Doğa benzetimli insansız hava aracı tasarımında ise, boyutlandırma doğanın ortaya koyduğu boyutlara mümkün olduğunca sadık kalınarak gerçekleştirilmelidir. İnsansız hava aracının görevi ve operasyonel koşullarına göre doğa benzetimi gerçekleştirildiği için yeni parametre tahminleri yapılmasına gerek yoktur.

Etraflıca değerlendirilerek gerçekleştirilen bir doğa benzetim sürecinden sonra gerçekleştirilecek tasarımın hedefleri ortaya koyulurken kanat açıklığı, boy, ağırlık değerlerinin bir skala üzerinden seçilmesi gerekmektedir. Bir türün parametre skalası içerisinde erkek ya da dişi bireyler arasında boy, kanat açıklığı ve ağırlık parametreleri büyük değişkenlik gösterebilmektedir (Şekil 2.11).



Şekil 2.11. Tasarım Parametre Seçimi

Bu alanda yapılmış çalışmaların ortaya net bir metodoloji koymaması sebebiyle parametre seçiminde özgün bir yol izlenmiştir:

- Kanat açıklığı, konusunda tür ortalamasının en yüksek değeri olan 1,32 metre değeri seçilmiştir. Bu seçimin gerçekleştirilmesinin getireceği sonuçlar değerlendirilmek istenirse, pozitif sonuç beklentisi, kuş kanadı ve tüyleri kadar verimli olmayan bir yapı söz konusu olacağı için ihtiyaç duyulan ekstra taşıma kuvveti fazladan kanat alanı ile sağlanabilecektir. Negatif sonuç beklentisi ise, kanadın eklemelenmesi yani çırpılması için ihtiyaç duyulacak kuvvetin artmasıdır. Kanadın boyutunun ve ağırlığının büyümesi kanadın ataletinin artmasına ve ağırlık merkezinin kanat kökünden uzaklaşmasına sebep olacaktır. Böylece kanat kökünden gerçekleştirilecek eklemleme hareketi için gereken kuvvet artacaktır.

- Boy parametresinin seçiminde yine en yüksek nokta olan 58 santimetreye yakın olan 56 santimetre değeri seçilmiştir. Bu değer seçilmesi de tıpkı kanat açıklığı gibi kuşların teknolojik üstünlüğünü kompanse etme amacıyla seçilmiştir. Kuşlar kuyruk tüylerini açabilmekte ve böylelikle kuyruklarının referans alanını arttırabilmektedir. Bu üstünlük kuyruğun aynı kuvvet koluyla uçuşun farklı fazlarında farklı taşıma kuvvetleri oluşturabilmesine imkân sağlamaktadır. Uçaklarda ise sabit kuvvet kolu ve bir elevatör eşliğinde yatay stabilize bu görevi yapmaktadır. Gerçekleştirilen tasarımda değişken yüzeylerin kullanılması planlanmadığı için kuvvet kolu yüksek seçilmiştir. Bu seçimin pozitif ve negatif sonuçları olacağı öngörülmüştür. Pozitif sonuç beklentisi, değişken kuyruk yüzeyi kullanılamamasının dezavantajının fazladan kuyruk kolu ile ortadan kaldırılabilmesidir. Negatif sonuç beklentisi ise fazladan boyun getireceği ağırlıktır.

- Ağırlık parametresinin seçimi gerçekleştirilirken yaşamsal organların azalacağı, iskelet-kas yapısının birleştirileceği ve tasarlanan insansız hava aracında bacak-ayak bulunmaması düşünüldüğü için ağırlığın düşük olarak seçilmesinin uygun olacağı düşünülmüştür. Ağırlık parametresi için 550-1200 g ağırlık aralığından 850 g ağırlık seçilmiştir. Bu ağırlığın seçilmesi mümkün oldukça stall hızının, kanat açıklığının ve eklemleme için ihtiyaç duyulan gücün azaltılmasına imkân sağlayacaktır.

Doğa benzetimi ve kanat parametre seçiminde ortaya koyulan veriler Tablo 3.1.'de kaynakları ile birlikte verilmiştir.

Tablo 3.1. *Kanat Tasarım Parametreleri*

Parametre	Öngörülen Değer	Kaynak
Boy:	56 santimetre	Doğa Benzetimi- Şahin
Kanat Açıklığı:	132 santimetre	Doğa Benzetimi- Şahin
Ağırlık:	850 gram	Doğa Benzetimi- Şahin
Düz Uçuş Hızı:	11 metre/saniye	Doğa Benzetimi- Şahin
Faydalı Yük:	250 gram	Doğa Benzetimi- Şahin
Stall Hızı:	9,5 metre/saniye	Ön Tasarım Tahmini
Ortalama Kanat Veteri:	25 santimetre	Ön Tasarım Tahmini

Bu parametreler girdi olarak kullanılarak, anonim empirik denklemleri birleştirerek oluşturulan ve Anatolia Aero Design ekibi için gerçekleştirdiğim tasarımlarda da kullanılan AUDT SpreadSheet'e Tablo 3.2.'deki şekilde girilmiştir. Girdiler ve sonuçlar aşağıdaki gibidir:

Tablo 3.2. *Tasarım İster Girdileri*

Tasarım İsterleri			
Parametre	Sembol	Miktar	Birim
Boş Ağırlık:	Ew	0,85	kg
Faydalı Yük:	Pw	0,25	kg
Kanat Açıklığı:	b	1,32	m
Aerodinamik Veter:	MAC:	0,27	m
Stall Hızı:	Vs	9,5	m/s
Kalkış Yoğunluğu:	ρ	1,225	kg/m ³
Seyir Yoğunluğu:	ρ	1,19	kg/m ³

Tasarım isterleri tablosunda hava yoğunluğu değeri için, kalkış noktasına deniz seviyesi değeri olan yoğunluk değeri yazılmıştır. Düz uçuş yanı cruise uçuşu için ise 1.19 yani 300 metre irtifada oluşacak hava yoğunluğu değeri yazılmıştır. 300 metrede görülecek hava yoğunluğunun hesaplanması için denklem 3.1'de verilen standart atmosfer derivasyonunun uygulandığı AUDT Spreadsheet tablosu kullanılmıştır (Tablo 3.3.).

$$\rho = \rho_0 * \frac{T}{T_0}^{-\frac{g}{K_T * R}} \quad (3.1)$$

Tablo 3.3. Spreadsheet Standart Atmosfer Tablosu

	İrtifa	Sıcaklık	Yoğunluk	Basınç	Yerel Ses Hızı
T r o p o s f e r	0	288,15	1,225	101325	340,29
	300	286,2	1,19009	97771,2262	339,136622
	600	284,25	1,15594	94319,0686	337,979307
	1000	281,65	1,11159	89870,3979	336,430029
	2000	275,15	1,0064	79487,7481	332,525254
	4000	262,15	0,81897	61628,3752	324,574806
	6000	249,15	0,6595	47167,0677	316,424659
	7000	242,65	0,58929	41046,3861	312,269827
	8000	236,15	0,52495	35585,3976	308,058963
	9000	229,65	0,46613	30728,266	303,789738
	10000	223,15	0,41249	26422,5193	299,459655
T r o p o p a u s e	11000	216,65	0,3639	22632	295,066035
	12000	216,65	0,31079	19329,1703	295,066035
	13000	216,65	0,26544	16508,3433	295,066035
	14000	216,65	0,2267	14099,1772	295,066035
	15000	216,65	0,19362	12041,5959	295,066035
	16000	216,65	0,16536	10284,2903	295,066035
	17000	216,65	0,14123	8783,43929	295,066035
	18000	216,65	0,12114	7501,61691	295,066035
	19000	216,65	0,12062	6406,85891	295,066035
	20000	216,65	0,08798	5471,86581	295,066035

Tablo 3.2.'de görülen verilerin kullanılması ile ortaya Tablo 3.4.'de yer alan veriler ve kabuller çıkmıştır.

Tablo 3.4. Tasarım İster Çıktıları

Ön Tasarım Çıktıları			
Parametre	Sembol	Miktar	Birim
Kalkış Ağırlığı:	Gw	14,081624	N
Kalkış Kütlesi:	Gw	1,435948	kg
Pi:	π	3,1415927	-
Hava Viskozitesi:	μ	1,983E-05	kg/ms
Reynolds:	Re	158453,1	-
Oswald Verimlilik:	e	0,75	-
İnduklenmiş Sürükleme Katsayısı:	k	0,0868118	-
Açıklık Oranı:	AR	4,8888889	-
Kanat Alanı:	S	0,3564	m ²
Kanat Yükleme:	W/S	4,0290348	kg/m ²
Yer Çekimi İvmesi:	g	9,8065	m/s ²
Gerekli Clmax:	-	0,7357849	-
Gerekli Clcruise:	-	0,5164159	-
Seyir Hızı:	Vc	11,176471	m/s

Hava aracının gerçekleştireceği dönüşler sırasında yapacağı yatışlar göz önünde bulundurularak 40 derecelik yatış açısına uygun taşıma üretilmesi gerektiği hesaplanmıştır. 40 derecelik θ yatış açısına uygun yük faktörü n, Denklem 3.2 ile hesaplanmıştır.

$$n = \frac{1}{\cos \theta} \quad (3.2)$$

Yük faktörünün dahil edilmesi ile, kaldırılması gereken maksimum yük 1,436 kilogram olarak belirlenmiştir.

Hava aracının kanatları üzerinde oluşacak akışın Reynolds sayısı 158.453 olarak hesaplanmıştır. Reynolds sayısı, karakteristik uzunluk olarak kanat veteri, cruise yani düz uçuş hızı, hava yoğunluğu ve havanın viskozitesi kullanılarak Denklem 3.3’de gösterilen şekilde hesaplanmıştır.

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot c}{\mu} \quad (3.3)$$

Oswald kanat verimlilik faktörü geleneksel kanat teorisine göre kanat üzerindeki taşıma dağılımının eliptik dağılıma olan yakınlığını ifade eder. Bu değer 0,7 ile 0,85 arasında değişkenlik göstermektedir (Raymer, 1989). Çalışmada tasarımı gerçekleştirilecek kanadın estetiğinin doğa benzetimine uygunluğu da beklendiği için eliptik dağılım yakalanamayabilecektir. Bu durum ön görülerek tasarımda Oswald verimlilik faktörünün kabulü 0,75 olarak gerçekleştirilmiştir.

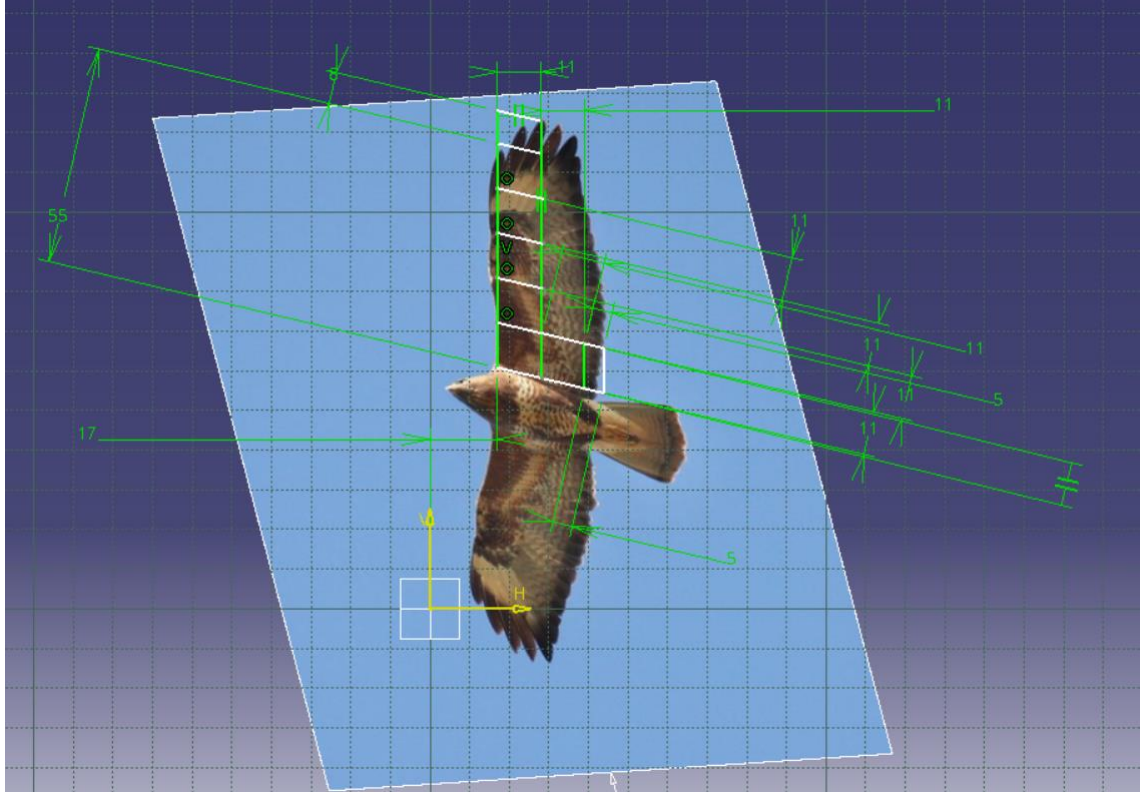
İndüklenmiş sürüklenme faktörü k , kanatta oluşan taşıma paralelinde ortaya çıkan bir sürüklenme türüdür. Kanat uçlarında yüksek basınç bölgesinden alçak basınç bölgesine kaçış gerçekleşmesi sonucu ortaya çıkar. Kanat ucu bölgesinde oluşan taşıma kuvvetinin şiddeti, buradaki basınç kaçaklarının şiddetini de etkiler. Eliptik yani uçlara doğru azalan bir taşıma dağılımı elde edilmesi indüklenmiş sürüklemenin de azaltılması anlamına gelmektedir (Sadraey, 2013). İndüklenmiş sürüklenme katsayısı, k , Oswald verimlilik faktörü, Pi sayısı ve kanat açıklık oranı girdileri kullanılarak Denklem 3.4’de olduğu gibi hesaplanmıştır.

$$k = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (3.4)$$

Kanat açıklık oranı, kanat açıklığının kanat veterine oranıdır. Kanat açıklık oranı 1 ise, uçağın kanadı kare şeklindedir. Kanat açıklık oranı arttıkça uçakların kanatları uzalıp incelir. Akrobasi uçaklarında düşük kanat ataleti istendiği için kanat açıklık oranı 4-5 seviyelerinde görülebilirken, alternatif yakıtlı uçaklar gibi kanatta verimlilik beklentisi yüksek olan araçlarda kanat açıklık oranı 10-15 seviyelerinin üstüne çıkabilir. Kanat açıklık oranı, bir ön tahmin olarak ortaya koyulan 0,27 m ortalama veter ile 5,28 olarak Denklem 3.5’deki gibi hesaplanmıştır.

$$AR = \frac{b}{MAC} \quad (3.5)$$

Bu veter tahmini ve tahminin kullanılması ile ortaya koyulan açıklık oranı,3 boyutlu katı modelleme programı üzerinde, iki boyutlu çizimden-şekile modülünde yüksek çözünürlükte erişkin bir şahin fotoğrafı ile eş kareler metoduyla ölçülerek doğrulanmaya çalışılmıştır (Şekil 3.1.).



Şekil 3.1. Eş Kare Analizi

Gerçekleştirilen eş kareler analizinde kanat uzunluğu 126'lık pay alırken, kanat veterinin 27 birimlik bir alan kapladığı görülmüştür. Bu oran, 4,6'lık bir açıklık oranına tekabül etmektedir. Tasarımda alınan 0,27'lik veter uzunluğu ile elde edilen 4,8 açıklık oranı değerinin gerçeğe oldukça yakın olduğu bu analiz ile görülmüştür.

Kanat alanı ölçümü şahin doğa benzetiminden elde edilen kanat açıklığı ve eş kareler analiziyle doğrulanan kanat veteri kullanılarak Denklem 3.6'daki gibi hesaplanmıştır.

$$S = b \cdot MAC \quad (3.6)$$

Kanat yüklemesi değeri, W/S , uçakların yük kapasitesini anlayabilmek için kullanılan önemli bir faktördür. Kanadın metrekaresi başına ne kadar yük taşındığını gösterir. Bu değerin yüksek olması, küçük bir kanatla yüksek bir yükün taşınabildiği anlamına gelir. Taşıma denkleminde bu değer yerine yazıldığında stall hızını etkileyen önemli bir faktör olduğu görülmektedir. Düşük kanat yüklemesine sahip uçaklar daha iyi manevra gerçekleştirir ve daha kısa pistlere kalkış, iniş gerçekleştirebilirler. Kanat yüklemesi şahin doğa benzetiminden gelen veriler kullanılarak Denklem 3.7 ile hesaplanmış ve $4,03 \text{ kg/m}^3$ değeri bulunmuştur.

$$\frac{W}{S} = \frac{W}{b.MAC} \quad (3.7)$$

Tasarım ister çıktıları arasında yer alan C_L required (İhtiyaç duyulan C_L) ve C_L max katsayıları taşıma katsayısı ile ilgili terimlerdir. C_L required, tasarım isterlerinde doğa benzetimi ile ortaya koyulan düz uçuş hızı ile havada kalabilmek için gereken taşıma katsayısıdır. C_L max ise, düz uçuş hızından daha düşük olan havada tutunma hızında hava aracının ihtiyaç duyduğu taşıma katsayısıdır. Bu katsayıların belirlenmesi kanat profili seçimi için oldukça önemlidir. Kanat profilinin sahip olduğu geometri taşıma katsayısının belirleyicisidir. Kambur kanat profilleri yüksek taşıma katsayısına sahiptir, ancak bunun yanında yüksek bir sürüklenme katsayısı ve kuyruk tarafından dengelenmesi gereken bir yunuslama momenti katsayısına sahiptirler. Bu yüzden kalkışta ihtiyaç duyulan fazladan taşıma katsayısı flap adı verilen yüksek taşıma tertibatları ile elde edilir. Düz uçuşa geçildiğinde daha düşük taşıma katsayısı yeterli olacağı için flaplar ilk pozisyonuna getirilir ve düşük sürüklenme katsayısı ile daha az güç sarf edilerek uçuş gerçekleştirilir.

Konsept tasarım verileri bir girdi-çıkıttı metoduyla ortaya koyulduktan sonra kanat tasarımının diğer parametreleri de AUDT Spreadsheet üzerinden hesaplanılmaya başlanmıştır. Kuşlar doğaları gereği üstten kanatlıdır. Kanatları sırt-omuz bölgesine bağlıdır. Dolayısıyla tasarımı gerçekleştirilen doğa benzetimli insansız hava aracının da üstten kanatlı olması uygun olacaktır. Şahinlerin kanatlarındaki daralma uçaklardaki gibi uca doğru gittikçe daralan bir yapıda değildir. Özel bir tasarıma sahiptir. Kanadın kökünden orta kısmına doğru gidildikçe veter artmakta, daha sonra uca doğru gidildikçe veter kısalmaktadır (Şekil 3.2.).



Şekil 3.2. Şahin Kanadının Şekli (<http-11>)

Kanat şekli üzerinden daralma oranının anlaşılması amacıyla teknik çizim programı üzerinde çizgiler çekilerek kanat üzerinde kök, orta kısım ve uç kısmın birbirine oranları elde edilmiştir ve Tablo 3.5.'te verilmiştir.



Şekil 3.3. Kanat Daralma Oranı

Tablo 3.5. Daralma-Genişleme Oranı

Kök Kısım (m)	Orta Kısım (m)	Uç Kısım (m)
0,27	0,292	0,2315

Bu inceleme ile şahinlerin, geleneksel hava araçlarının sahip olduğu kanatlar gibi sürekli daralan kanatlara değil, önce genişleyip sonra daralan kanatlara sahip olduğu görülmüştür. İç kanattaki genişleme oranı, 1,081, dış kanattaki daralma oranı ise 0,792'dir. Tasarımda bu oranlara bağlı kalınarak doğa benzetiminin mümkün olduğunca tutarlı olmasına özen gösterilmiştir.

Kanat izdüşümünün belirlenmesinin ardından kanat için profil seçimine geçilmiştir. Muller ve Patone (1998) gerçekleştirdikleri çalışmada kuşların kanatlarının hava geçirgenliği üzerine testler yapmış ve bu süreçte kanat kesitlerini inceleme fırsatı bulmuşlardır. Bu çalışmalar sırasında kuşların kanat profili de incelenmiş ve oraya Şekil 3.4'te görülen, ön kısmı kemik ve ete bağlı, arka kısmı tüy olan kanat kesiti koyulmuştur.



Şekil 3.4. Kanat Kesiti (Muller ve Patone, 1998)

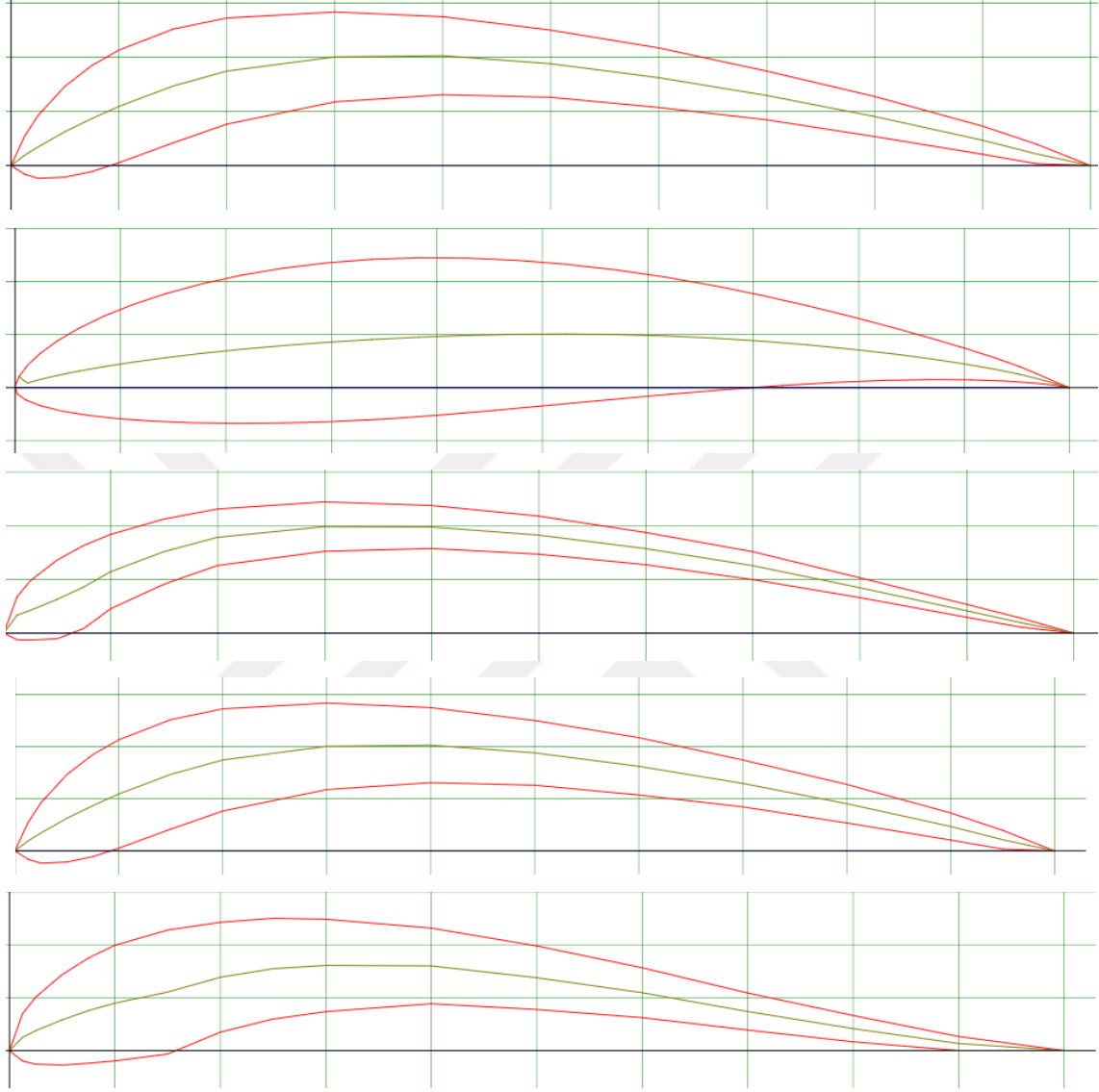
Markus vd. (2012) FESTO firmasının ürettiği martı benzetimli kanat çırpın insansız hava aracı Smartbird'de kullanılan kanat profili de NACA 7412 profili ile bir martı kanat kesitinin optimize edilmiş halidir (Şekil 3.4.).



Şekil 3.5. Smartbird Kanat Kesiti (Markus vd., 2012)

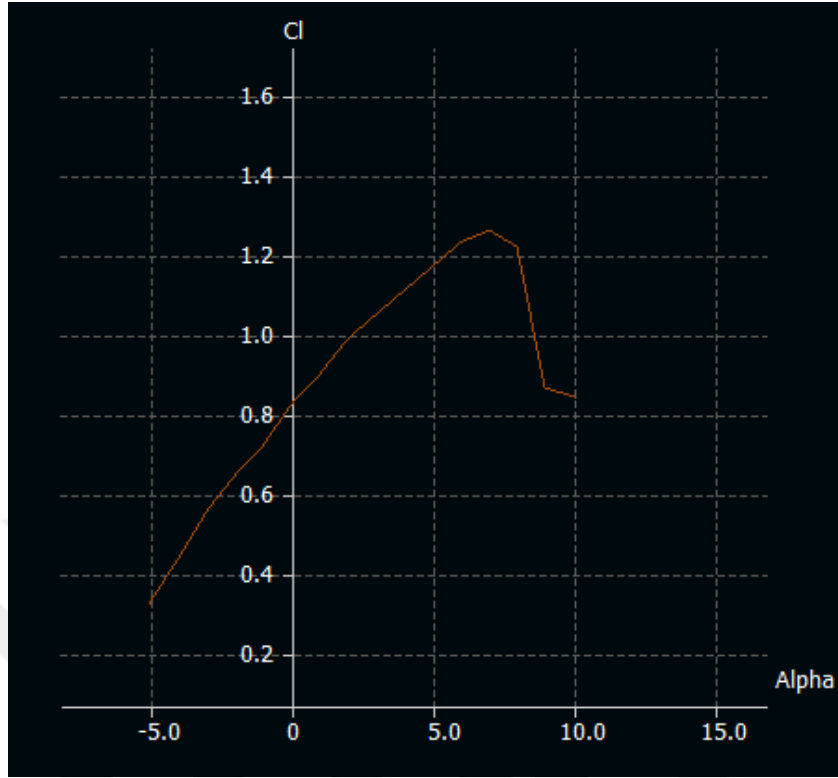
Kanat profili seçim aşamasında RAF19, S 1020, GOE 464, RAF 19 ve M8 kanat profilleri aday olarak seçilmiştir. Bu profiller uygun kamburluk, kolay üretilebilirlik ve

çarpma kuvvetine dayanabilecek kalınlıkta olmaları gözetilerek aday olarak belirlenmiştir. Aday profillerin geometrileri Şekil 3.6.'da gösterilmiştir.

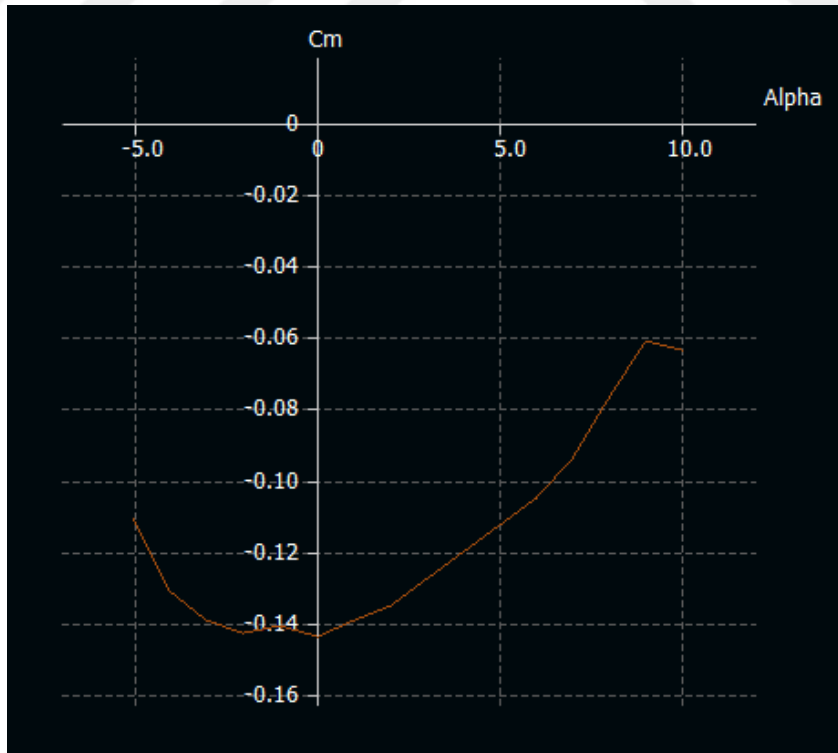


Şekil 3.6. Yukarıdan Aşağı RAF19, SD7003, S1020, GOE464, RAF19, M8

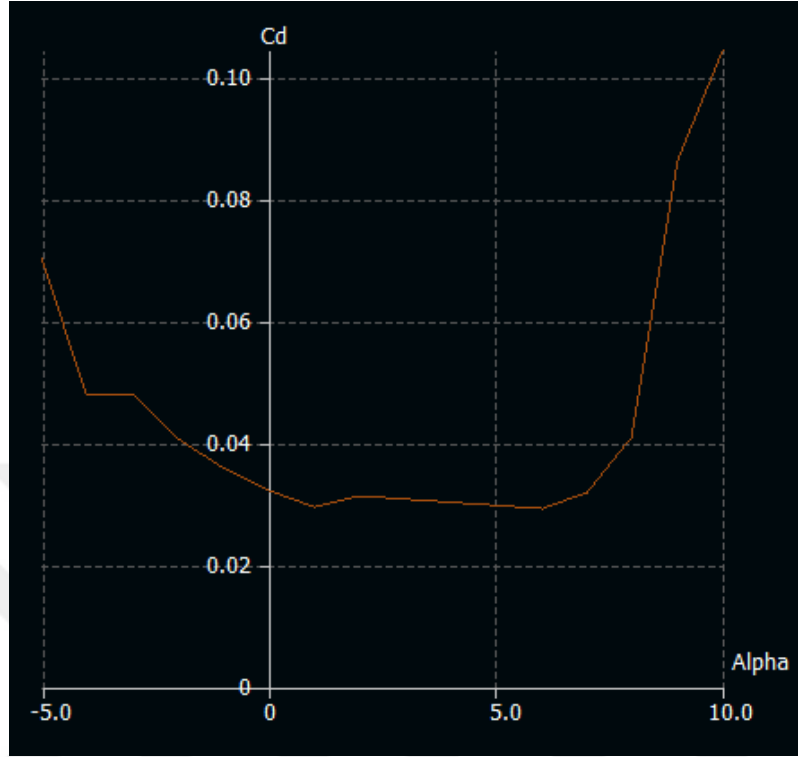
Aday kanat profilleri üzerinde XFLR5 (XFLR 5, 2013) programı üzerinde akış çözümü gerçekleştirilmiş ve iki boyutlu profillerin taşıma katsayıları, sürüklenme katsayıları ve yunuslama momenti katsayıları elde edilmiştir. Profiller arasından RAF19 profili, düşük Reynolds sayılarına uygun karakteristiği, yeterince kalın olan geometrisi, kuş kanat kesitine benzerliği ve uygun taşıma katsayısı sebebiyle seçilen kanat profili olmuştur. RAF 19 kanat profiline ait 150.000 Reynolds sayısında taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve yunuslama momenti katsayısı aşağıdaki tablolarda verilmiştir (Şekil 3.7., 3.8., 3.9., 3.10.).



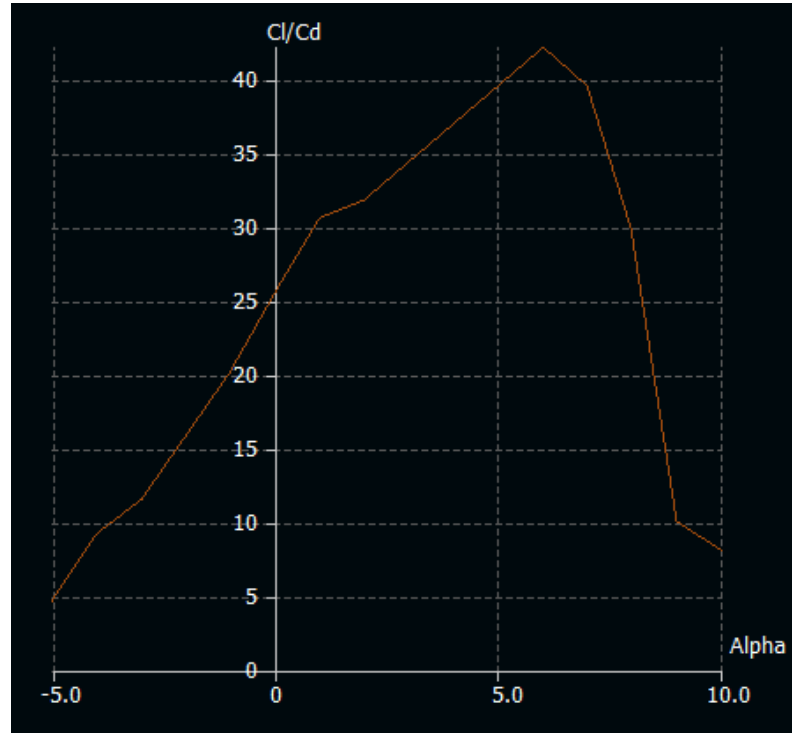
Şekil 3.7. Taşıma Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi



Şekil 3.8. Moment Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi

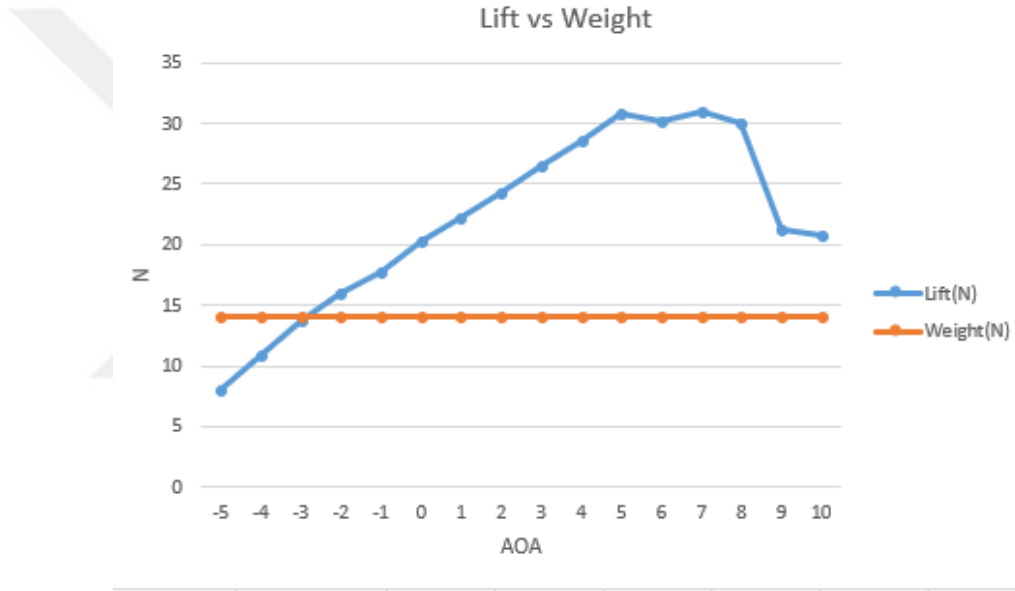


Şekil 3.9. Sürüklenme Katsayısının Hücüm Açısı İle Değişimi



Şekil 3.10. Taşıma Katsayısının Sürüklenme Katsayısına Oranı

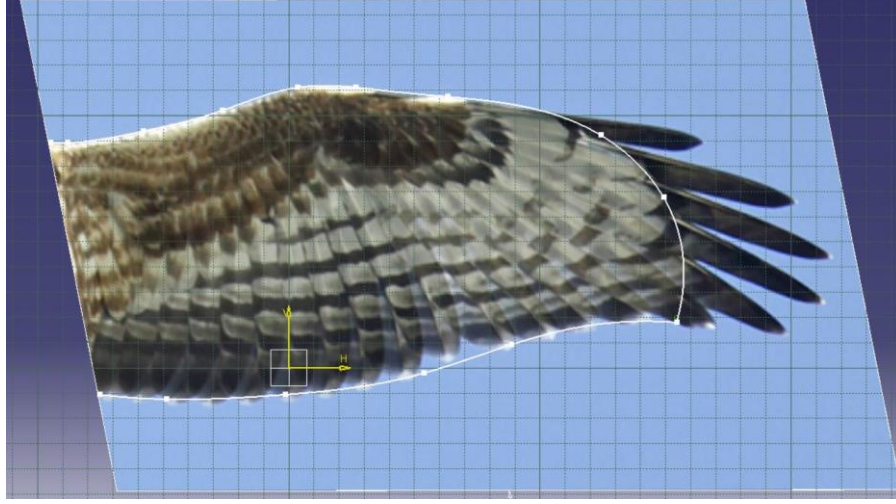
Kanat profilinin belirlenmesi ile birlikte AUDT Spreadsheet üzerinde taşıma analizi gerçekleştirilmiştir. Bu analizde hava aracının ağırlığı ile kanadın farklı hücum açılarında düz uçuş hızı ile üreteceği taşıma hesaplanmıştır. Taşıma analizinin gerçekleştirilmesi kanat için oturtma açısına ihtiyaç duyulup duyulmayacağını anlamak amacıyla da taşımaktadır. Yapılan analizde RAF19 kanat profilinin seçim sebeplerinden biri olan 0 derece hücum açısının altında sağladığı yüksek taşıma katsayısının katkısı görülebilmektedir. Bu katkı sonucu tasarlanan insansız hava aracının düz uçuş hızı ile uçuğu sürece -3 derecenin üstündeki hücum açılarında kendi ağırlığını taşıyabileceği Şekil 3.11’de yer alan grafikten görülmektedir.



Şekil 3.11. Taşıma – Ağırlık Analizi

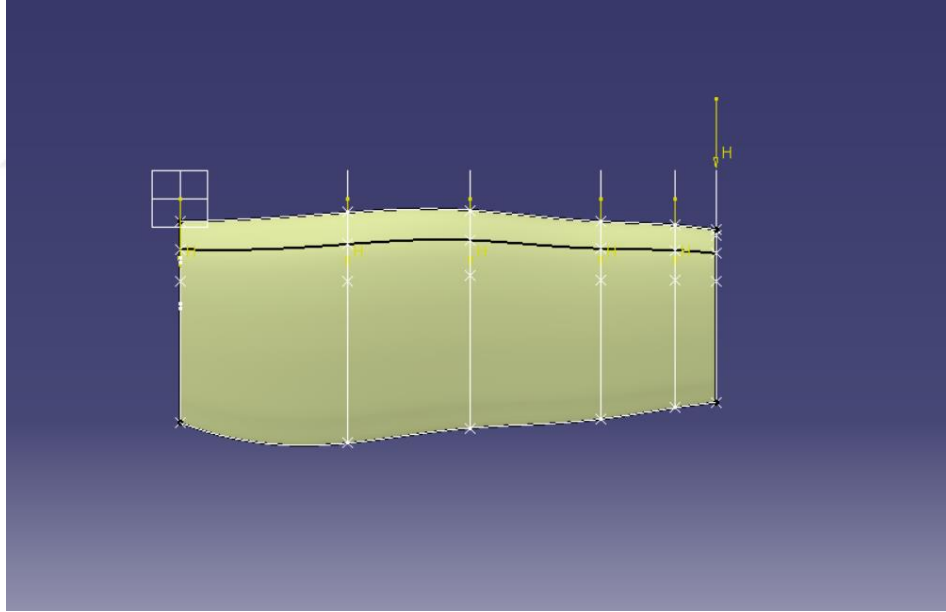
Tasarlanan kanat çırpan insansız hava aracının uçuş testlerinin test pilotu açısından da zorlu olacağı öngörülerek pilotaj açısından sınırlarda bir araç tasarlanmamaya gayret edilmiştir. İnsansız hava aracının -3 derece hücum açısında hala kendi ağırlığını taşıyabilir olması pilotajı kolaylaştıran önemli bir faktördür.

Kanat için profilin de seçilmesi ile kanadın katı modelinin çıkartılabilmesi için ihtiyaç duyulan bütün bilgiler elde edilmiştir. Kanadın katı modeli bilgisayar destekli teknik çizim programında gerçekleştirilmiştir. Kanadın katı modellenmesi gerçekleştirilirken Şekil 3.2’deki şahin bireyinin kanat şekli de incelenmiştir (Şekil 3.12.).



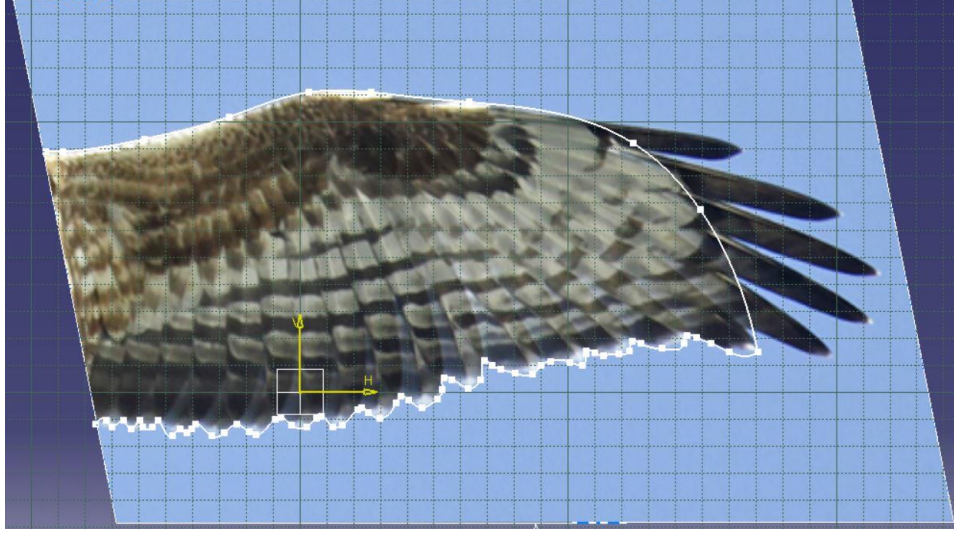
Şekil 3.12. Katı Model İncelemesi

Sonuçta ortaya 6 istasyon profil ile çizilmiş Şekil 3.13'deki kanat katı modeli ortaya koyulmuştur.



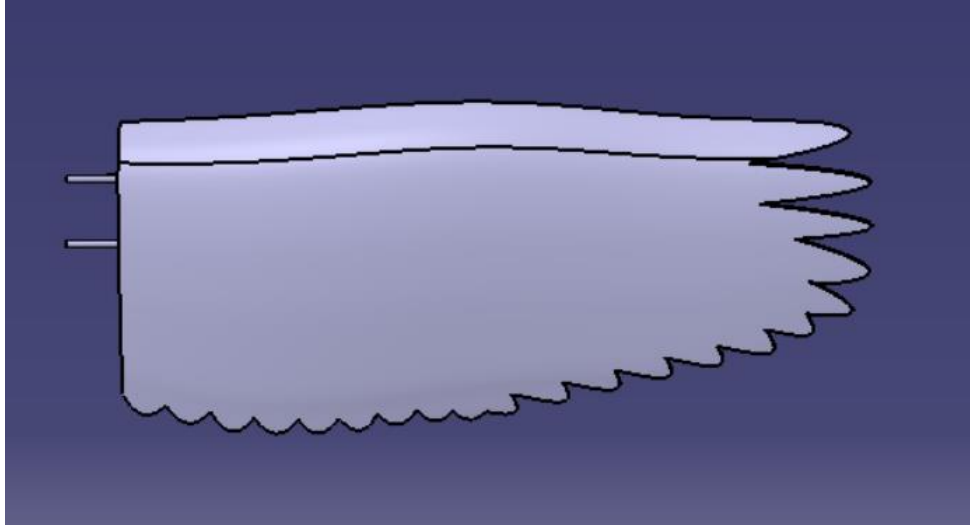
Şekil 3.13. Kanat Katı Modeli

Ortaya koyulan kanat katı modeli boyutları itibariyle doğa benzetimiyle tam uygunluk gösterse de doğa benzetimine uygun bir görüntüye kuşların sahip olduğu tüylerin desenine sahip olmadığı için erişememiştir. Bunun üzerine Şekil 3.2'deki şahin bireyinin kanat desenleri incelenerek estetik görüntü eklenmeye çalışılmıştır (Şekil 3.14.).



Şekil 3.14. *Kanat Desen İncelemesi*

Gerçekleştirilen kanat desen incelemesi gerçekleştirilen kanat katı modeline entegre edilmiştir (Şekil 3.15). Sonucunda ortaya doğa benzetimine uygun, aynı kanat alanına sahip bir kanat ortaya çıkmıştır. Kanat ucu tüylerinin başlıca fonksiyonu estetik ve kamuflaj olmakla birlikte etkileri analiz bölümünde incelenmiştir.



Şekil 3.15. *Kanat Desen Modeli*

Ortaya koyulan katı modelin ile kanat tasarımı süzülme uçuşu için tamamlanmıştır.

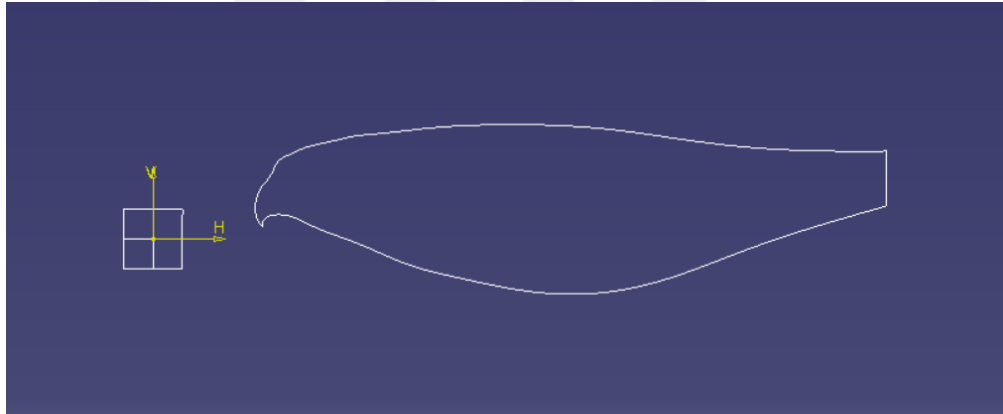
3.3. Gövde Tasarımı

Şahin benzetimli çırpın kanatlı insansız hava aracının gövde tasarımı gerçekleştirilirken 3 aşamalı bir tasarım süreci takip edilmiştir. Bu 3 aşama,

- Şahin Benzetimi ile fotoğraf üzerinden gövde izdüşümünün çıkartılması
- Çıkartılan gövde izdüşümü üzerinde boyutlandırma yapılarak matematiksel modelinin çıkartılması
- Matematiksel boyutlandırması çıkartılan gövdenin katı modellemesinin gerçekleştirilmesi

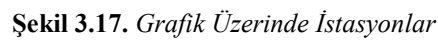
İşlemlerinin birbiri ardına gerçekleştirilmesidir.

Şahin benzetimi için kanatların benzetiminde kullanılan bireyin fotoğrafları kullanılarak teknik çizim programında bir iz düşüm çıkartılmıştır (Şekil 3.16.).



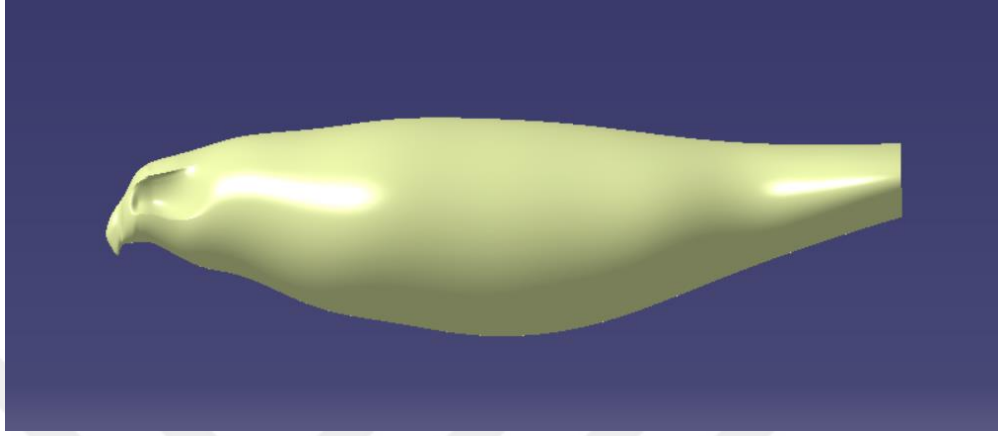
Şekil 3.16. Gövde İzdüşümü

Gövde izdüşümü çıkarıldıktan sonra doğa benzetiminde seçimi gerçekleştirilen boy oranına göre ölçeklendirme gerçekleştirilmiştir. Ölçeklendirme çalışmasının gerçekleştirilmesinin ardından gövdenin katı modelinin çıkartılabilmesi için istasyonlama yapılmış ve vücut kısmı 11, kafa kısmı 7 istasyona ayrılmıştır. Gaga kısmının detaylarının ortaya koyulabilmesi için istasyon sayısı bu kısımda yüksek tutulmuştur. Matematiksel boyutlandırma AUDT Spreadsheet üzerinde gerçekleştirilmiş ve istasyonlar arası mesafe ve boyutlandırmalar ortaya koyulmuştur (Tablo 3.6.). Matematiksel modelin ortaya koyduğu iz düşüm yan görüntü olarak grafik olarak yine AUDT Spreadsheet üzerinde çizgi grafiği ile çizdirilmiştir (Şekil 3.17.).

[illegible]

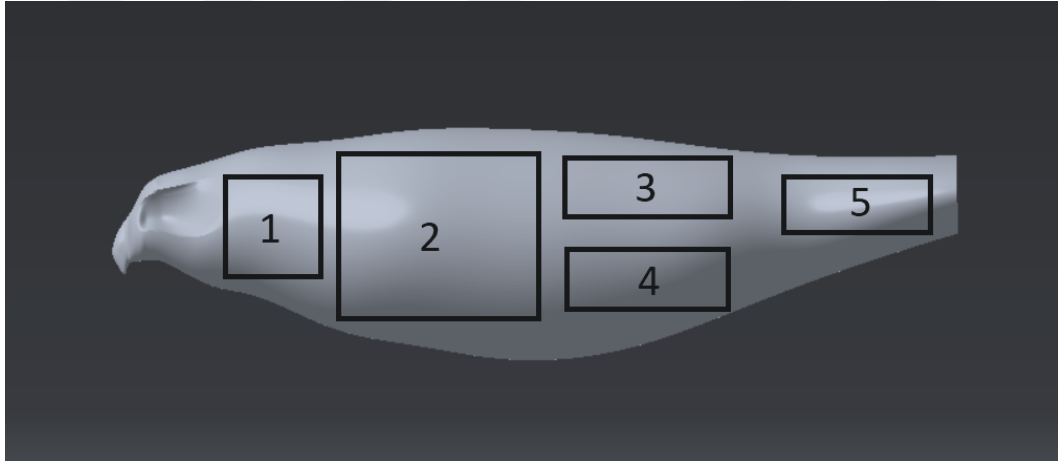
66

Göz yuvaları ve gaga bölümünde istasyon sayısı yüksek tutularak detay vermeye özen gösterilmiştir. Bu detayların verilmesinin ardından gövde katı modellemesi tamamlanmıştır (Şekil 3.19.).



Şekil 3.19. Gövde Katı Modeli

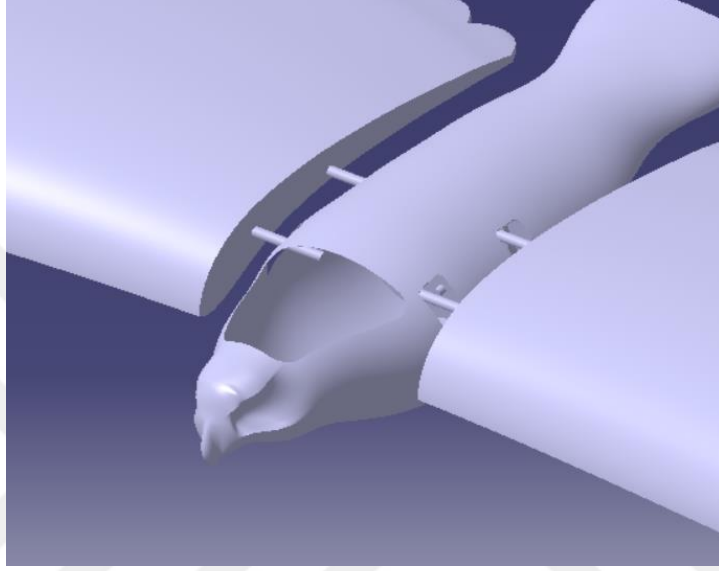
Gövde içerisine yerleşecek yapısal ve faydalı yükün dağılımı aşağıdaki gibi planlanmıştır (Şekil 3.20.).



Şekil 3.20. Gövde İçi Yerleşim Planı

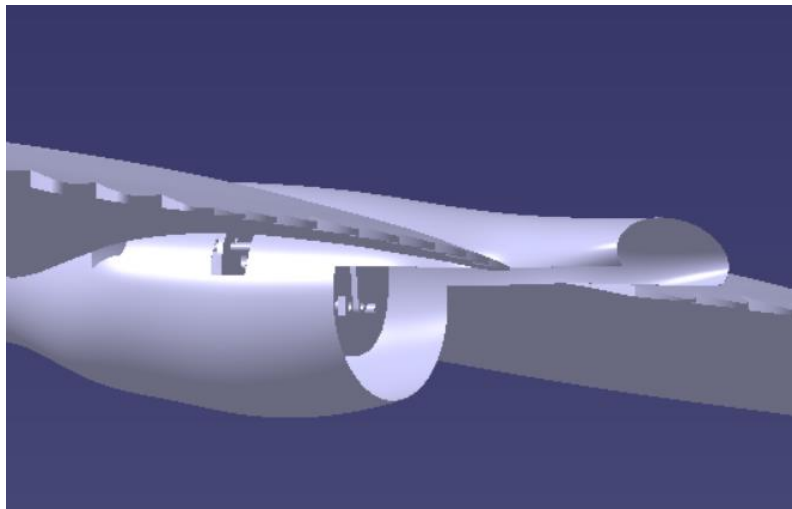
1. Uçuş Bataryası, Elektronik Hız Kontrol Devresi
2. Kanat Çırpma – Eklemlleme Mekanizması
3. Alıcı ve Verici
4. Kamera ve Kamera Bataryası
5. Kuyruk Servoları

Yerleşim planının gerçekleştirilmesinin ardından kapaklar ve ekleme boşlukları açılmıştır (Şekil 3.21.). Ön kapak, boyun kısmında açılmıştır. Batarya ve elektronik hız kontrol devresine erişilebilmesi için bu kapağın boyutu büyük tutulmuştur. Ekleme boşlukları kanatların olduğu noktalara göğüs hizasına açılmıştır. Bir yanda iki tane olmak üzere toplam dört adet ekleme boşluğu bulunmaktadır.



Şekil 3.21. *Ön ve Ekleme Kapakları*

Kanat çırpma mekanizmasının sökülüp takılabilmesi amacıyla arkadan kargo uçaklarına benzer bir kapak yapılmıştır. Kamera modülünün de bu kargo kapısına dahil edilmesi planlanmıştır (Şekil 3.22).



Şekil 3.22. *Arka Kapak*

Şekil 3.23.'de gerçekleştirilen gösterim üzerinden uçağın ağırlık merkezi etrafında oluşan momentler yazıldığında:

$$\sum M_{cg} = M_{wf} + M_{Lwf} + M_{Lh} \quad (3.8)$$

M_{wf} kanat ve gövdenin ürettiği aerodinamik yunuslama momenti, M_{Lwf} , kanat ve gövdeden üretilen taşıma kuvvetinin ağırlık merkezi üzerinde oluşturduğu moment ve M_{LH} yatay kuyruğun ağırlık merkezinde oluşturduğu momenti ifade etmektedir. Uçağın düz uçuşu, sıfır derece hücum açısıyla gerçekleştirebilmesi için uçağın ağırlık merkezi etrafında oluşan momentlerin toplamı sıfıra eşit olmalıdır (Denklem 3.9).

$$\sum M_{cg} = 0 \quad (3.9)$$

Kanat çırparak uçulan düzensiz rejimde bu analizin gerçekleştirilmesi oldukça kompleks olacağı için süzülme durumu için bu analiz gerçekleştirilmiştir. Kanat çırpılarak gerçekleştirilen düzensiz uçuş durumu için ise, kuyrukta bulunan elevatör kontrol yüzeyi ile kuyruğun kamburluğu arttırılarak dengelemenin pilotaj ile yapılabileceği öngörülmüştür. Süzülme durumu için moment kolları da belirlenerek denge durumu denklemi tekrar oluşturulmuştur (Denklem 3.10).

$$\sum M_{cg} = 0 = M_{wf} + L_{wf} * l_h + L_H * l_{ht} \quad (3.10)$$

Denklemin daha da açılabilmesi için, taşıma ve moment değerlerinin denklemleri çıkarılmıştır:

$$M_{wf} = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_{mwf} * c \quad (3.11)$$

$$L_{wf} = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_{Lw} \quad (3.12)$$

$$L_H = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_{LH} \quad (3.13)$$

Denklemlerde ortak olan dinamik basınç ifadesi sadeleştirilip uçağın toplam taşıma denklemi eklendiğinde ortaya taşıma katsayılarından oluşan bir eşitlik çıkmaktadır:

$$L = L_{wf} + L_h \quad (3.14)$$

$$C_L = C_{Lwf} + C_{Lh} * \frac{S_h}{S} \quad (3.15)$$

$$C_{mwf} + C_L(h - h_0) - \frac{l}{c} * \frac{S_h}{S} * C_{Lh} = 0 \quad (3.16)$$

Denklem 3.16'da yer alan $\frac{l}{c} * \frac{S_h}{S}$ birimsiz ifadesi “Yatay Stabilize Hacim Katsayısı” olarak isimlendirilmektedir. Bu ifade denklem 3.17'deki gibi gösterilmektedir.

$$C_{HT} = \frac{l}{c} * \frac{S_h}{S} \quad (3.17)$$

C_{HT} ifadesine dair Anatolia Aero Design çalışmalarında ve diğer kaynaklarda elde edilen tecrübe ile, bu sayının değerinde görülen artışların uzunlamasına kararlılıkta artışı beraberinde getirdiği deneyimlenmiştir. Bu değer tasarım için 0,4 olarak belirlenmiştir.

Dikey kuyruğun ise uçağın doğrultusunu yan rüzgarların bozucu etkilerine karşı korumak ve doğru doğrultuda hareket edilmesini sağlamaktır. Dikey kuyruğun tasarımında da yatay kuyrukta olduğu gibi bir hacim katsayısı kullanılmıştır.

$$C_{VT} = \frac{l}{c} * \frac{S_h}{S} \quad (3.18)$$

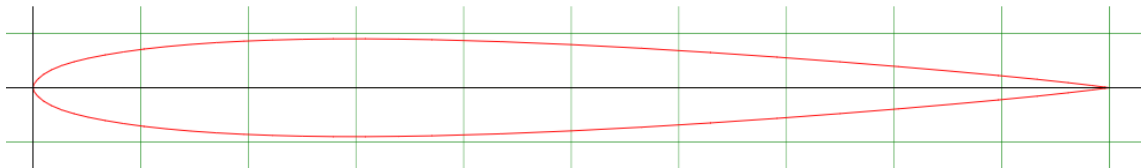
Tasarımda, C_{VT} katsayısı için 0,05 değeri kullanılmıştır.

Katsayılar için bu değerler kullanılarak kuyruğun tasarımı ve katı modeli Tablo 3.7.'de yer alan verilere göre gerçekleştirilmiştir. Kuyruk için doğaya uygunluk tercih edilerek kuşlarda olduğu gibi V kuyruk tipi konfigürasyonu seçilmiştir. V kuyruk konfigürasyonu için dikey ve yatay stabilize iz düşümleri arasında oran 0,49 olması amacı güdülerek 110 derece kuyruk açısı kullanılmıştır.

Tablo 3.7. Kuyruk Verileri

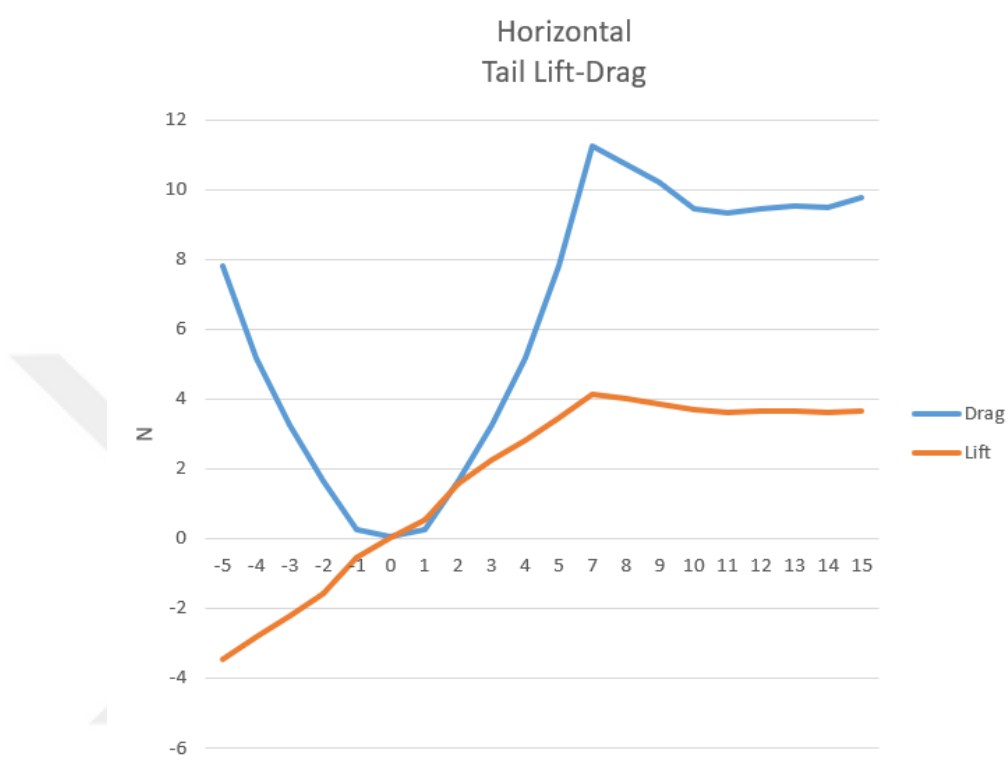
Yatay Kuyruk C_{HT}	0,4	Yatay Kuyruk C_{VT}	0,03
Kuyruk Kolu	0,4 m	Kuyruk Kolu	0,4 m
Yatay Kuyruk Alanı	0,0962 m ²	Yatay Kuyruk Alanı	0,0352 m ²
Yatay Kuyruk Açıklık Oranı	1,423	Yatay Kuyruk Açıklık Oranı	0,522
Yatay Kuyruk Veteri	0,26 m	Yatay Kuyruk Veteri	0,26 m

Kuyruk boyutlandırmasının tamamlanmasının ardından kuyruk için profil belirlenmiştir. Kuyruk profili olarak simetrik airfoiller üzerinde durulmuş ve üretim kolaylığı ile kalınlık olarak uygun değerleri sağlayabileceği ön görülerek NACA 0009 profili seçilmiştir (Şekil 3.25).



Şekil 3.25. NACA0009

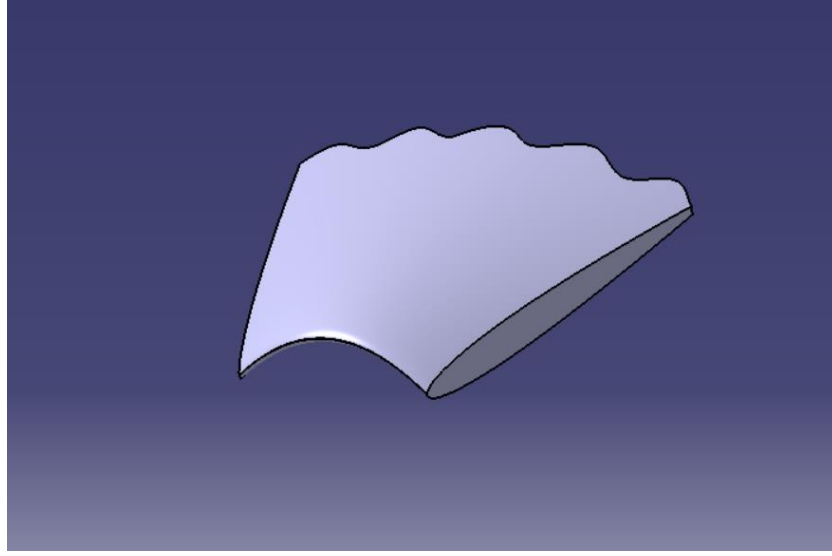
NACA 0009 profilinin sürüklenme ve taşıma katsayılarına ulaşılması bu katsayıların taşıma ve sürüklenme denklemlerinde yerine yazılması ile yatay kuyruk birleşeninin farklı hücum açılarındaki üreteceği kuvvet hesaplanmıştır (Şekil 3.26.).



Şekil 3.26. Yatay Kuyruk Taşıma ve Sürüklenme

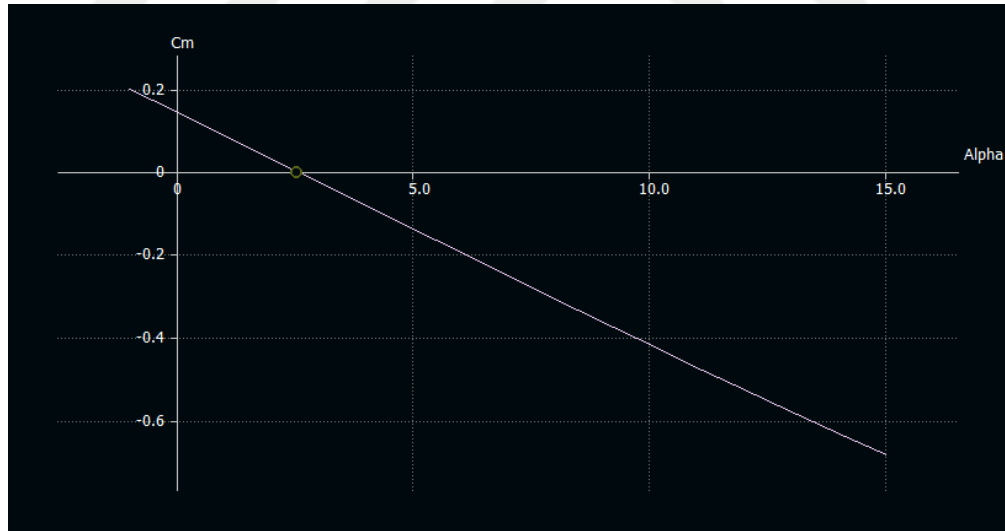
Denklem 3.10 kullanılarak kuyruğun $-2,5^\circ$ hücum açısında seyir uçuşunda trim durumunu sağladığı hesaplanmıştır. Bu hesaplama ile kuyruğun oturtma açısı $-2,5^\circ$ olarak belirlenmiştir.

Oluşturulan katı model üzerinde kanatlarda uygulandığı gibi, doğa benzetimi yapılan şahin kuşuna benzerlik sağlanması amacıyla tüy girinti ve çıkıntıları eklenmiştir (Şekil 3.27.).



Şekil 3.27. Kuyruk Katı Modeli

XFLR 5 yazılımı üzerinde oluşturulan katı modele uzunlamasına kararlılık analizi uygulanmış ve trim değerine 3 derece hücum açısında ulaşılabileceği görülmüştür. Bu trim değerine elevator trimi ile ulaşılabileceği ön görülmüştür (Şekil 3.28.).



Şekil 3.28. Kuyruk Trim Diyagramı

Kuyruk üzerinde İHA'nın tek kontrol yüzeyini teşkil edecek ruddervatorler bulunmaktadır. Ruddervatorlerin boyutlandırılması, Raymer (1989)'de yer alan ölçeklere göre gerçekleştirilmiştir.

4. KANAT ÇIRPARAK UÇUŞ

Kuşların uçuşu düzenli ve düzensiz olmak üzere iki şekilde incelenebilir. Uçuşunun büyük bölümünü kanatlarını çırparak uçan kuş türleri düzensiz uçarlar. Süzülme hareketi ise bilinen sabit kanat kurallarına uygun olarak gerçekleştirildiği için düzenli uçuş olarak adlandırılabilir.

Düzenli uçuş rejimi için, gerçekleştirilen kanat tasarımının düz uçuş hücum açılarında ($0-5^\circ$ aralığı) incelenmesi ve ürettiği taşıma kuvvetinin insansız hava aracının ağırlığını havada tutması yeterlidir.

Büyük kuşlar oldukça büyük kanatlara sahiptir. Kartallar, Akbabalar ve benzetimi gerçekleştirilen Şahin türleri, geniş kanat alanları sayesinde verimli bir süzülme hareketi gerçekleştirebilmektedir. Süzülme, kanat çırpma göre oldukça verimli bir uçuş şeklidir. Bu kuşlar sadece kanat çırparak uça, çok fazla enerji harcamak zorunda kalmazlar.

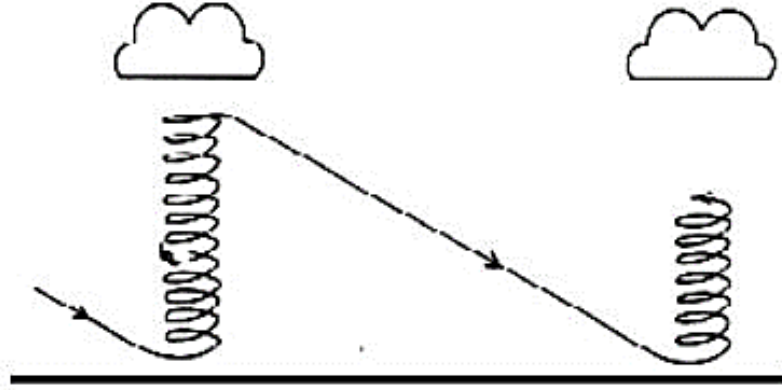
Süzülme sırasında irtifanın getirdiği potansiyel enerji, kinetik enerji ile takas edilir ve kazanılan hız sayesinde uçuş gerçekleştirilir. Yırtıcı kuşlar belirli bir irtifaya çıkana kadar kanatlarını çırparak uçar ve sonrasında o irtifayı kullanarak uzun süre süzülme hareketi yaparlar. Bu enerji tasarrufu sayesinde daha uzun süre havada kalarak daha geniş bir menzilde avlarını arayabilirler.

Büyük kuşlar evrimsel süreçleri boyunca çeşitli uçuş ve süzülme teknikleri geliştirmiş ve atmosferik olayları kendi lehlerine kullanmayı öğrenmişlerdir. Martılar, deniz ve hava arasında oluşan hava akımını kullanmayı öğrenmiş ve gemilerin gövdesinin oluşturduğu akışı kullanarak süzülmeyi öğrenmişlerdir. Kara yırtıcıları ise termaller adı verilen atmosferik olaydan da yararlanırlar.

Termaller, güneş ışınları tarafından ısıtılan yerden yükselen hava kolonlarıdır. Isınan havanın yoğunluğu azalır ve bu yüksek basınçlı hava yukarı doğru yükselir. En güçlü termaller güneş ışınlarının yer küreye en dik geldiği ve en çok enerji getirdiği öğle saatlerinde oluşur. Termallerin yukarı doğru hareketini irtifalarını arttırmak için kullanan gündüz yırtıcıları bu öğle termalleri ile avlarını ararlar. Termal süzülmenin en verimli şekilde gerçekleştirilebileceği saatler bu saatlerdir.

Termaller belirli bir patterne göre ortaya çıkmazlar. Gündüz yırtıcıları bir termal bulana kadar uçtukten sonra buldukları termal ile irtifalarını arttırırlar. Yeterli irtifaya

ulaştıktan sonra süzülme hareketine başlayarak etrafı gözlemlerler. Bu süzülme hareketi bir sonraki termali bulana kadar sürer. Kuşlar bu şekilde termallerin kaldırma gücü ile irtifa kazanır ve kanat çırpma sayılarını düşürerek enerji tasarrufu sağlarlar (Şekil 4.1.). Hem irtifa kazanma sırasında hem de gözlemlleme sırasında süzülerek enerji tasarrufu sağlayan gündüz yırtıcıları, elde ettikleri enerji tasarrufuyla uçuş sürelerini arttırabilirler.

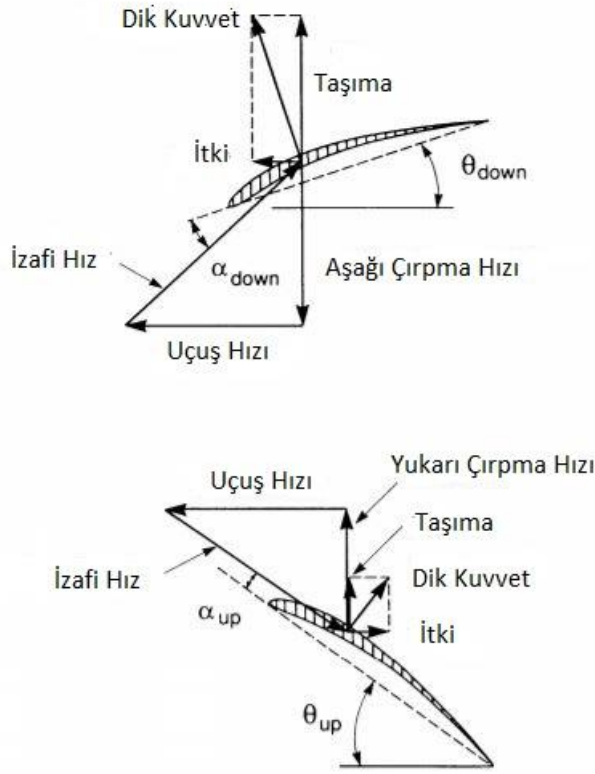


Şekil 4.1. Termal Süzülme Uçuşu (Eren, 2001)

Kanat çırparak gerçekleştirilen uçuşun süzülme uçuşu ile en büyük farkı, süzülme uçuşunda sadece taşıma üretilirken kanat çırpma uçuşunda hem itki hem taşıma üretilmesidir. Yani sabit kanatlı insansız hava araçları ile süzülme uçuşu aynı prensiplerle gerçekleşmektedir. Kuşların süzülme hareketi planörlerin uçuşu ile aynı şekilde gerçekleşmektedir. Radyo kontrollü planör hobisiyle ilgilenen pilotların da termalleri kullanarak uçuş sürelerini uzattığı bilinmektedir.

Kanat çırparak gerçekleştirilen uçuşun bu süzülerek uçuşun prensiplerden farklı olarak gerçekleşmesi, bu uçuş şeklinin incelenmesi gerekliliğini doğurmuştur. Ornithopter tipi adı verilen insansız hava araçları da kanat çırparak uçuşun özelliklerinin incelenmesi ve bunun taklit edilmesi ile ortaya çıkmıştır.

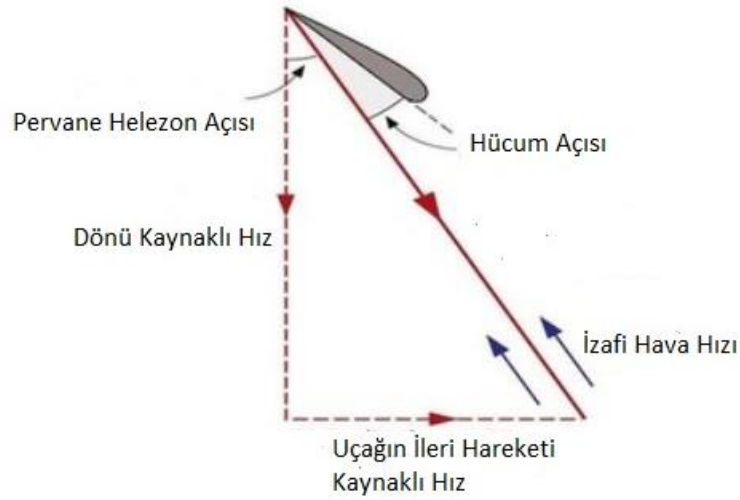
Kanat çırpma hareketi, yukarıdan aşağı ve aşağıdan yukarı hareket ile iki çevrime sahip bir hareket olarak incelenebilir. Kanadın yukarıdan aşağı indirilmesi süresince aşağı doğru bir hız komponenti oluşur. Bu hız komponentinin oluşumu, kanat üzerine gelen havanın artık paralel değil, izafi bir hız olarak değerlendirilmesi gerektiği anlamına gelir. Bu durumda kanadın aşağı hareketinde hava akımı kanat üzerine aşağı yönlü gelirken, yukarı hareketinde hava akımı kanat üzerine yukarı yönlü gelir (Şekil 4.2.).



Şekil 4.2. Yukarı ve Aşağı Çırpma Kanat Üzerindeki Kuvvetler

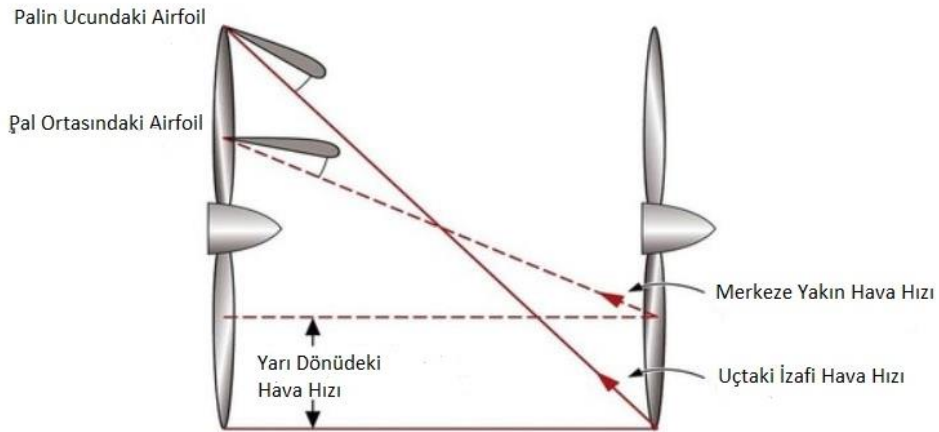
Şekil 4.2.'de aşağı ve yukarı çırpma süresince oluşan kuvvetler incelenebilmektedir. Kanadın yukarı ve aşağı aynı hızla çırpıldığı durumda aşağı doğru çırpma süresince ileri yönlü itki kuvvetinin ve taşıma kuvvetinin oluşumu incelenebilmektedir. Kanat aşağı doğru çırpılırken, Taşıma kuvvetinin şiddeti düşük hücum açısının etkisi ile düşmekte ve itki uçuş yönünün tersine, negatif yönde oluşmaktadır. Dolayısıyla kanat çırparak gerçekleşen uçuşun iki çevrimi arasında yukarıdan aşağıya hareketin önemi daha fazladır.

İzafi hıza bağlı olarak gerçekleşen bu itki oluşumu, pervanelerin çalışma prensibine benzemektedir. Pervaneler de merkezleri etrafında döndürülmelerinin sonucu olarak ortaya çıkan izafi hızın yönü sayesinde ileri kuvvet oluşturlar (Şekil 4.3.).



Şekil 4.3. Pervane Üzerinde Oluşan Bileşke Hız (http-12'den uyarlanmıştır)

Pervanelerde dönü hareketi sonucu oluşan hız komponenti uçlara doğru artar. Bunun sebebi pervanelerde çizgisel hızın, uçlara doğru gidildikçe yarıçap etkisiyle artmasıdır. Pervanelerde bu sebeple uçlara doğru gidildikçe verimi korumak amacıyla burulma açıları görülür (Şekil 4.4.).

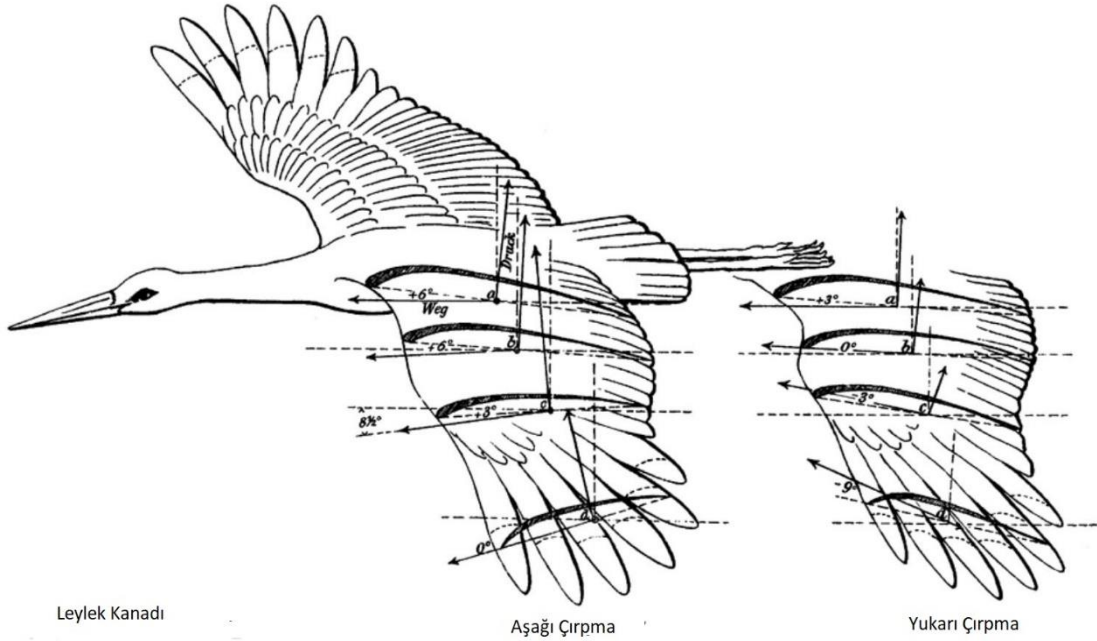


Şekil 4.4. İzafi Hızın Değişimi (http-12'den uyarlanmıştır)

Kanat çırpma hareketinin çevrimleri sırasında da pervanelerde görülen bu kökten uca izafi hava hızı değişimleri gözlenir. Kanat çırpma hareketi, kuşlarda kanadın kol kısmı boyunca devam eden kemikler ve bu kemiklerin hareketini sağlayan sırt kasları aracılığıyla gerçekleştirilir. Kanat kökünden uygulanan bu kuvvet ile, kanat çırpma açısı

taranır. Kanat çırpma açısı aynı frekans ile kanadın farklı kesitlerinde aynı anda tarandığı için kanadın açısal hızı bu noktalarda aynı ancak çizgisel hızları farklıdır.

Kanat ucuna gidildikçe kanat yukarı giderken aşağı doğru oluşan ve kanat aşağı giderken yukarı doğru oluşan hava hızları kanat ucuna doğru gidildikçe büyür. Düşey hız komponentinde gerçekleşen bu artış, kanadın ucunda izafi hava hızı geliş açısının artmasına sebep olur. Kuşlar kanatlarını burarak kanatlarına gelen izafi havayı en uygun verimli şekilde itki ve taşıma üretmek amacıyla kullanırlar. Leyleklerin kanadı, yukarı çırpma sırasında kökte $+6^\circ$, uçta 0° gövdeye göre pozisyon alırken; aşağı çırpma sırasında kökte $+3^\circ$ ve uçta -9° burulma gerçekleştirir (Şekil 4.5.) (Lilienthal, 1889).

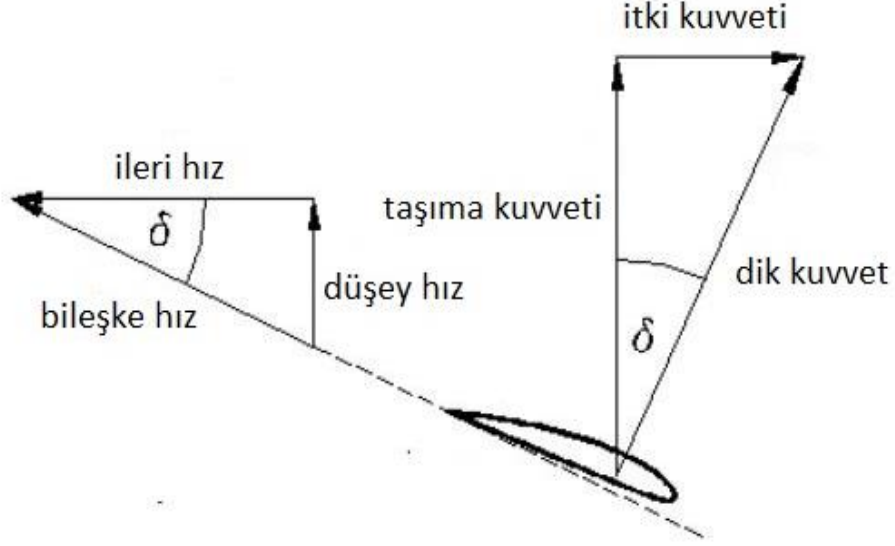


Şekil 4.5. Leylek Kanadında Burulmalar (Lilienthal, 1889'den uyarlanmıştır)

4.1. Aşağı Çırpma Çevrimi

Kuşların kanat çırpma hareketi aşağı çırpma hareketi ve yukarı çırpma hareketi olarak iki çevrime ayrılarak incelenebilir. Aşağı çırpma hareketi, kanat çırpılarak uçuşu sağlayan kuvvetlerin üretilmesinde önemli bir rol oynar. Aşağı çırpma hareketi sürecinde, süzülme hareketinde elde edilenden daha yüksek bir taşıma dağılımı elde edilir. Aşağı çırpma sürecinde kanat yüksek vida adımına sahip bir pervane gibi davranır. Pervane hareketinde ortaya çıkan tork kuvveti, bu kanat çırpma hareketinde taşıma kuvveti olarak kullanılır (Şekil 4.6.).

Aşağı Çırpma Hareketi



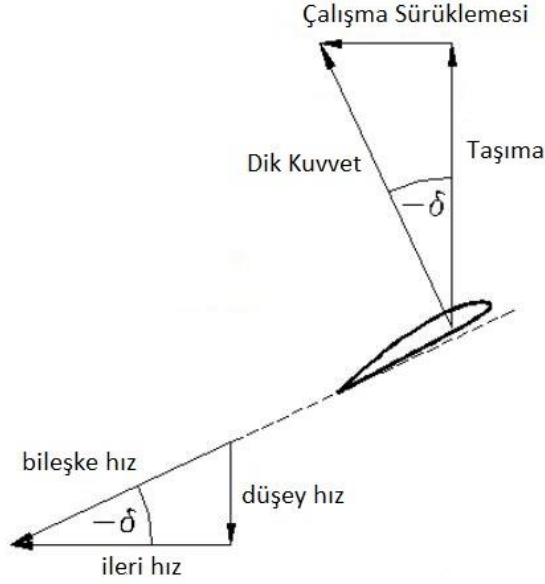
Şekil 4.6. Aşağı Çırpma Hareketinde Oluşan Kuvvetler (Räbiger, 2018'den uyarlanmıştır)

4.2. Yukarı Çırpma Çevrimi

Kanat çırparak uçuşun iki çevriminden biri olan yukarı çırpma hareketinde ise durum tersine döner. Yukarı çırpma hareketi kuşlar için çok verimli değildir. Bu hareket süresince aşağı çırpma süresince elde edilen kuvvetlerin seviyesine ulaşamaz. Bazı kuş tipleri kanatlarını yukarıya çırparken içeri çekerek bu hareket süresince harcanan eforu azaltmayı amaçlar.

Yukarı çırpma hareketinde elde edilen taşıma dağılımı, süzülme hareketinde elde edilen dağılımdan daha düşüktür ve gövdeye daha yakındır. Bu hareket süresince taşımanın elde edilmek istendiği doğrultuda bir çırpma gerçekleştirilir. Bu haliyle hareket bir rüzgâr türbini gibi davranır. Yukarı çırpma hareketi süresince kuşun hareket yönüne ters olarak çalışma sürüklemesi oluşur (Şekil 4.7.).

Yukarı Çırpma Hareketi



Şekil 4.7. Yukarı Çırpma Hareketinde Oluşan Kuvvetler (Räbiger, 2018'den uyarlanmıştır)

Aşağı veya yukarı, her iki çırpma hareketinde de hareketten maksimum faydanın sağlanması kuşların özel tasarımı ile mümkündür. Bu özel tasarımın amacı doğru taşıma dağılımını ve kanat burulmasını sağlayarak izafi hava hızından mümkün olan en büyük faydalı sağlamaktır.

Pervaneler ve rüzgâr türbinlerinde karşıdan gelen akış ile yapılan açı oldukça yüksek ve düşey hız bileşenleri karşıdan gelen hıza göre oldukça yüksektir. Çırpan kanatlarda ise düşey hız bileşenleri karşıdan gelen hıza göre daha düşük değerler alır. Bu yönüyle çırpan kanatlar bu dönen makinelerle benzetilebilir, ancak tamamen farklı bir karakteristiğe sahiptir.

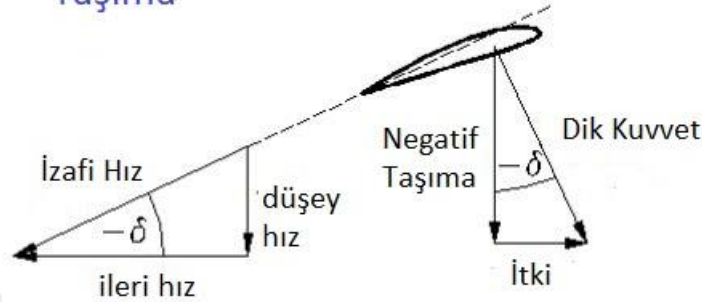
4.3. Çırpan Kanatta Verim

Çırpan kanatlar ile verimli bir uçuş yapılabilmesi, elde edilen taşıma dağılımına ve özellikle kanat ucundaki burulma sonucu elde edilen, aşağı çırpma süresince itki ve yukarı çırpma süresince sürüklemenin değerlerine bağlıdır.

Eğer bir tam çevrim boyunca ortaya çıkan çalışma sürüklemesi ve itki kuvveti birbirini nötrlüyorsa toplam itki kuvveti sıfıra eşit olur ve kanat çırparak uçuş gerçekleştirilemez.

Yukarı çırpma hareketi sırasında kanat uygun açıda bükülerek negatif taşıma kuvveti yakalanabilirse, Şekil 4.7’de gösterilen türbin durumundan farklı olarak bir itki kuvveti elde edilebilir (Şekil 4.8.).

Yukarı Çırpma Hareketi - Negatif Taşıma



Şekil 4.8. Yukarı Çırpma Hareketinde Negatif Taşıma Durumu (Räbiger, 2018’den uyarlanmıştır)

Negatif taşıma durumunun sağlanabilmesi için, izafi hava hızının belirlenmesi ve kanat profilinin veter hattının bu hava hızı ile negatif açı yapması yani negatif bir hücum açısı elde edilmesi gerekmektedir. Yukarı çırpma ve aşağı çırpma çevrimleri arasında elde edilen taşıma kuvveti şiddetinin özellikle kanadın düşey hız bileşeninin güçlü olduğu uç kısmında farklı olması elde edilen itkinin şiddetinin de yüksek olmasını ifade etmektedir. Taşıma kuvvetleri arasındaki fark ne denli büyükse, üretilen itki kuvveti de o miktarda büyüklüğe sahiptir.

Yukarı çırpma süresince ortaya çıkan düşük taşıma kuvvetinin dengelenmesi, bu hareket sırasında kanat kökündeki oturtma açısının artırılması ile sağlanabilir. Bu konuda hiçbir çalışma bulunmasa da Holst (1943) çalışmasında ekstra bir kanat kökü burulması ile bu taşımanın sağlanabileceği önerisinde bulunmuştur. Leylek ve kuğu gibi ağır kuşların uçuşu süresince bu hareket gözlemlenebilmiştir.

Kontrollü bir uçuşun sağlanabilmesi için kanat çırpma İHA üzerindeki bütün kuvvetlerin bir yukarı ve bir aşağı kanat çırpma çevrimi boyunca dengede tutulması gerekmektedir.

Yukarı çırpma durumunda kanadın gövdeye yakın kısmının pozitif taşıma ve çalışma sürüklemesi üretmesi ve uç kısımdaki negatif taşıma kuvvetini dengelemesi gerekmektedir (Lilienthal, 1889).

Ornithopter tasarımlarında ortaya koyulan yaklaşım, kanat kökünde ya da kol bölgesinde, yukarı ve aşağı çırpma süresince taşıma elde edilmesidir. Bu bölgenin ana görevi taşıma kuvveti elde etmek ve ornithopterin ağırlığını dengelemektir.

Aşağı çırpma hareketi süresince bu bölgede elde edilen itki kuvveti, yukarı çırpma süresinde bu bölgede görülen çalışma sürüklemesi ile nötrlenmektedir.

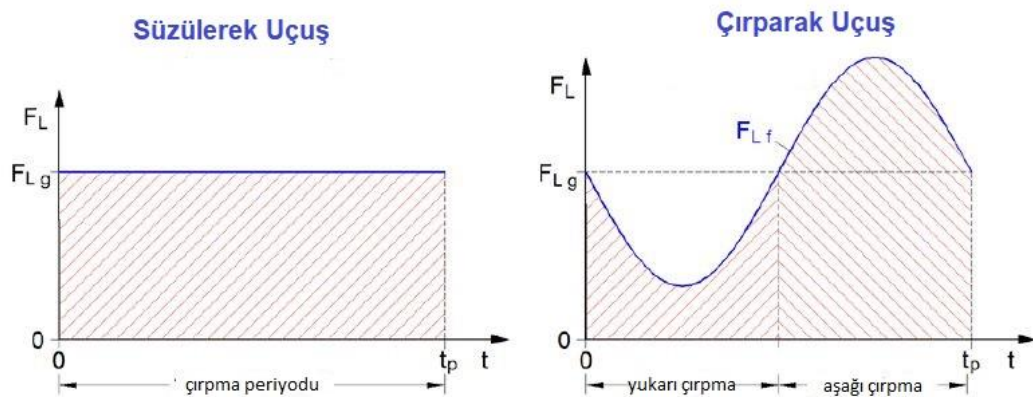
Çırpma kanatlarda uç bölgesi ya da el bölgesinde ise özellikle aşağı çırpma çevrimi süresince itki kuvveti üretilir. Kol bölgesinde taşıma, el bölgesinde itki üretilir yaklaşımı bu hareketin incelenmesi ile temellendirilmiştir.

4.4. Çırpma Kanatta Taşıma

Çırpma kanatta oluşan taşıma kuvveti, süzülen veya sabit kanatta olduğu gibi durağan şekilde ifade edilemez. Çırpma çevrimleri boyunca değişiklik göstermektedir. Bu kuvvetin değişimini ve etki sürecinin hesaplanabilmesi için denklem 4.1’de görülen etki süresi ve kuvvetin çarpımından oluşan bir kuvvet impulsı ortaya koyulmuştur (Räbiger, 2018).

$$\text{Kuvvet[N]} * \text{Etki Süresi[s]} = \text{Kuvvet İmpulsı [Ns]} \quad (4.1)$$

Şekil 4.9’de soldaki grafikte süzülme sırasında bir çırpma periyodunda (t_p) ortaya çıkan kuvvet impulsının büyüklüğü ve sağdaki grafikte ise düzensiz uçuş gerçekleştirilirken sırasında bir kanat çırpma periyodunda ortaya çıkan kuvvet impulsının büyüklüğü görülmektedir.



Şekil 4.9. Düzenli ve Düzensiz Uçuşta Çırpma İmpulsı

açısal hız değeri artmaktadır. Bu artış kanat çırparak uçan cismin kanadında oluşan kuvvetlerin şiddetini arttırmaktadır. Kuşlar belirli kanat çırpma frekanslarına sahiptir. Bu frekanslar türler içerisinde boyutlara göre değişiklik gösterebilir. Kanat frekansının kanatta oluşan kuvvetlere etkisi yarasalar üzerinde görülebilmektedir. Yarasalar memeli uçan canlılardır. Yavruları gebelik sürecinde karınlarında büyür. Bu süreçte anne yarasaların artan vücut ağırlığını, kanat frekanslarını arttırarak dengeledikleri gözlemlenmiştir (Kunz and Fenton, 2005).

Çırpma Açısı: Kanat çırpma açısı, kanatların yukarı ve aşağı çırpılma açısını tanımlamak için kullanılır. Aşağı çırpılma açısı ve yukarı çırpılma açıları aynı değerde olmayabilmektedir. Bu durumda açılar $+20^\circ$, -40° şeklinde gösterilir.

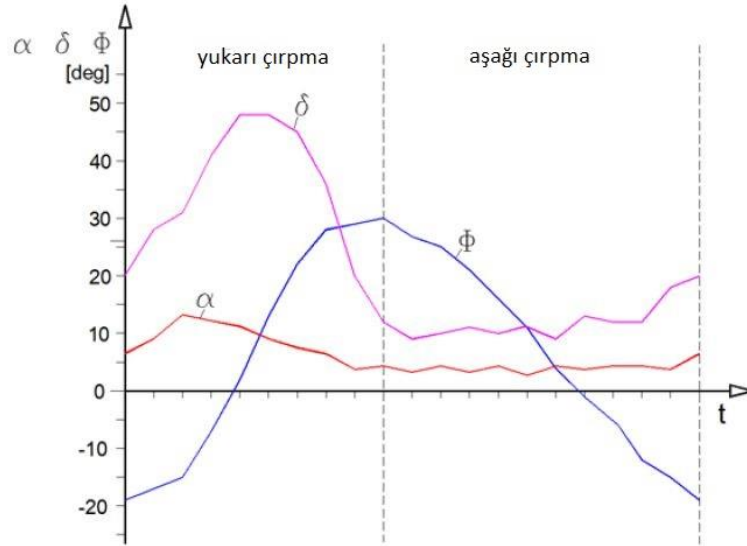
A. Piskorsch (1975) gerçekleştirdiği çalışmada bir kuğunun kanat çırparak uçuşu süresince kanat üzerindeki burulma açılarını incelemiştir. Şekil 4.12., bu incelemede ortaya koyulan verileri göstermektedir.

Grafikte,

ϕ , kanadın kol bölgesinde oluşan hücum açısı,

δ , kanadın el bölgesinin kol bölgesi ile arasında oluşan burulma değeri,

α , kanat kökü ile gövde arasındaki hücum açısını göstermektedir.



Şekil 4.12. Kuğu Kanadında Görülen Burulmalar (Piskorsch, 1975'den uyarlanmıştır)

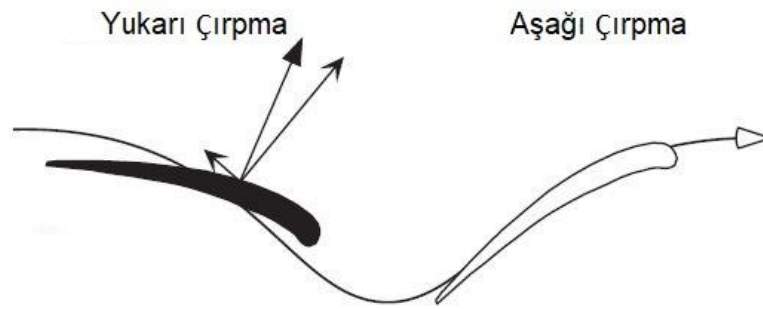
Grafikten elde edilen veriler, sol kısımda yukarı çırpma ve sağ kısımda aşağı çırpma olarak ikiye ayrılmıştır. Ağır kuşlarda görülen kanat kökündeki hücum açısını arttırma hareketi kırmızı çizgi ile gösterildiği gibi yukarı çırpma hareketi boyunca gözlenmiştir.

Kanadın kol kısmındaki hücum açısının çevrim boyunca değiştiği ve sinüzoidal bir hareket göstererek yukarı çırpma hareketinin sonundaki ölü noktada en yüksek değere ulaştığı görülmektedir.

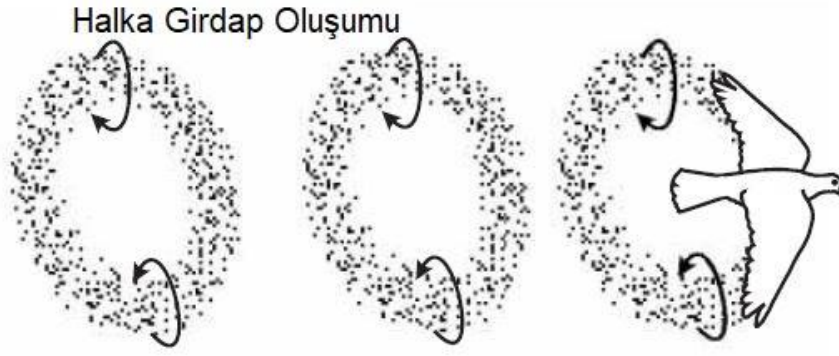
Kanadın el kısmı ise, yukarı çırpma hareketi boyunca burulma açısını arttırmakta ve aşağı çırpma hareketinde pozisyonunu korumaktadır. El kısmı yukarı çırpma durumunda bu açıyı gerçekleştirerek negatif taşıma oluşturmakta ve itki kuvvetinin ortaya çıkmasını sağlamaktadır.

Kanat çırpma hareketinin ve beklenen sonuçların tasarlanan ornithopterin kanatlarında da benzer şekilde imite edilmesi gerekmektedir. Uçma hareketini irdeleyen çalışmalar ve özellikle Şekil 4.12.'de görülen kuğu çalışması bu hareket konusunda önemli bilgiler vermektedir. Kanatların eklemleme hareketi ve bu hareketi gerçekleştirecek çırpma mekanizmasının tasarlanması, bu hareketin en uygun ve verimli şekilde gerçekleştirilmesi için oldukça önemlidir.

Kuşların kanatlarını çırpmaları süresince oluşan hava sirkülasyonları da kanatta oluşan kuvvetleri anlamak için önemli bir ipucu verir. Halka girdap oluşumu, kanadın aşağı çırpma hareketinde büyük kuvvetler oluşturması ve yukarı çırpma boyunca sadece taşımayı sürdürebilecek kuvveti oluşturmasının sonucudur. Küçük kuşlarda kanatların içeriye katlanması ile bu kuvvetler daha da azalır (Şekil 4.13a.). Aşağı çırpma sırasında oluşturulan sirkülasyonun bu kadar yüksek olması halka girdap oluşumuna sebep olur (Şekil 4.13b.) (Hedrick, Tabalske and Biewener, 2002).

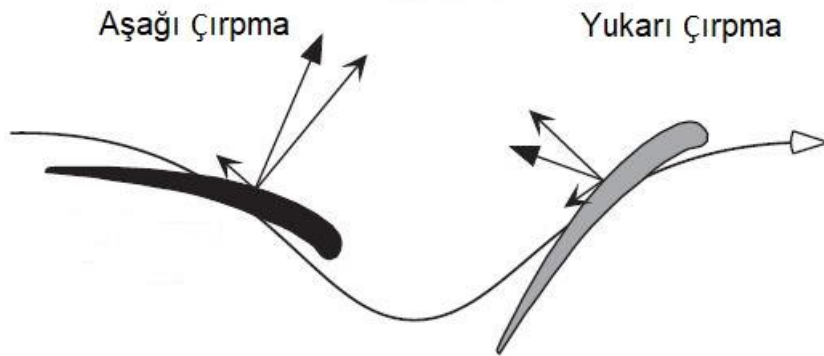


Şekil 4.13a. Halka Girdap Oluşumu (Hedrick, Tabalske and Biewene, 2002'den uyarlanmıştır.)

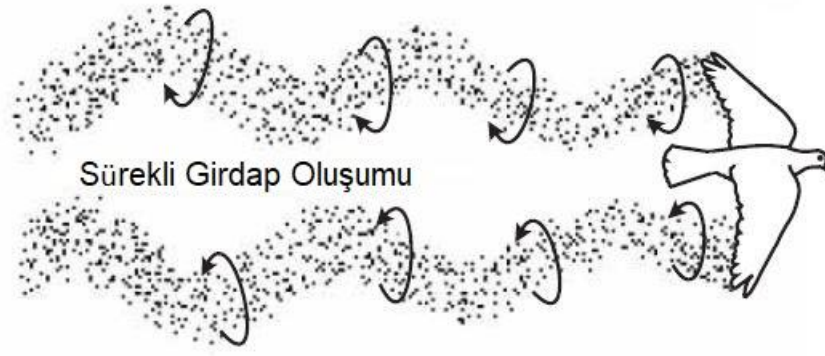


Şekil 4.13b. *Halka Girdap Oluşumu (Hedrick, Tabalske and Biewene, 2002'den uyarlanmıştır.)*

Kanat çırparak uçuş sırasında görülen ikinci girdap oluşumu ise sürekli girdap oluşumudur. Çalışmada benzetimi yapılan Şahin kuşunu da kapsayan geniş kanatlı kuşların uçuşu sırasında gözlemlenir. Büyük kanatlı kuşların çırparak uçuş süresince küçük kanatlı kuşlarda olduğu gibi kanatlarını içeri katlayarak yukarı çırpma hareketini yapma şansı yoktur. Bu tür kuşların uçuşunda taşıma hem yukarı hem de aşağı çırpma sürecinde elde edilir (Şekil 4.14a.). İtme kuvveti ise dik kuvvetin aşağı çırpma sırasında kanadın ucuna yakın, aşağı çırpma sırasında da kök bölgesine yakın olacak şekilde ve kanat ucunda aşağı yönlü olacak şekilde burulması ile elde edilir. Bu kanat hareketleri sonucu yeterli taşıma kuvveti üretilse de ancak limitli bir itme kuvveti elde edilebilir. Bu sürekli sirkülasyonlar, halka girdap oluşumundaki gibi aralıklı girdapların oluşumundan farklı olarak aşağı çırpma hareketinde yüksek, yukarı çırpma hareketinde düşük şiddetli ancak sürekli olarak görülür (Şekil 4.14b.).



Şekil 4.14a. *Sürekli Girdap Oluşumu (Hedrick, Tabalske and Biewene, 2002'den uyarlanmıştır.)*



Şekil 4.14b. Sürekli Girdap Oluşumu (Hedrick, Tabalske and Biewene, 2002'den uyarlanmıştır.)

Kuşlar üzerinde gerçekleştirilen rüzgâr tüneli çalışmaları ile gözlenen bu girdap oluşumları, kanat çırparak uçuş prensipleri üzerine ortaya atılan modelleri doğrular niteliktedir. Ayrıca büyük kanatlara sahip ağır kuşlar ile küçük kanatlı hafif kuşların uçuş karakteristiği arasında da görülen farklılıklar ortaya koyulmuştur (Hedrick, Tabalske and Biewener, 2002).

Çalışmada benzetim yapılan Şahin kuşu da büyük kanatlı ağır kuşla sınıfına mensup olarak o sınıfın karakteristik özelliklerini gösterdiği için bu uçuş karakteristiğine odaklanılmıştır. Bu tür kuşlarda seyir uçuşu, kanatlar açık ve süzülme pozisyonundayken oldukça verimlidir. Ancak bu tür kuşlarda ilk kalkış anı oldukça problematiktir. Kazlar gibi büyük kuşların bir süre koşarak kalkış gerçekleştirdiği bilinmektedir. Şahin, Kartal gibi geniş kanatlı gündüz yırtıcılarının dağ tepeleri, ağaç tepeleri gibi yerlere yuva yapmasının sebeplerinden biri de bu kalkış sorununu aşmaktır. İrtifanın getirdiği potansiyel enerji, kuşun kendini o yükseklikten bırakması ile kinetik enerjiye çevrilerek stall hızının kolayca geçilmesine imkân sağlamaktadır. Çalışmada tasarlanan insansız hava aracının elden atılması mümkün olacağı için bu problem kuşların problemi olarak kalacaktır.

Geniş kanatlı ağır kuşların kanatlarında görülen kök hücum açısının değişiminin tasarımı uygulanması kanatların çırpılmasını sağlayan kanat sparlarının faz farklılığı ile sağlanacaktır. Bu faz farklılığı, kanadın yukarı çırpılma hareketinde de bir miktar taşıma üreterek taşıma impulsına katkıda bulunmasını sağlayacaktır. Bu tip faz farklılığı doğada yusufluk böceklerinin kanatlarında görülebilmektedir. Bu böceklerde kanatta üç spar bulunur (Şekil 4.15.). Sparlar arasındaki faz gecikmesi ile aeroelastik kanatlar çırpılırken kanatta istenen burulma durumu ve kökte hücum açısı değişimi elde edilmiş olur.



Şekil 4.15. *Helikopter Böceği Kanat Sparları* (<http-13>)

Kanatlarda burulmanın bu şekilde yaratılmasına pasif ekleme adı verilir. Kanat çırpan insansız hava araçlarında kanatlara takılan servomotorlar ile burulmanın özellikle kanadın el kısmında elde edilmesi de uygulamalar arasındadır. Çalışmada bu aktif burulma yöntemleri yerine yusufçuk böceğinde de görülen faz değişimi metodu uygulanmıştır. Bu faz değişimi sırasında kanadın burulmalara dayanabilmesi için esneyebilen bir yapıda olması gerekmektedir. Kanadın malzeme seçimi ve içerisindeki spar yerleşimi bu burulmanın uygulanabilmesi için önemlidir.

5. ANALİZLER

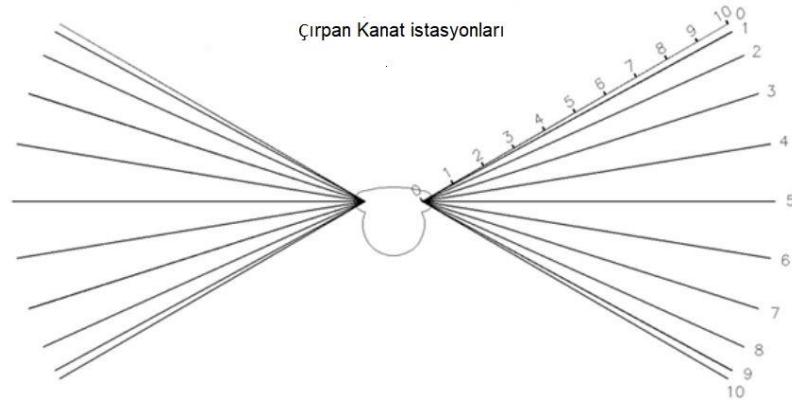
5.1. Çırparak Uçuşta Taşıma Analizi

Çırpın kanatlı insansız hava aracına ait mekanik kanat çırpma mekanizmasının tasarımının gerçekleştirilebilmesi için kanat üzerinde oluşacak kuvvetlerin hesaplanması gerekmektedir.

İhtiyaç duyulan güç ve dönü sayısı ihtiyacının hesaplanması, motor ve batarya gibi elektronik komponentlerin seçimi için oldukça önemlidir. Bu komponentlerin en uygun boyutta seçilmesi, sistemin verimine olumlu katkı yapacaktır. Gereğinden büyük bir elektrik motoru sisteme getireceği ağırlık ile uçuş süresini kısaltacaktır. Gereğinden küçük bir elektrik motoru ise kanatların ürettiği kuvveti yenecek torka sahip olmayabilir. Bu durum kanat çırpmanın sürdürülememesine sebep olur. Dolayısıyla mekanizmanın işlevini yeterli şekilde karşılayamaması bütün sistemin başarımını etkileyecektir.

Çırpın kanatlarda kuvvetlerin oluşumunu incelemek için çeşitli yöntemler bulunmaktadır. Çalışmada tasarlanan çırpın kanatlı insansız hava aracının doğadaki şahin kuşu ile uyumlu bir kanat çırpma açısı ve frekansında uçarken kanatlarda oluşan kuvvetlerin incelenmesi için Horst Rübiger'e ait Orni1 programından yararlanılmıştır. Orni1 de Anatolia Aero Design UAV Design Tool gibi MS Excel üzerinde hazırlanmış bir spreadsheet dosyasıdır. Bu dosya ornithopter uçuşunda kanatta oluşan kuvvetleri hesaplayabilecek bir matematik model içermektedir (Rübiger, 2018).

Orni 1 matematik modeli, çırpın kanadı çırpma sırasında eşit açılara ve kanat açıklığı boyunca eşit noktalara bölmekte ve elde edilen noktaların her birini bir istasyon kabul etmektedir (Şekil 5.1). Bu istasyonlar üzerinde, karşıdan gelen hava hızı, kanat çırpma frekansından doğan hava hızı ve kanat profilinin sahip olduğu aerodinamik özellikler kullanılarak hesaplamalar yapılmaktadır.



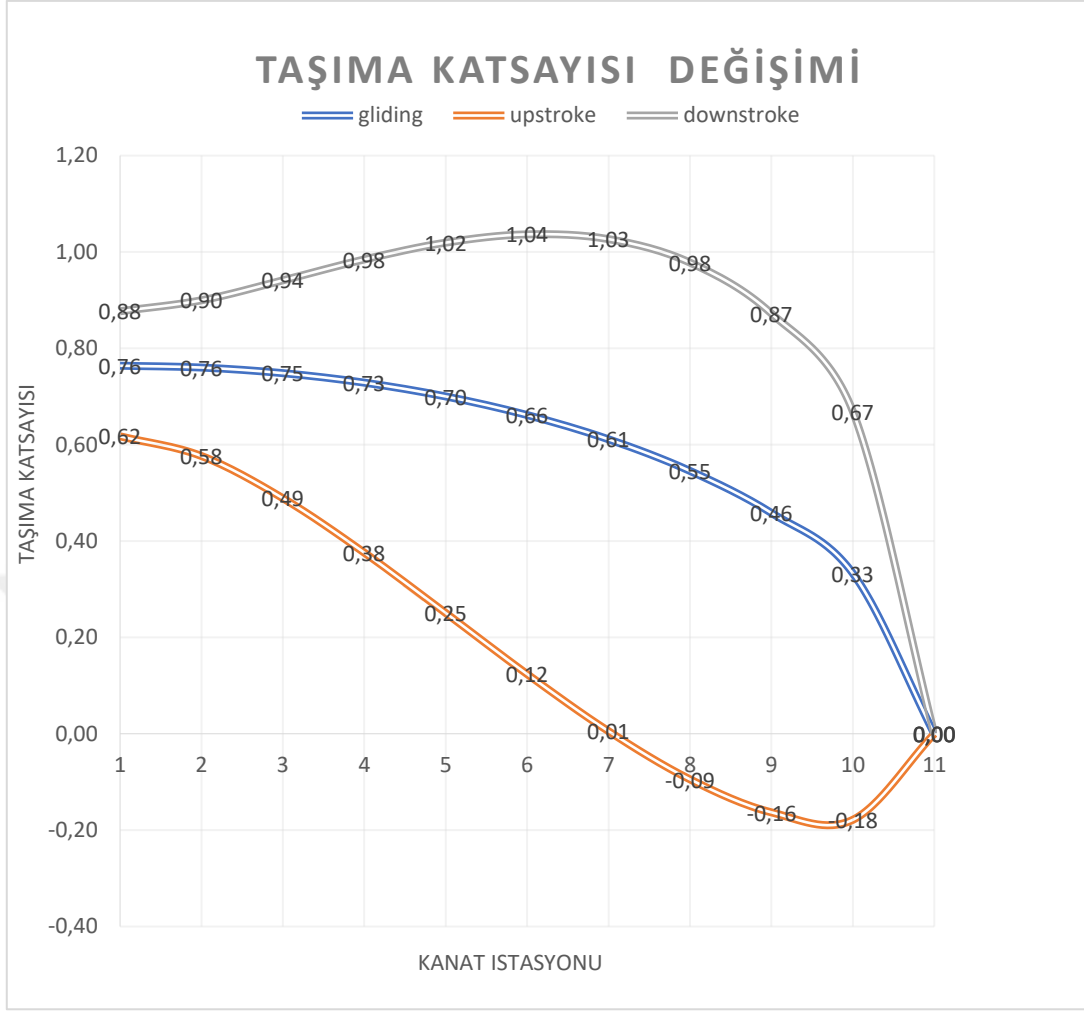
Şekil 5.1. Analiz Durum ve İstasyonları

Orni 1 modelinde, tasarlanan şahin benzetimli insansız hava aracına ait tasarım parametreleri girilmiş ve 10 istasyon üzerinde anlık hesaplamalar matematiksel modelin kullanılması ile gerçekleştirilmiştir (Şekil 5.2.).

arithmetic	reduced frequency (must value < 0.2)	μ		0,12	Wing station values											
	number of wing stations along halfspan	j		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10		
	number of wing stations total	n		10	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10		
	relative distance from wing root	y/s bzw. j/n		0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0		
gliding general	flight speed	v_G	m/s	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	10,2	8.7	
	Reynolds number (Re=v_G*x70.000)	Re_G		194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000	194.000		
	average circulation	Γ_{mG}	m ² /s	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	0,83	2.3	
	aerodyn. center distance to the wing root in rel. to b/2	y_G		0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	0.424	2.6	
on stations	circulation	$\Gamma_G(y)$	m ² /s	1,06	1,05	1,03	1,01	0,97	0,91	0,84	0,75	0,63	0,46	0,00	2.4	
	lift coefficient	c_aG(y)		0,76	0,76	0,75	0,73	0,70	0,66	0,61	0,55	0,46	0,33	0,00	2.8	
	transverse force	F_QG[y]	N	13,2	13,2	13,0	12,6	12,1	11,5	10,6	9,5	7,9	5,8	0,0	2.9	
	angle of incidence	$\alpha_G(y)$	deg	4,0	3,9	3,8	3,5	3,1	2,6	2,0	1,1	0,0	-1,7	-6,0	6.8	
	induced down wind	v_iG(y)	m/s	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	0,40	2.5	
	induced down wind angle	$\alpha_iG(y)$	deg	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	6.9	
	angle of incidence	$\alpha_{EG}(y)$	deg	4,2	4,1	4,0	3,7	3,4	2,9	2,2	1,4	0,2	-1,4	-5,8	6.11	

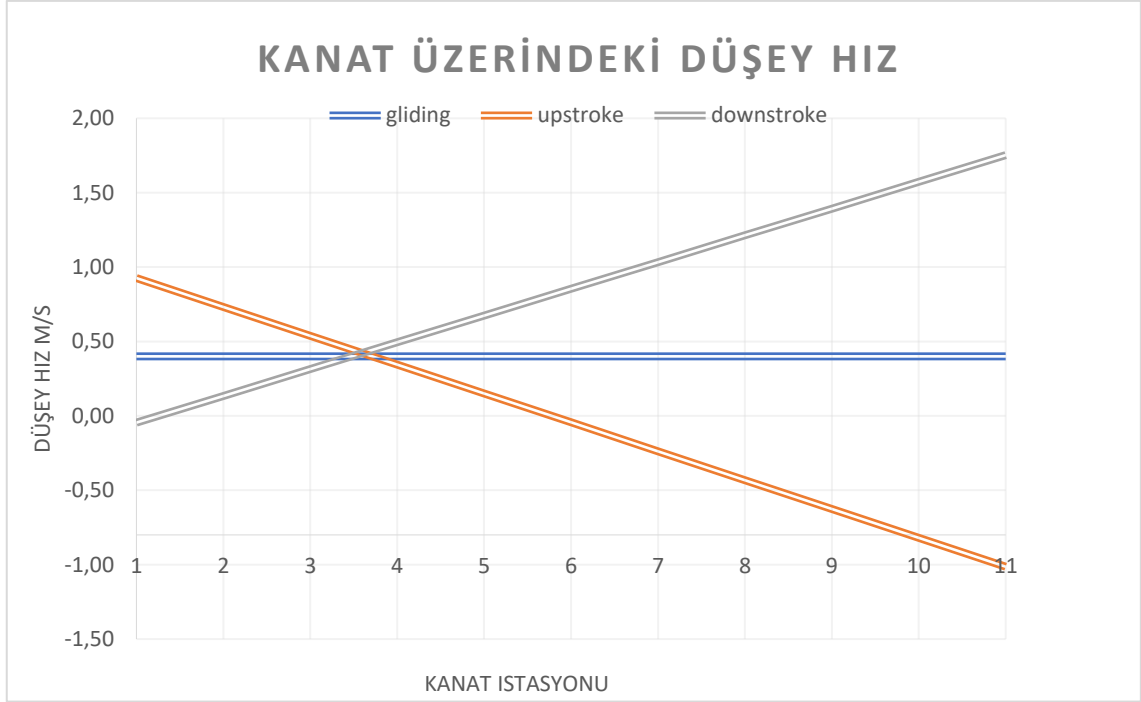
Şekil 5.2. Orni 1 10 İstasyon Hesaplaması Ekran Görüntüsü (Orni-1 Rübiger, 2018)

Taşıma analizi sonucunda, geniş kanatlı kuşların kanat çırparak uçuş prensiplerine uygun bir veri grafiği elde edilmiştir. Aşağı çırpma hareketi süresince elde edilen taşıma kuvvetinin, süzülme durumundan fazla olduğu görülmüştür. Bunun yanı sıra yine geniş kanatlı kuşlarda görülen kanat ucunda negatif taşıma kuvveti elde edilerek uçuşun sürdürülebileceği görülmüştür (Şekil 5.3.).



Şekil 5.3. Taşıma Katsayısı Değişim Grafiği

Kanat üzerindeki düşey hız hesaplanırken, kanat çırpma hareketinin açısal hızı belirlenmelidir. Açısal hız çırpma hareketi boyunca sabit kabul edilerek analiz gerçekleştirilmiştir. Çırpma hareketinde açısal hız, taranan açı ile frekansın çarpılması ile elde edilir. Açısal hız hesaplandıktan sonra çizgisel hıza çevrilmesi için çizgisel hızı hesaplanmak istenen noktanın hareket merkezine uzaklığı yani yarıçapı ile çarpılır. Kanat üzerinde her noktada açısal hız aynı olsa da düşey hız büyüklüğü farklılık gösterir, düşey hız, özellikle kanat uçlarında yükselen uzaklık ile birlikte artış gösterir. Tasarlanan doğa benzetimli insansız hava aracının da kanat uçlarında düşey hızın yükseldiği görülmüştür. Düşey hız bileşeni yukarı çırpma ve aşağı çırpma hareketleri için ayrı ayrı hesaplanmış ve grafiği çizdirilmiştir (Şekil 5.4.).



Şekil 5.4. Kanat Düşey Hız Değişim Grafiği

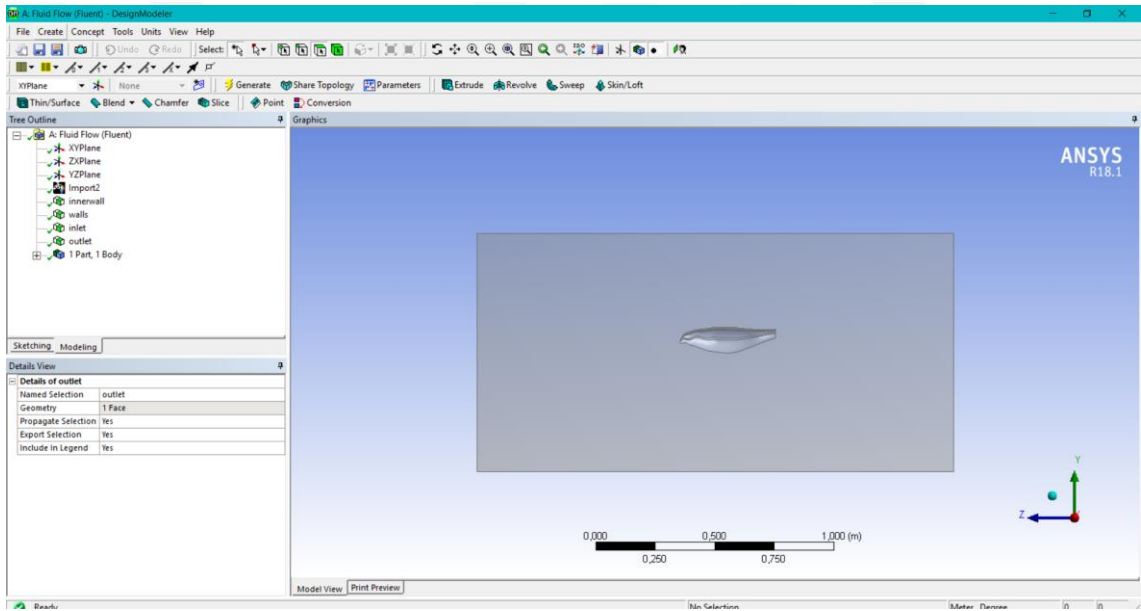
5.2. Gövde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

Tasarım çalışmaları sonucu oluşturulan doğa benzetimli çırpın kanatlı insansız hava aracının aerodinamik performansının incelenebilmesi için gövde seviyesinde HAD analizi uygulanmıştır. Gövdenin HAD analizi sırasında serbest akım hızı bileşenlerine göre 0° hücum açısı verilmiştir.

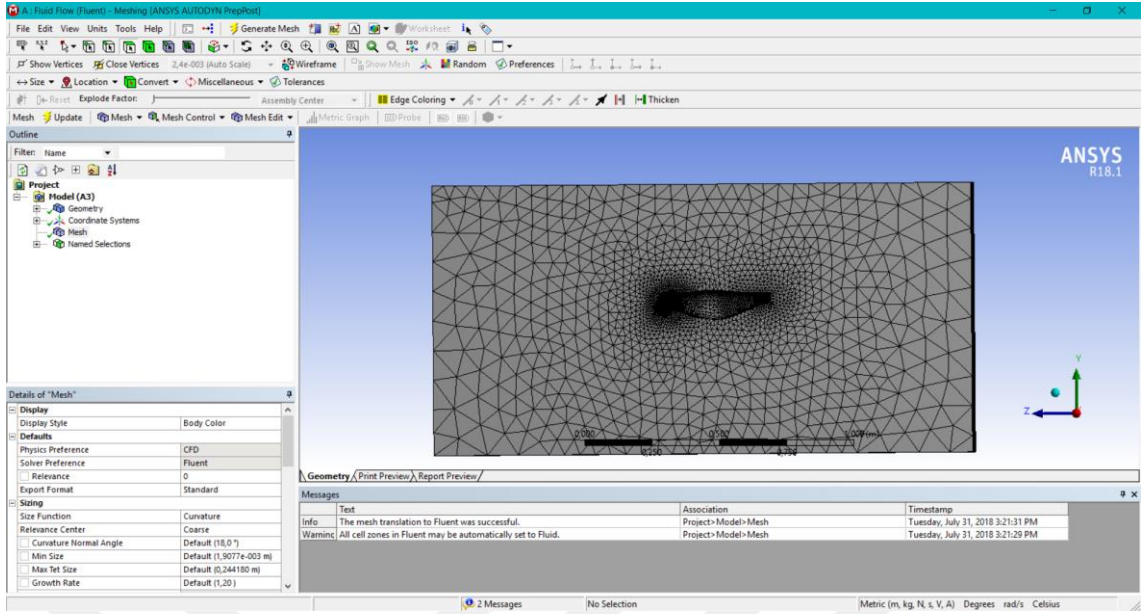
Gövde, uzunlamasına eksende iki eşit parçaya ayrılarak bir parça üzerinde analiz gerçekleştirilmiştir. Gövde etrafına sürtünmesiz duvarlara sahip, bir inlet ve outlet bulunan kontrol hacmi oluşturulmuştur (Şekil 5.5.). Oluşturulan kontrol hacmi üzerinde Tablo 5.1.'de yer alan girdiler ile Şekil 5.6'de yer alan çözüm ağları oluşturulmuştur. Gövdenin gaga bölgesinde çözüm ağları sıklaştırılmıştır.

Tablo 5.1. Çözüm Ağı Girdileri

Asgari Tet Boyutu:	1,9077x10 ⁻³ m
Azami Tet Boyutu:	0,244180 m
Büyüme Oranı:	1:1,2
Yakınlık Merkezi:	Fine (İyi)
Yumuşatma:	Orta
Geçiş:	Yavaş
Kontrol Hacmi:	1x1x2 m ³
Eleman Çeşidi:	Tet4
Eleman Sayısı:	96009
İterasyon Sayısı:	2500

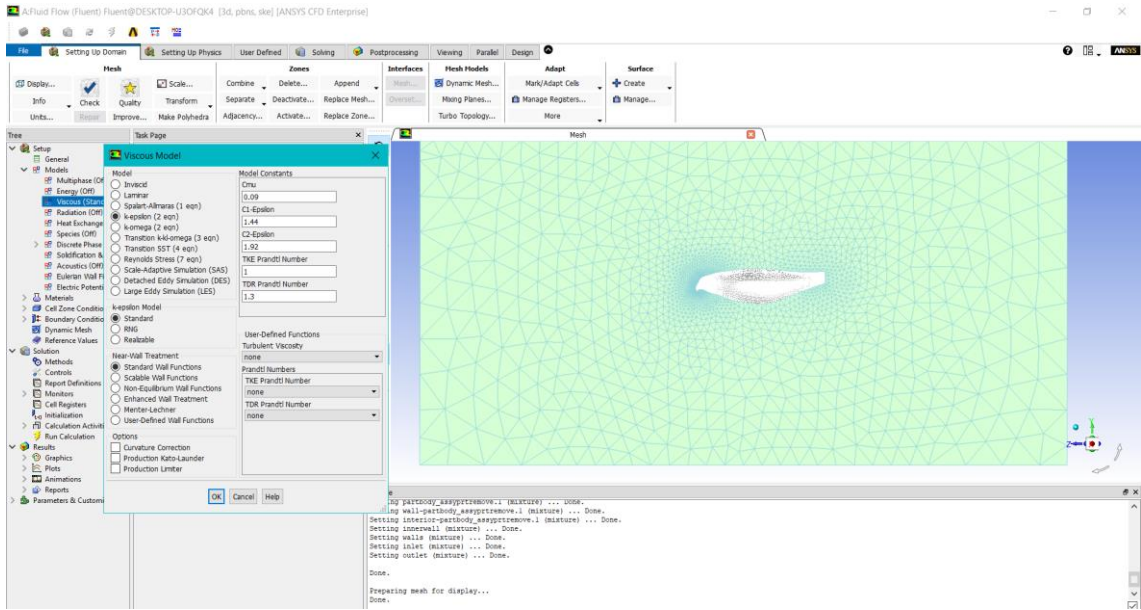


Şekil 5.5. Kontrol Hacmi ANSYS Ekran Görüntüsü



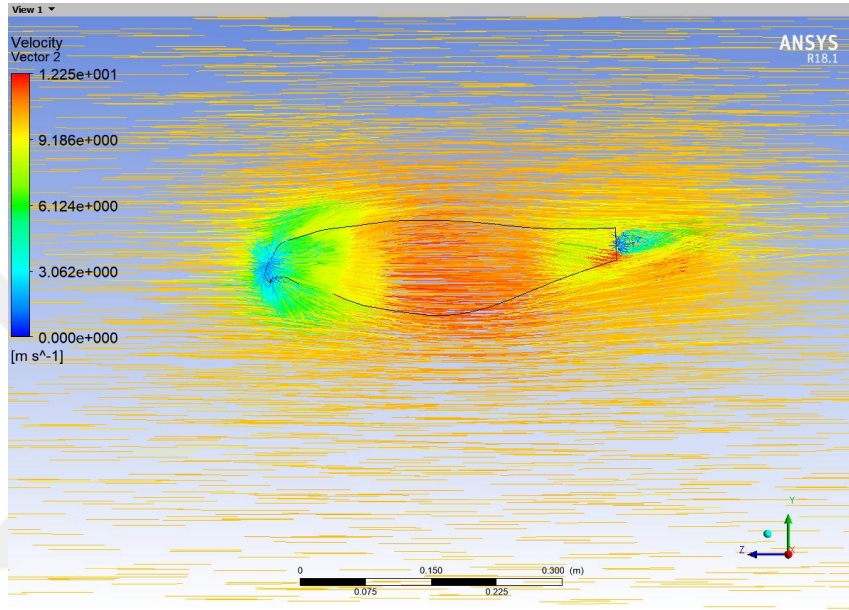
Şekil 5.6. Çözüm Ağları ANSYS Ekran Görüntüsü

Çözücü ayarları için, giriş sınır koşulu olarak standart atmosfer koşulları ve 10 m/s serbest akım hızı, velocity inlet yüzeyinden verilmiştir. Kontrol hacimi duvarları için sınır koşulu sürtünmesiz olarak belirlenmiştir. Outlet bölümü çıkış olarak ayarlanmıştır. Çözüm için k- ϵ türbülans modeli kullanılmıştır. Çözücü ayarlarına dair ekran görüntüsü Şekil 5.a.'da gösterilmiştir.

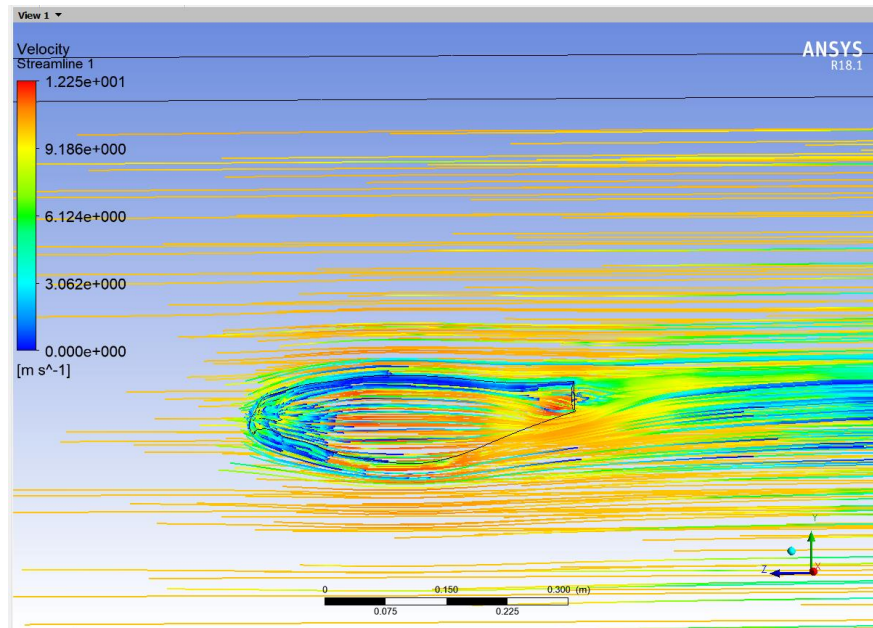


Şekil 5.7. Çözücü Ayarları ANSYS Ekran Görüntüsü

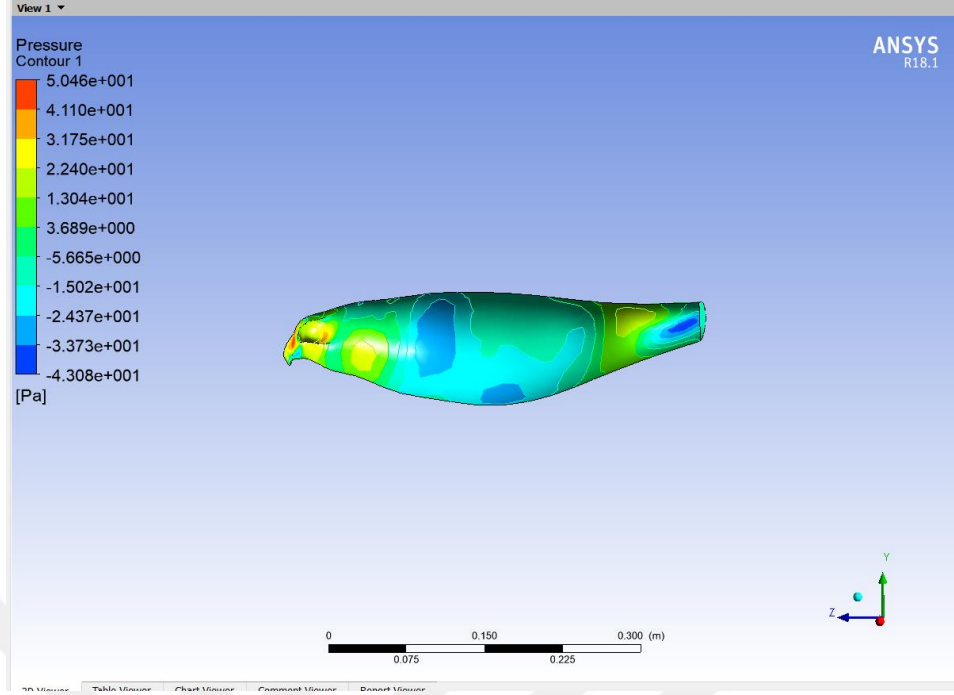
Gerçekleştirilen çözüm ile, doğa benzetiminden esinlenilerek çizilen gövdenin oldukça akıcı bir geometriye sahip olduğu ve akış içerisinde durma noktalarının sadece gaga bölgesinde ve kuyruğun ekleneceği küt yüzeyde olduğu görülmüştür (Şekil 5.8. Şekil 5.9. ve Şekil 5.10.) Bu bulgu, doğa benzetimi ile gerçekleştirilen tasarımın, kuşun yaşamsal fonksiyonları için özel olarak şekillenmiş gaga yapısı hariç tutulduğunda oldukça iyi bir aerodinamik model olduğunu göstermektedir.



Şekil 5.8. Hız Dağılımı ANSYS Ekran Görüntüsü



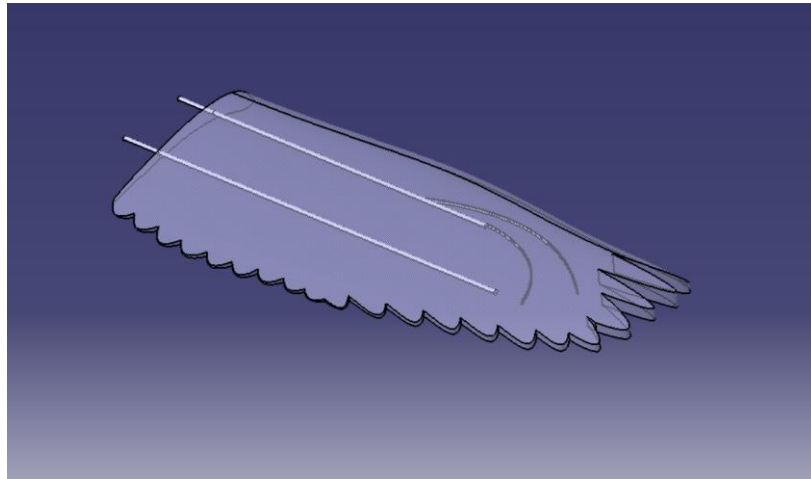
Şekil 5.9. Hız Dağılımı ANSYS Akış Çizgisi Ekran Görüntüsü



Şekil 5.10. Statik Basınç Dağılımı ANSYS Ekran Görüntüsü

5.3. Kanat Burulma Analizi

Kanat üzerinde oluşması istenen burulma hareketinin elde edilebilmesi için, kanat sparlarına uçlarda bu burulmayı verme amacıyla şeritler eklenmiştir. Bu şeritlerin amacı kanat uç kısmında yukarı ve aşağı çırpma hareketi süresince burulmayı artırarak itki kuvvetinin eldesini arttırmaktır (Şekil 5.11.). Sparlar arasındaki faz gecikmesinin de izlenebilmesi için analiz alt ölü noktada gerçekleştirilmiştir. Böylece kanadın pasif olarak gerçekleştireceği süpürme hareketi, firar kenarında gözlenebilmiştir.



Şekil 5.11. Kanat Sparlarının Yerleşimi

Eklenen spar uzantılarının ardından kanat çırpma hareketinde özellikle yukarı çırpma hareketinde görülecek burulma analiz edilmek istenmiştir. Bu amaçla ANSYS üzerinden statik analiz gerçekleştirilmiştir. Kanat ve sparlar üzerinde malzeme ataması gerçekleştirilip, kuvvetler belirlenmiş ve analiz gerçekleştirilmiştir.

Gerçekleştirilen analizde kanada materyal olarak EPS (Expanded Polystrene) Köpük atanmıştır. Köpüğe ait özellikler Tablo 5.2.'de verilmiştir.

Tablo 5.2. EPS Köpük Malzeme Özellikleri

Elastik Modülü (Elastic Modulus):	2,21 MPa
Kayma Modülü (Shear Modulus):	3,17 MPa
Yoğunluk:	26,1 kg/m ³
Çekme Mukavemeti:	0,12 MPa
Basma Mukavemeti:	0,1 MPa
Akma Mukavemeti:	0,18 MPa

Kanadın aşağı çırpma çevriminde alt ölü noktadan sıfır noktasına geçişi sırasında, arka sparı hareket ettiren dişlinin sıfır pozisyonu için analiz gerçekleştirilmiştir. Bu pozisyonda ön spardan yukarı doğru kuvvet uygulanmaktadır. Arka spar sıfır noktasında olduğu için anlık olarak kuvvet üretmemektedir. Kanadın ağırlığı ve taşıma kuvveti bu durumda kanadın üzerinde oluşan diğer kuvvetlerdir.

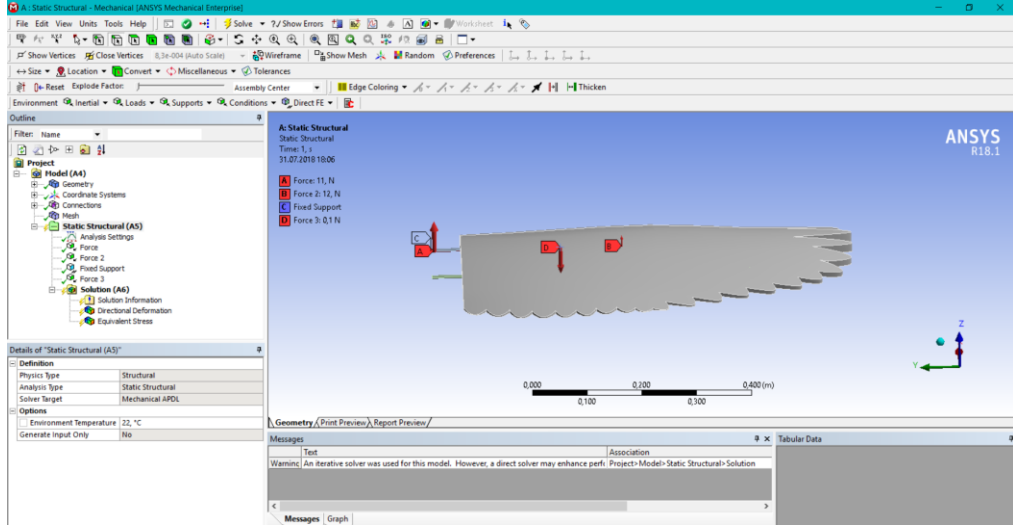
Kanat Ağırlığı: 0,99 N.,

Taşıma Kuvveti: 11 N,

Yukarı Çırpan Sparın Kökten Uyguladığı Kuvvet: 12 N

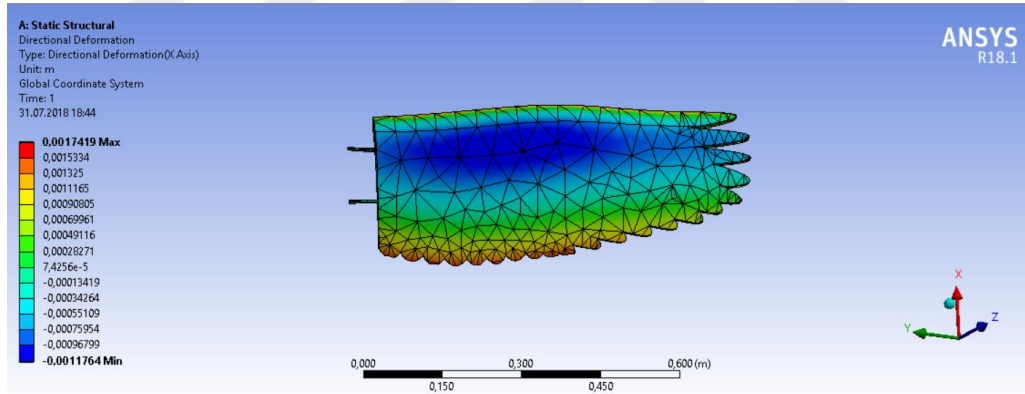
ve Arka Sparın Kökten Uyguladığı Kuvvet: 0 N

olarak belirlenmiştir (Şekil 5.12.).

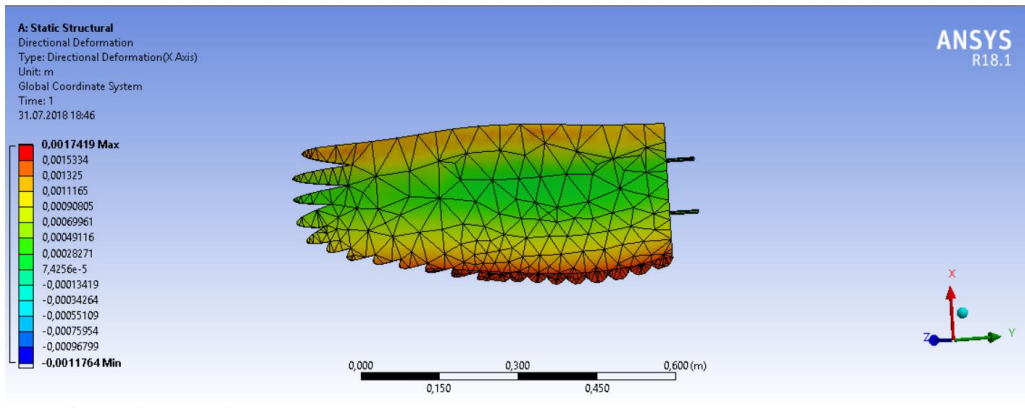


Şekil 5.12. Kanat Üzerinde Kuvvetlerin Dağılımı ANSYS Structural Ekran Görüntüsü

Gerçekleştirilen analiz ile kanat üzerinde firar kenarında çırpma hareketini yapacak şekilde firar kenarında artarak burulduğu izlenebilmiştir (Şekil 5.13 ve 5.14). Bunun yanı sıra kanat ucunda ihtiyaç duyulan burulma kuvvetinin de elde edilebileceği görülmüştür.



Şekil 5.13. Kanattaki Deformasyonun Kanadın Üst Yüzeyindeki Değişimi



Şekil 5.14. Kanattaki Deformasyonun Kanadın Alt Yüzeyindeki Değişimi

6. KANAT ÇIRPMA MEKANİZMASI

Bir çırpan kanatlı insansız hava aracının en önemli bileşeni kuşkusuz kanat çırpma mekanizmasıdır. Kanat çırpma mekanizmasının kuşun çırpma hareketini gerek burulmalar dolayısıyla gerekse mekanik sistem ile biyonic sistemlerin farklılığı dolayısıyla ancak taklit etmesi beklenebilir.

Kanat çırpma mekanizmasının görevi kanatları sadece düşey düzlemde çırpmanın ötesindedir. Kanat çırpma mekanizmasından, Değişebilir frekansa sahip bir çırpma hareketi, çırpma süresince kuşlara benzer bir hücum açısı değişimi ve kanat burulmalarının mümkün olduğunca uygulanması beklenir.

Literatürdeki çalışmalarda, kanat ucundaki servolar ile kanatlarını buran FESTO Smartbird gibi araçlar olsa da yaygın olarak kanadın el bölgesindeki burulmaların yapım zorluğu sebebiyle ihmal edildiği ve buna rağmen başarılı uçuşların gerçekleştirilebildiği görülmüştür.

Çalışmada tasarlanan doğa benzetimli insansız hava aracı için özgün bir kanat çırpma mekanizması tasarlanması gerektiği görülmüştür. Kanat çırpma mekanizması tasarımına yönelik tasarım istekleri:

- Elektrik motoru ile çalışma,
- Çırpma frekansı değiştirilebilme,
- 4 Hz. frekans değerinde kanat çırpabilme,
- Yukarı çırpma sırasında kanat kökündeki hücum açısını arttırma,
- Aşağı çırpma sırasında kanat kökündeki hücum açısını azaltma,

Bu isteklere yönelik gerçekleştirilen tasarımda, kökteki hücum açısı değişikliklerinin verilebilmesi için kanat çırpma hareketi, mekanizmadan çıkan iki kanat sparı ile gerçekleştirilmiş ve arkadaki sparın gecikmeli hareket etmesine karar verilmiştir. İki spar arasındaki bu faz kayması, yukarı çırpma sırasında kol kısmında taşımayı arttıracak şekilde hücum açısını arttırıp aşağı çırpma çevriminde kökteki hücum açısını azaltarak hücum açısının tehlikeli derecelere ulaşmasını engelleyebilecektir.

Elektrik motoru ile çalışma, doğa benzetimli çırpan İHA'nın şahin boyutunda olması düşünülerek ortaya koyulmuş bir istektir. Bu boyutta alternatif olarak mini pistonlu motorlar olsa da depo ihtiyacı ve yol açacakları gürültü, egzoz gibi yan ürünler düşünüldüğünde tek seçeneğin elektrik motoru olduğu görülmüştür.

Elektrik motorları kendi içerisinde fırçalı-fırçasız olarak ikiye ayrılmaktadır. Çalışmada gerçekleştirilen tasarım mini insansız hava aracı boyutunda olduğu için bu boyutta daha verimli olan ve yaygın olarak kullanılan fırçasız tipi elektrik motoru seçilmiştir. Fırçasız elektrik motorları ise inrunner ve outrunner olarak ikiye ayrılmıştır. Outrunner motorlarda case döner ve içerideki mıknatıslar sabit kalır. Outrunner motorlar inrunner motorlardan daha düşük RPM değerlerine sahip olsalar da daha çok tork üretirler. Bu sebeple çok fazla dişli sistemine ihtiyaç duymazlar. Doğa benzetimli insansız hava araçlarının tasarımı ve kanat çırpma frekansları benzetimi yapılan kuş ile orantılı olduğundan inrunner ve outrunner motorlar arasındaki seçim duyulan ihtiyaca göre yapılmalıdır.

Yüksek kanat çırpma frekansına ihtiyaç duyulan güvercin, atmaca gibi küçük kuşlara benzetim yapıldığında yüksek RPM değerine sahip inrunner motorlar kullanılabilir. Buna karşın bu çalışmada benzetim yapılan şahin gibi düşük kanat çırpma frekansına sahip geniş kanatlı kuşlar için yüksek RPM değeri yerine, geniş kanatların ataletini ve ürettikleri aerodinamik kuvvetleri yenecek kadar yüksek Tork değerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu yüksek tork ihtiyacı outrunner motor tipi ile karşılanabilir. Bu durum gözetilerek tasarımda yer alacak elektrik motorunun outrunner olmasına karar verilmiştir.

Elektrik motorunun çalışması sırasında ihtiyaç duyacağı elektriksel enerji için çeşitli batarya seçenekleri değerlendirilmiştir. Tasarımda mümkün olan en uzun uçuş süresi hedeflenmiştir. Bu yüzden enerji depolama kapasitesi en önemli seçim kriterleri olarak kabul edilmiştir. Depolama ihtiyacının yanı sıra tüm hava araçlarında olduğu gibi enerji-ağırlık oranı ve deşarj kapasitesi önemli seçim kriterleri olarak kabul edilmiştir.

Mevcut batarya tipleri incelediğinde, havacılıkta da yaygın olarak kullanılan Lityum elektrokimyasına sahip Lityum-İyon ve Lityum-Polimer bataryaların üç seçim kriteri için de öne çıktığı görülmüştür (Rydh, 2013). Bu batarya tipleri arasından Lityum-Polimer batarya, daha yüksek deşarj kapasitesi sağladığı için elektrokimya bakımından en uygun olarak batarya tipi seçilmiştir.

Elektronik hız kontrol devresi için model uçaklar ve insansız hava araçlarında kullanılan geri besleme devresine sahip bir hız kontrol devresinin ihtiyaç duyulan akım aralığında seçilerek sisteme entegre edilmesine karar verilmiştir.

Alıcı olarak doğa benzetimli insansız hava aracının ihtiyaç duyacağı kanal sayısı hesaplanarak 4 kanallı bir mini alıcının yeterli olacağı ön görülmüştür. Alıcı kanallarına,

V kuyruğun iki ruddervatörü ve elektronik hız kontrol devresinin bağlanması uçuş için yeterli olacaktır. 4. Kanal da ihtiyaç duyulması halinde kamera dönüşü için kullanılabilecektir. Kanal sayısındaki artışın alıcı komponentinin ağırlaşmasına sebep olacağı için 4 kanal sayısı yeterli görülmüştür.

Seçimi yapılan gerçekleştirilen elektronik komponent tipleri ve seçim nedenleri Tablo 6.1. üzerinde özetlenmiştir.

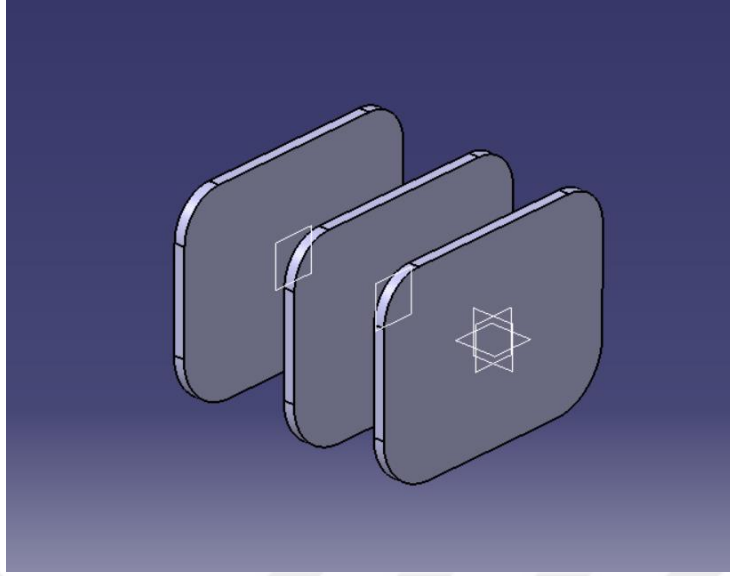
Tablo 6.1. *Seçilen Elektronik Komponentler*

Komponent	Seçilen Tip	Seçim Sebebi
Motor	Fırçasız Outrunner Elektrik Motoru	Yüksek Tork
Batarya	Lityum-Polimer Batarya	Yüksek Enerji Yoğunluğu
Hız Kontrol Devresi	Geri Besleme Hattı Olan Uygun Akım Aralığına Sahip Devre	Alıcı Bataryası Gerektirmeme
Alıcı	4 Kanal Mini Alıcı	Yeterli Kanal Sayısı

Kanat çırpma hareketinin gerçekleştirilmesi kanatların düşey ekseninde çırpılması anlamına gelmektedir. Bu hareketin gerçekleştirilebilmesi için tasarlanacak mekanizma, motordan alınan dönü hareketini, lineer harekete çevirebilmelidir. Bu lineer hareketin ihtiyaç duyulan frekansta ve kanat çırpma açısında uygulanabilmesi gerekmektedir.

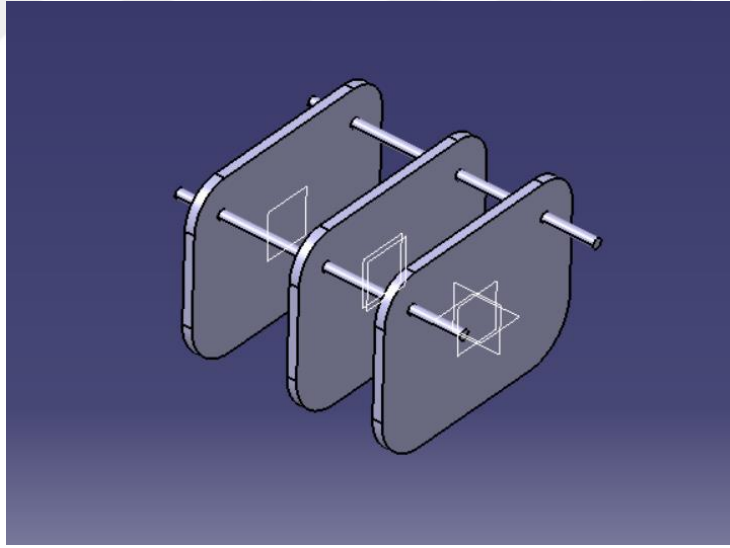
Motordan gelen dönü hareketinin aktarımı ve torkun artırılması için bir kademeli redüksiyon yapılması ve dişlilerdeki hareketin bir dişli-rod sistemi kullanılarak kanat sparlarına aktarılması bu mekanizmanın tasarımında yöntem olarak benimsenmiştir.

Kanatlarda çırpma çevrimi süresince ihtiyaç duyulacak faz kaymasının da yine dişliler üzerinden uygulanmasına karar verilmiştir. Mekanizmanın tasarımı üç blok halinde gerçekleştirilmiştir. Üç bloğun kaba bir şekilde katı modeli çıkartılmıştır. Bloklar modellenirken, blokların arasındaki mesafe ve blokların genişlikleri modellenen gövde ile uyumlu olarak boyutlandırılmıştır (Şekil 6.1.).



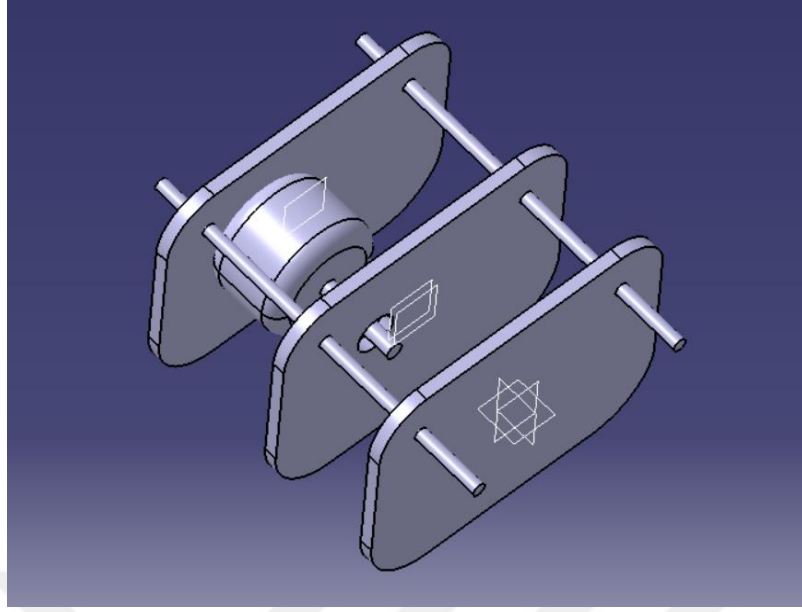
Şekil 6.1. *Mekanizma: Üç Blok*

Blokların ardından, blokların bir arada durmasını ve eklemlenme krankının çalışmasını sağlayacak sabit çubuklar eklenmiştir (Şekil 6.2.).



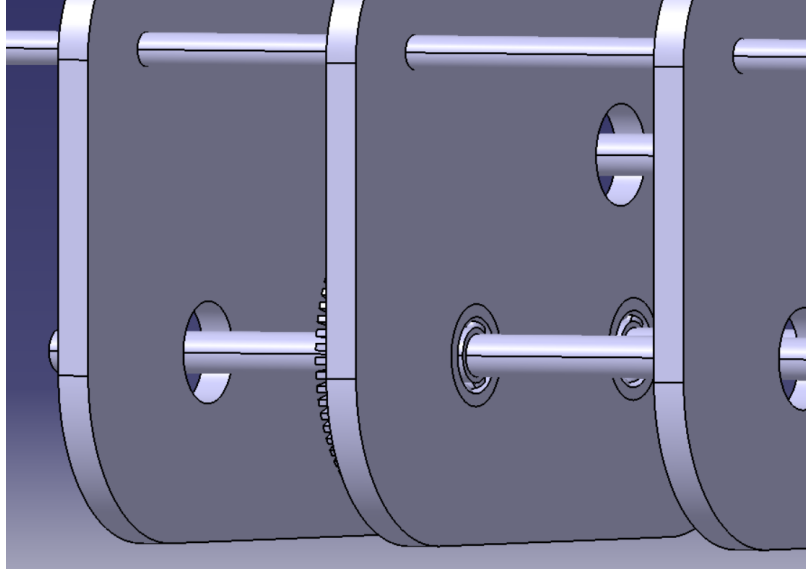
Şekil 6.2. *Mekanizma: Sabit Çubuklar*

Çubuklar eklendikten sonra, elektrik motoru modellenerek çizime eklenmiştir. Motor, 3. Blok üzerine yerleştirilmiş ve 2. Blok üzerinde, motor şaftının rahatlıkla geçebileceği bir boşluk açılmıştır (Şekil 6.3.).

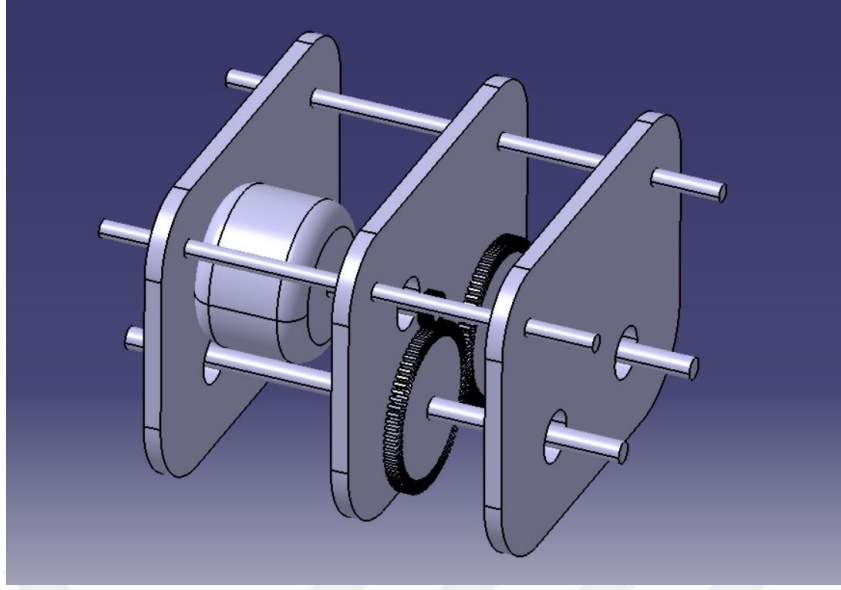


Şekil 6.3. Mekanizma: Elektrik Motoru

Motorun şaftına, D_1 olarak anılacak, ilk dişli eklenmiştir. Dişli, düz dişli olarak modele eklenmiştir. Bu dişlinin ardından, blok 2 üzerine 2 adet yatak oluşturularak (Şekil 6.4.) dişli 2 ve 3 eklenmiştir. D_2 ve D_3 olarak anılan bu iki dişli birbirinin aynısı olarak tasarlanmıştır. Bu dişliler ile aynı hızda ve ters yönlü olarak çalışacaktır (Şekil 6.5.).

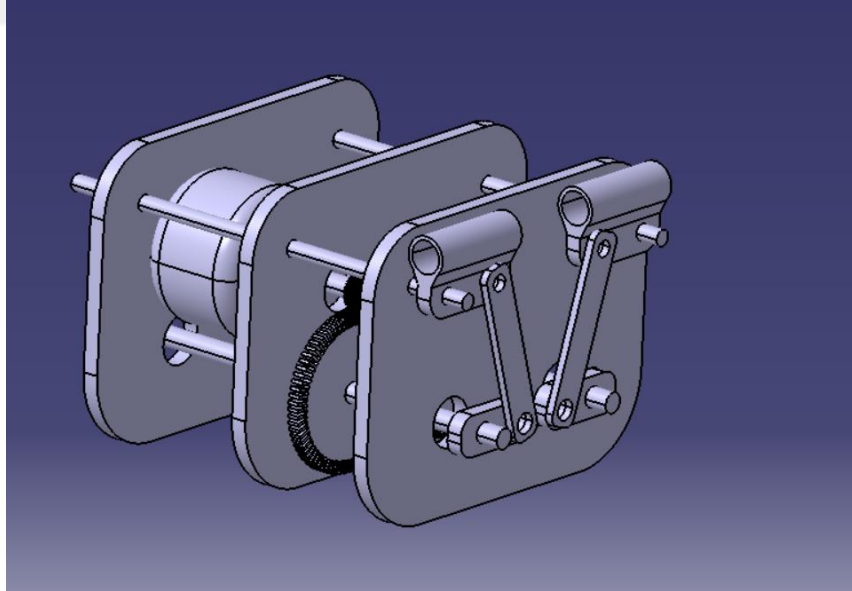


Şekil 6.4. Mekanizma: Yataklar

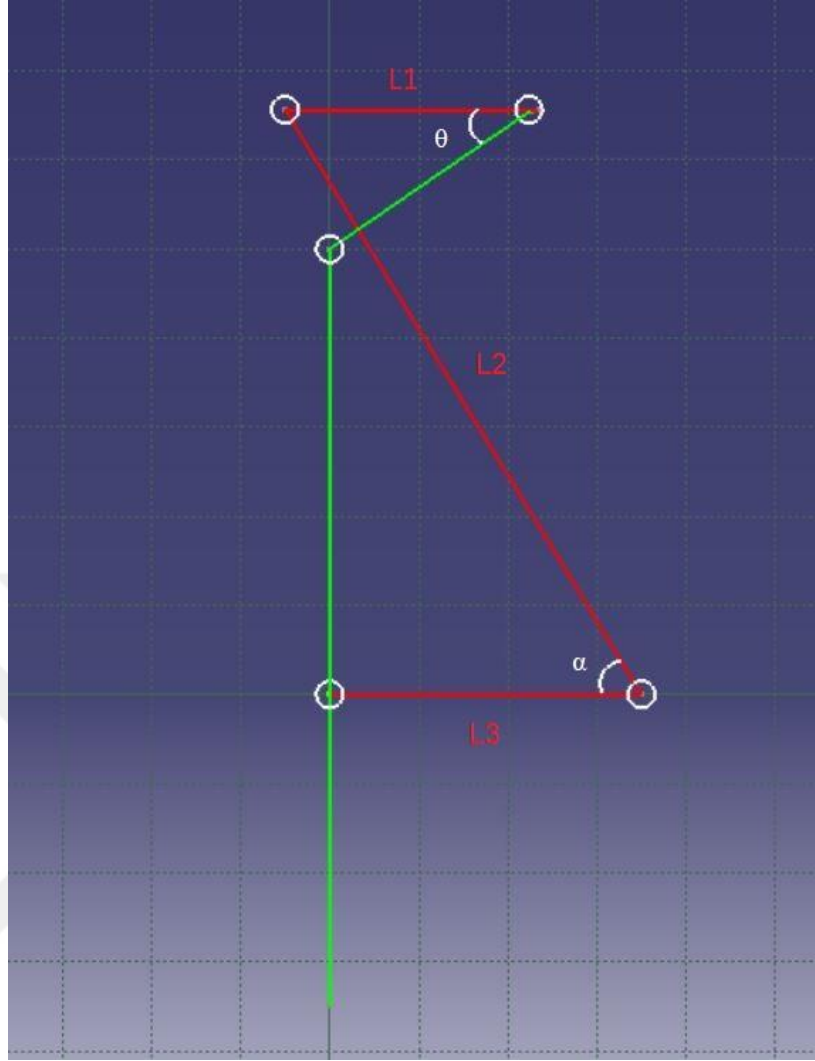


Şekil 6.5. Mekanizma: Dişli 2 ve 3

D_2 ve D_3 dişlilerinin merkezinde bulunan şaftların ucuna bir krank-kol mekanizmasının eklenmesi ile kanat çırpma mekanizması tamamlanmıştır (Şekil 6.6.). Mekanizmanın alt ölü noktası, çırpma hareketinin en üst noktası, üst ölü noktası ise çırpma hareketinin en alt noktasıdır (Şekil 6.7.).



Şekil 6.6. Mekanizma: Krank-Kol Sistemi

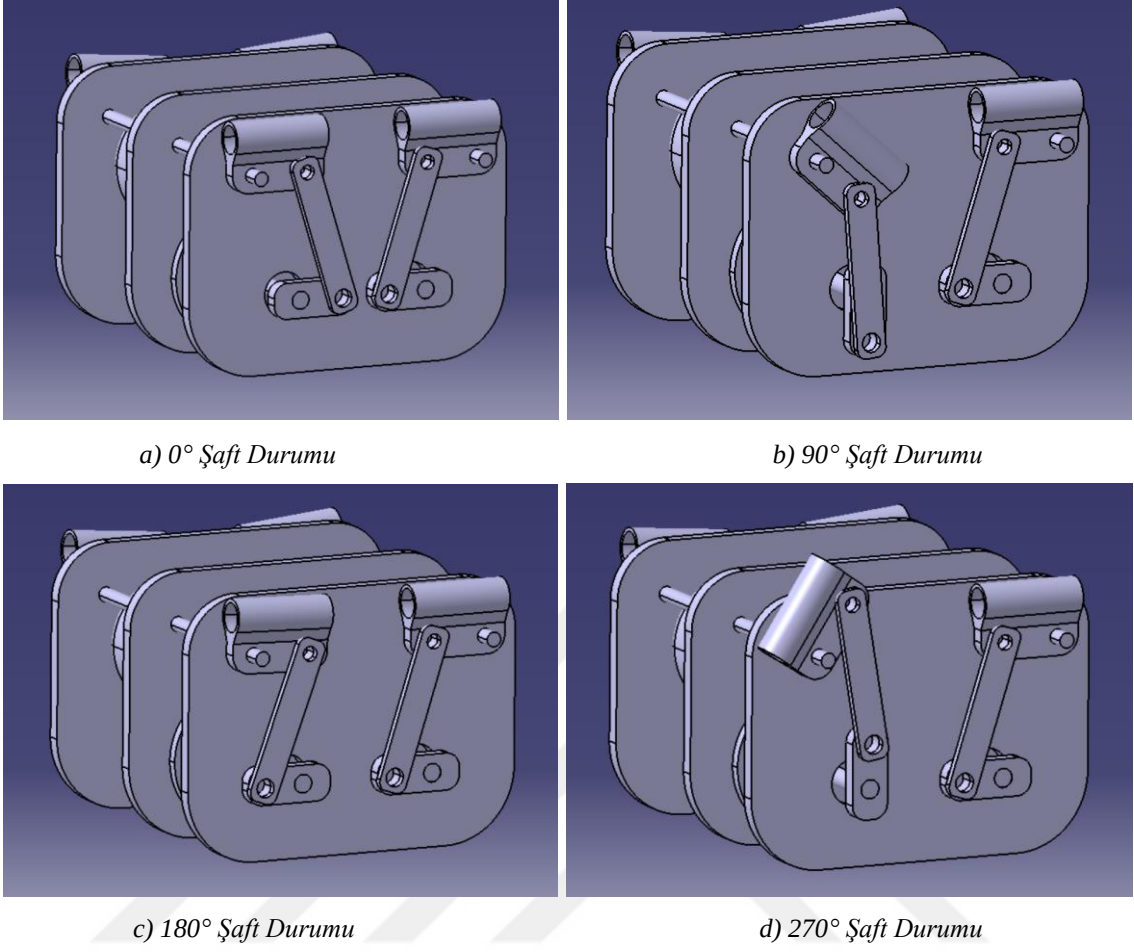


Şekil 6.7. Mekanizma: Boyutlandırma

Mekanizmada krank uzunlukları ve açıları, ihtiyaç duyulan kanat çırpma açısının elde edilebilmesi için oldukça önemlidir. Mekanizma üzerinde;

- L_1 uzunluğu, kanat sparına yuva olan kolun hareketli birleşim ve sabit birleşim noktaları arasındaki mesafeyi
- L_2 uzunluğu hareketli kolun iki sabit birleşimi arasındaki mesafeyi.
- L_3 uzunluğu krankın iki sabit birleşimi arasındaki mesafeyi,
- θ açısı, kanat çırpma açısının yarı değerini,
- α açısı ise, krank ile kol arasında nötr pozisyonda bulunan açıyı göstermektedir.

Katı model üzerinde şaftın bir tam turu sırasında görülen hareketler kinematik modülü kullanılarak incelenmiştir (Şekil 6.8.).



Şekil 6.8. Mekanizma: Açısal Durumlar

Gerçekleştirilen katı model ve kinematik inceleme sonrası, doğa benzetiminden gelen kanat çırpma açısı değeri kullanılarak mekanizmanın boyutlandırılması Tablo 6.2.'deki verilen değerlere göre gerçekleştirilmiştir. Boyutlandırma gerçekleştirilirken temel krank-rod mekanizma denklemlerinden faydalanılmıştır (Nigus, 2015).

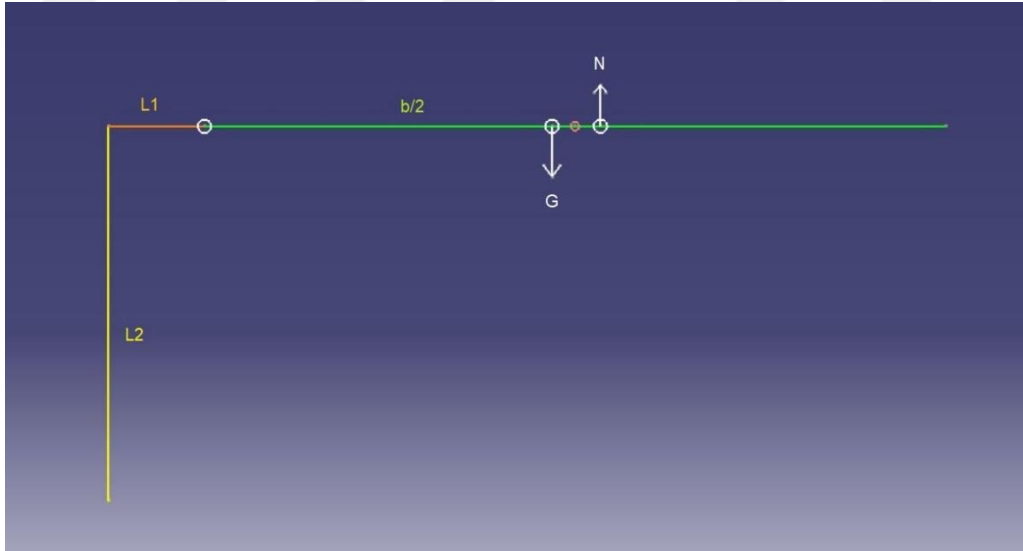
Tablo 6.2. Mekanizma Boyutlandırması

Parametre	Değer
L_1 :	16 mm
L_2 :	30,01 mm
L_3 :	15 mm
Θ :	30°
α :	55°

Mekanizmanın çırpma bölümünde yer alan krank-kol mekanizmasının boyutlandırılması tamamlandıktan sonra, kanat çırpmanın doğru frekansta yapılması için gerekli gücün ve dn sayısının saptanması gerekmektedir.

Mekanizma tasarımında, RPM yani motorun dakikada gerçekleştirdiği dönü sayısı, motor şaftı zerindeki D_1 dişlisinden D_2 ve D_3 dişlilerine aktarılmaktadır. Bu adımda dönüş sayısı redüksiyona uğramakta ve redüksiyona uğradığı haliyle kanadı süren kranka aktarılmaktadır. Kanatların 4 Hz. frekansında çırpılması için gerekli dönü hızı saniyede 4 dönü sayısında olmalıdır. Bu dönü hızı da D_2 ve D_3 şaftlarında ihtiyaç duyulan dönü hızıdır. Saniyede 4 dönü, dakikada 240 dönüşü gerektirmektedir.

Mekanizma tasarımında, ihtiyaç duyulan tork değeri de oldukça önemlidir. Tork değeri aşağı çırpma çevrimi sırasında kanadın ürettiği toplam dik kuvveti ve kanadın yukarı hareketi sırasında kanadın ağırlığını yenmek zorundadır. Yukarı çırpma sırasında kanat çırpma mekanizmasına taşıma, aşağı çırpma sırasında ise ağırlık yardımcı olmaktadır. İhtiyaç duyulan kuvvetin hesaplanabilmesi için, kuvveti uygulayacak mekanizmadaki L_1 kolunun uzunluğu ve kanat sparında bu kuvvetlerin oluşturduğu bileşke kuvvetin yerinin bilinmesi gerekir (şekil 6.9.).

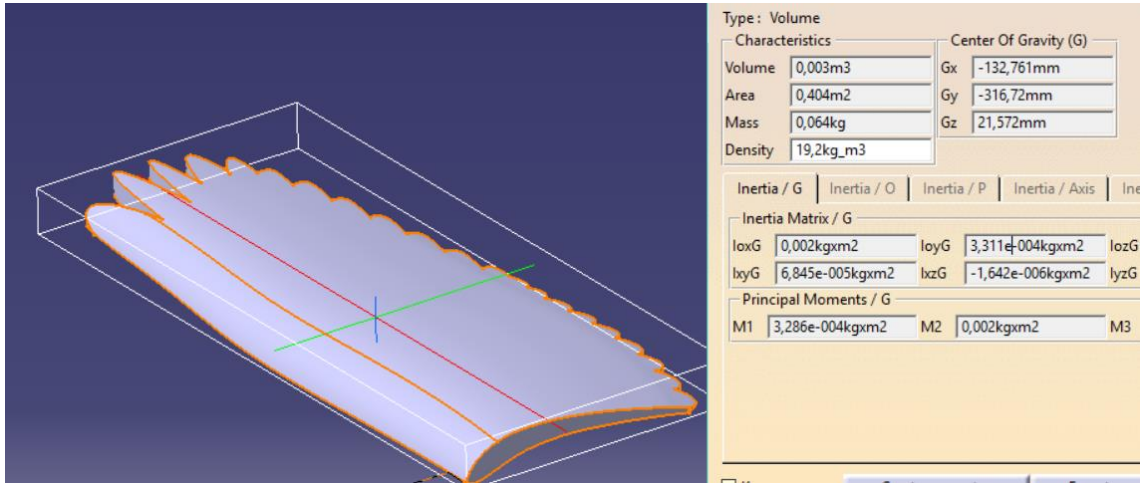


şekil 6.9. Mekanizma: Kuvvetler

şekil 6.9’da görüldüğü gibi kökten verilen kuvvet ile kanatta bir dönü hareketi yaratılabilmesi için kanadın üzerindeki ters yönlü kuvvetlerin yenilmesi ve farklı uçuş durumları dşnlerek fazladan kuvvet uygulanması gerekmektedir.

İncelenen edilen kanat çırpma prensiplerinden edinilen bilgi ile kanat çırpma hareketinin özellikle aşağı çırpma çevriminde oldukça yüksek taşıma kuvvetinin olduğu bilinmektedir. Yukarı çırpma hareketinde ise taşıma kuvvetinin şiddeti daha düşüktür. Dolayısıyla aşağı çırpma hareketinin gerçekleştirilmesi için uygulanması gereken kuvvet miktarı daha yüksektir. Aşağı çırpma çevriminde kanattaki taşıma dağılımının uca doğru hareket etmesi de bu kuvvetlerin bileşkesini kanat kökünden uzaklaştıracağı için ihtiyaç duyulan kuvvet miktarını arttıracak şekilde etki eder.

Moment kollarının hesaplanabilmesi için Tablo 6.1.'de yer alan verilerden faydalanılmıştır. Bu verilerden taşıma kuvvetinin hangi istasyonlar üzerinde yoğunlaştığı tespit edilmiştir. Orni 1 programında aşağı çırpma süresince en yüksek taşıma kuvvetinin tek kanatta 11,3 N olduğu hesaplanmıştır. Bu kuvvet 10 istasyona ayrılan kanadın 4. istasyonunda oluşmaktadır. Kanadın ağırlık bileşeninin de katı modelleme üzerinden incelendiğinde kökten 316mm uzaklıkta olduğu görülmektedir (Şekil 6.10.). Dik kuvvetin oluşturduğu taşıma bileşeni ise $0,4b/2$ uzaklığında yani kanat kökünden 260 mm mesafede bulunmaktadır. Bir kanadın ağırlığı, EPS köpükten üretildiği düşünülerek hesaplandığında $19,2 \text{ kg/m}^3$ yoğunluk ile 64 gram olarak bulunmuştur. Karbon fiber sparların ve epoksi katmanın eklenmesi ile bu değerin kolayca artabileceği ön görülerek 110 gram değeri kullanılmış ve böylece ağırlığı 1,08 N olmuştur.



Şekil 6.10. Mekanizma: Kanat Ağırlık Merkezi

Bu değerler yukarı çırpma yönü (-), aşağı çırpma yönü (+) olarak değerlendirildiğinde:

- Kanadın ağırlığı, (+) yönde 0,341 N.m tork uygular,

- Kanadın ürettiği taşıma, (-) yönde 2,938 N.m tork uygular.

Bu iki değer toplandığında kanat üzerinde oluşan kuvvetlerin kanat köküne – yönde 2,597 N.m değerinde bir tork uyguladığı görülür. Aşağı çırpma hareketinin gerçekleştirilebilmesi için bu torkun daha fazlasının mekanizma tarafından kanat köküne uygulanması gerekmektedir.

Bu kuvvet L_1 uzunluğuna, L_3 krankının uzunluğuna ve bağlı olduğu şafttaki torka bağlıdır. 2,7 N.m değerinde bir torkun uygulanabilmesi için, D_2 dişlisi 168 N kuvvet üretmelidir. D_2 dişlisi 48mm çapında tasarlandığında bu kuvvet 4,032 N.m tork olarak hesaplanır. D_1 ve D_2 dişlileri arasında redüksiyon oranı 1:24 olarak tasarlandığında, bu motorun üretmesi gereken tork ihtiyacı 0,168 N.m olarak hesaplanmaktadır. Motorun bu redüksiyon oranı ile yapması gereken dönü sayısı ise 5760 RPM'dir.

İhtiyaç duyulan dönü sayısına ve tork kuvvetine T-Motor Antigravity 4004 KV 300 motoru ile ulaşabileceği motorun üretici ticari dökümanında yer alan tork ve dönü sayısı değerleri ile görülmüştür. Motora uygun 6S Lityum polimer batarya 1300 mAh kapasitesinde seçilmiştir. Motorun ağırlığı 52 gram, seçilen bataryanın ise ağırlığı 218 gramdır. Motorun bu dönü ve tork değerlerini verirken çekeceği akım, 6,3 A olarak belirtilmiştir. Bu değer ile, kanat çırpın insansız hava aracı 12 dakika 24 saniye kanat çırparak uçuş gerçekleştireceği hesaplanmıştır. Süzülme süreleri de dahil edildiğinde yaklaşık 20 dakikalık bir havada kalma süresi elde edilebilecektir.

7. MALZEME SEÇİMİ

Malzeme seçimleri çırpın kanatlı insansız hava aracının her parçası için ayrı bir süreç olarak gerçekleştirilmelidir. Bu durumun sebebi, her parçanın birbirinden farklı kuvvetlere maruz kalması ve görevler yapmasıdır. Örneğin gövde, aerodinamik bir kaporta görevi görürken, mekanizmanın krank kolu ağır mekanik kuvvetlere maruz kalmaktadır. Bu durumda gövde için çok fazla dayanıma ihtiyaç duyulmazken, krank için biraz ağırlık göze alınarak dayanım ihtiyacı karşılanmalıdır.

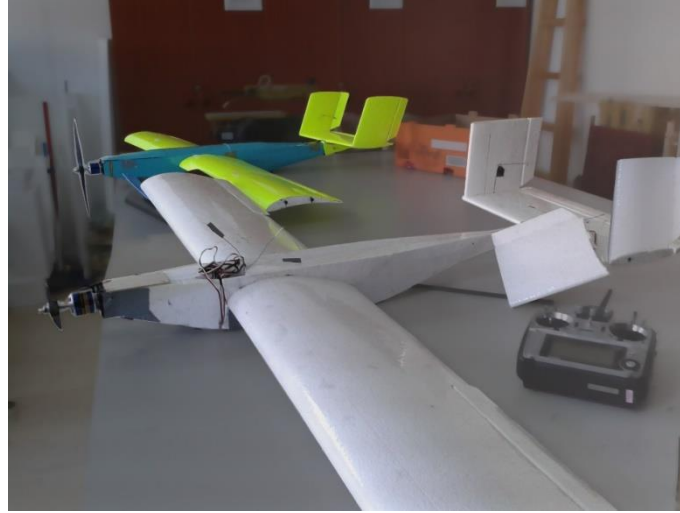
7.1. Kanat İçin Malzeme Seçim

İnsansız hava araçlarında yaygın olarak ahşap ve kompozit malzemeler kanat malzemesi olarak kullanılır (Şekil 7.1.). Mini ve mikro kategorilerine dahil insansız hava araçlarında, ahşap malzemeden oluşan kanat sparları, ribler ve destek parçaları yaygın olarak görülür. Bu ahşap yapı, kanadın hafif bir şekilde üretilmesine imkân tanır.



Şekil 7.1. Kanat Ahşap Rib Dizimi

Kompozit yapılar, dayanım ihtiyacının arttığı uçaklarda kullanılır. Kompozit kanatların birçok çeşidi vardır. EPS ve XPS adı verilen köpük kanatlar sıcak tel yardımı ile kolayca kesilerek hazırlanabildikleri için oldukça ekonomik bir üretim yöntemine sahiptir (Şekil 7.2.). Ahşap kanatların getirdiği üretim zorluğunu köpük kanat üretiminde yoktur.



Şekil 7.2. Köpük Kanatlı Mini İHA

Köpük kanatların yanı sıra, kompozit kumaşların kullanımı da insansız hava araçları için yaygınlaşmaktadır. Kompozit kumaşlar ile birkaç farklı şekilde kanat üretilmektedir.

- Ribler üzerine aerodinamik kaplama olarak kullanılabilir.
- İçerisi köpük dolgu olarak kaplama olarak kullanılabilir.
- İçerisi Kompozit sparlı olarak kullanılabilir.

Bu üç metodun kullanımı kompozitlerin artmaya başlayan üretilirliği ile paralel olarak artmaktadır. Kompozit malzeme üretimi bir kalıp, epoksi reçinesi ve vakum ortamı olduğu takdirde çok iyi sonuçlar verebilmektedir. Daha ileri üretim teknikleri için de homojen epoksi katmanları içeren prepreg levhaların kullanımı ve sıcaklık ile kurlenme sağlayan kompozit fırınları kullanılmaktadır.

Çalışmada gerçekleştirilen tasarımda kanat burulmalarının pasif olarak gerçekleştirilmesine yönelik bir tasarım gerçekleştirilmiştir. Bu tasarımda, kanatta aktif bir şekil değiştirme mekanizması olmaksızın kanat çırpma mekanizmasının uzantıları olan kanat sparları arasındaki faz farkı ile burulma sağlanması amaçlanmıştır.

Faz farkının yol açacağı burulma, kanatlar üzerinde de bir mekanik yüke sebep olacaktır. Dolayısıyla kanatların bu aeroelastik etkileri kaldırabilecek bir yapıda olması gerekmektedir.

EPS köpük malzemesi, bu işlevi yerine getirebilecek esnemeye müsait bir materyal olarak kanat malzemesi olarak seçilmiştir. Köpüğün CNC Freze altında, kanat katı modeline uygun olarak işlenmesi üretim yöntemi olarak belirlenmiştir. Yüzey işlemi

olarak, köpüğün direncini arttırmak amacıyla, kanadı çok ağırlaştırmayacak ince bir epoksi katmanı ile kaplanmasına karar verilmiştir.

Kanat sparları için, karbon fiber borular ve kanat ucunda da karbon fiber şeritlerden yararlanılmıştır. Karbon fiber boruların çapı için 6 mm kullanılırken, karbon şeritlerin ön spar ile arka spar arasına özellikle kanadın uç kısmında koyularak istenen aeroelastik harekete yardımcı olması amaçlanmıştır.

7.2. Kuyruk İçin Malzeme Seçimi

İnsansız hava araçlarında kuyruktan beklenen özellik genel olarak kararlılık sağlamak ve kontrol yüzeylerini ihtiva etmektir. Doğa benzetimli çırpın kanatlı insansız hava aracında da kuyruğun görevleri aynı şekildedir.

Kuyruk yapısından kanatta olduğu gibi bir aeroelastik mukavemet beklenmemektedir. Dolayısıyla ahşap malzeme kullanılması mümkündür. Ancak balsa ağacından yapılacak bir kuyruğun mukavemeti gerçekleştirilecek gövde üzeri inişler sonucunda sorun yaratabilecektir.

Gövde üzerine inişte kırılması durumunda daha fazla işçilik gerektirecek balsa kuyruk yerine, CNC freze altında işlenerek biçimlendirilecek bir EPS köpük kuyruğun daha kısa sürede oluşturulabileceği ve daha az işçilik gerektireceği düşünülmüş, kuyruk malzemesi olarak EPS köpük kullanılmasına karar verilmiştir.

Kuyruk sparı için ise, 2 mm genişliğinde ve 0,5 mm kalınlığında karbon şerit kullanılarak yeterli mukavemeti sağlanacak ve elevatörün menteşe hattına da ek güçlendirme olarak bir karbon şerit daha kullanılacaktır.

7.3. Gövde İçin Malzeme Seçimi

Gövde malzemesi olarak insansız hava araçlarında ahşap istasyonlara ve kirişlere sahip gövdeler, köpükten kesilmiş kübik gövdeler ve kompozit gövdeler kullanılmaktadır.

Bu yöntemlerden ahşap malzemeler ile kontrplaklar ve balsa ağaçların sandviç yapıları kullanılarak oldukça hafif ve yüksek dayanıma sahip İHA gövdeleri üretilmektedir. Ancak bu tip gövdeler kompleks bir üretim sürecinden geçer, üretiminde insan faktörünün etkisi büyüktür ve dolayısıyla hataya açıktır (Şekil 7.3.).



Şekil 7.3. Jaeger Mini İHA Aşap Gövdesi

Doğa benzetimi bu çalışmada gerçekleştirilen tasarımın çıkış noktası ve önemli bir unsuru olmuştur. Gövdenin de şahin kuşuna ait karakteristik gaga yapısı ve göz çukurları dahil edilerek tasarlanması doğa benzetimine sadık kalınarak yapılan tasarımın bir sonucudur. Bu detayların en iyi şekilde verilebilmesi için, oldukça güncel bir konu olan üç boyutlu baskı yönteminin tercih edilmesi kararlaştırılmıştır.

Doğa benzetimi detayları kompozit bir gövde ile de sağlanabilirdi, ancak prototipleme süresinin kısa olması ve detaylı son ürün verme kapasitesinin daha yüksek olması dolayısıyla üç boyutlu baskı ile üretim, gövdenin üretilmesi için ana metot olarak seçilmiştir.

Üç boyutlu baskı eklemeli üretim yöntemi olarak geçmektedir. Bu yöntemle eklemeli denmesinin sebebi, geleneksel üretim yöntemlerinde daha çok parçanın işlenmesi ve parçadan bir şeyler çıkartılarak istenen biçime sokulması ile ilgilidir. Üç boyutlu baskıda ise bir termoplastik malzeme eritilip istenilen şekle katmanlı bir yapıyı oluşturacak şekilde bir nozzle ile yerleştirilmektedir.

Üç boyutlu baskı cihazlarının da malzemeleri kendi içerisinde çeşitlilik göstermektedir (Şekil 7.4.). Bu malzemeler arasında Flex adı verilen esneyebilir materyaller de yer almaktadır. Bu materyallerin baskısı normal baskı sürecinden farklı zorluklar getirdiği için kanat üretiminde yöntem olarak değerlendirilmese de gelecek için iyi bir opsiyon olarak üzerinde çalışılmaktadır. Gövde baskısı için ise, PLA adı verilen materyal seçilmiştir. PLA materyalin baskısı oldukça zahmetsizdir. PLA ile oluşturulan parçaların mukavemeti yüksek, esnemeye az da olsa müsait ve yaklaşık 1.2 g/cm^3

yoğunluğa sahiptir. 3D printer ile PLA filament kullanılarak baskı yapılması gövde üretimi için uygun yöntem ve materyal olarak belirlenmiştir.



Şekil 7.4. 3D Printer Filament Tipleri (<http-14>)

7.4. Mekanik Güç İletim Sistemi için Malzeme Seçimi

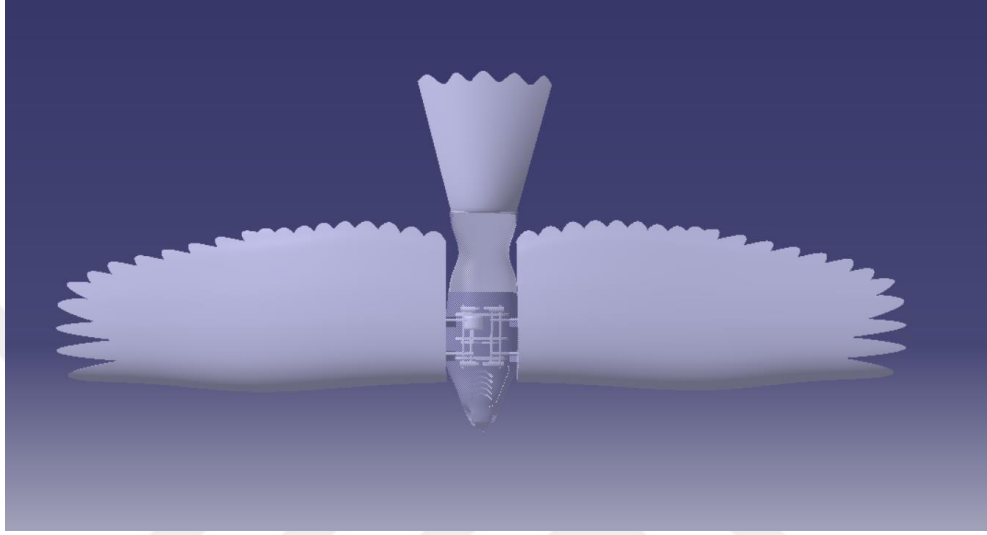
Mekanik güç iletim sistemi, en yüksek dayanımın gerektiği yapıdır. Çırpın kanatlı insansız hava aracının çırpma fonksiyonunun sürekliliği bu parçanın hata vermeksizin çalışmasına bağlıdır.

Mekanik güç iletim sistemi için, tüm parçaların alüminyum malzemeden yapılması planlanmıştır. Plastik ve üç boyutlu baskı ile üretilebilen parçaların prototipten son ürüne olan süreçte adapte edilerek sistemin hafifletilmesi düşünülmüştür.

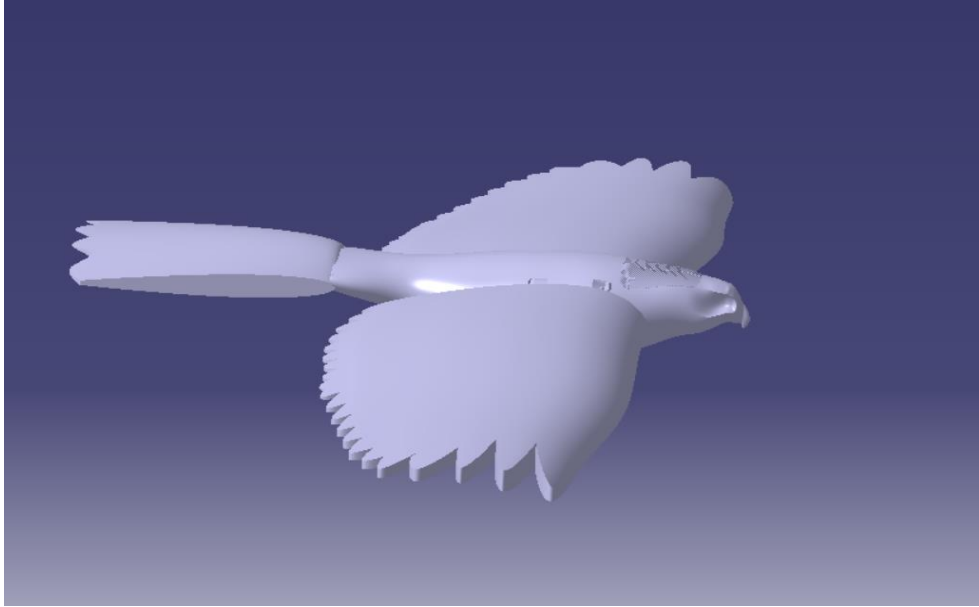
Hafifletme süresince sistemin güvenilirliği ve dayanımının mümkün olduğunca istenen düzeyde tutulması gerekmektedir. Hafifletme işlemlerinin mekanizmanın bloklarında, sabit parçalarında ve dişlilerinde geliştirme sürecinde uygulanabileceği ön görülmüştür.

8. ÇİZİM PAKETİ

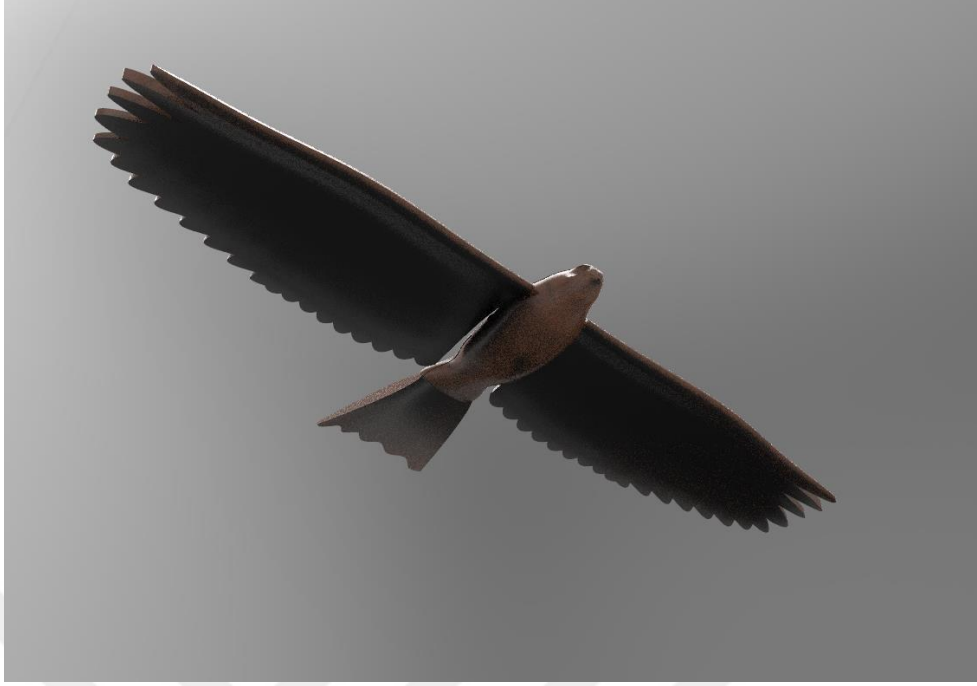
Çizim paketi içerisinde, tasarlanan kanat çırpın insansız havacının üstten (Şekil 8.1.), yandan (Şekil 8.2.) ve Render görüntüsüne yer verilmiştir (Şekil 8.3.).



Şekil 8.1. Üstten Görünüm



Şekil 8.2. Yandan Görünüm



Şekil 8.3. *Render*

9. SONUÇLAR

İnsansız hava araçlarının tarihsel gelişimine ve sürecin bulunduğumuz noktasında insansız hava araçlarından beklenen görevleri ve özelliklerin kavranması, insansız hava aracı başarımını doğrudan etkilemektedir.

Etkin bir doğa araştırması ve doğa araştırması süresince uygulanan sistem mühendisliği yaklaşımı ile mini ve mikro sınıfı insansız hava araçları için doğa benzetimi uygulanmasının olumlu sonuçları, tasarım sürecinde ve tasarım sonrası ağırlık-performans başarımlarında görülebilmektedir.

Doğa benzetimli insansız hava araçlarının tasarımında doğa benzetimini tüm detayları ile yakalamak biçimsel olarak mümkün olmamaktadır. Ancak kesin hatlara sahip son ürün basabilen üç boyutlu baskı cihazları bu çalışmaların ivmesini arttırabilecektir. Üç boyutlu baskı cihazlarının gelişimi ve yaygınlaşması ile materyal çeşitliliği de artacak ve doğa benzetimli insansız hava araçlarının birçok parçasının bu yazıcılardan üretilmesine imkân sağlayacaktır.

Çalışmada tasarlanan kanat çırpma mekanizmasının geliştirilmesi ve optimizasyonu ile, farklı boyutlara uygulanabilirliği sağlanarak bir yazılım haline getirilmesi gelecek çalışmalardan biri olarak planlanmaktadır.

Kanat çırparak uçuş analizleri sırasında kanadın yukarı çırpılması süresince mekanizmadan bir kuvvet gereksinimine çok düşük boyutlarda ihtiyaç duyulduğu görülmüştür. Kanat kendi taşıma kuvveti ile yukarı çırpma hareketini yerine getirebilmektedir. Bu mekanizmada yukarı çırpma kuvvetinin bir yayda enerji olarak saklanması ve aşağı çırpma hareketinde kullanılması ile mekanizmanın tork ihtiyacının azaltılabileceği görülmüştür. Bu şekilde bir optimizasyon ile mekanizma ağırlığı, motor ağırlığı azaltılarak batarya kapasitesinin arttırılabileceği ön görülmüştür. Uçuş süresinin arttırılması, seyir uçuşu yaparak gözlem yapacak bir insansız hava aracının başarımını arttırmaktadır. Mekanizmada yapılacak bu geliştirme ile yeni mekanizma tasarımı ve testleri ayrıca bir çalışmanın konusu olabilecek niteliktedir.

Tasarım sürecinde katı modelleme sırasında doğa benzetimi detaylarının uygulanmasının zorluğu ile defalarca karşılaşılmıştır. Sadece gövde üzerinde 6 iterasyon çizimi gerçekleştirilmiş ve bu tasarım sürecinin sonucunda Şekil 9.1’de görülen doğa benzetimi tutarlılığı yakalanabilmiştir.



Şekil 9.1. *Doğa Benzetim Tutarlılığı*

Çalışmada gerçekleştirilen tasarım süresince çeşitli kanat çırpma mekanizmaları, burulma yaratıcı aktif ve pasif mekanizmalar incelenmiş, kullanılan yapısal malzemelerin çeşitliliği incelenmiştir. Bu incelemeler sürecinde doğaya en uygun, en performanslı ve en yenilikçi uygulama yapılmaya çalışılmıştır.

Kanat çırparak uçuşun iki fazı ve süzülerek uçuş durumlarında gerçekleştirilen taşıma analizi sırasında kanatların yukarı hareketi sırasında 6 N, kanatların aşağı hareketi sırasında 20 N ve süzülme hareketi sırasında 11 N kuvvet ürettiği görülmüştür. Bu durum insansız hava aracının kanat çırpma ve süzülme hareketleri sırasında seyir uçuşu ile 1,12 kilogram ağırlıkla havada kalabileceğini ortaya koymaktadır.

Bir bileşen ağırlıkları tablosu yapıp katı modelleme programı ile parçalara materyal atanarak ağırlıklarına bakıldığında Tablo 9.1.'de yer alan bileşen ağırlıklarına ulaşılmıştır.

Tablo 9.1. *Bileşen Ağırlıkları*

Bileşen	Ağırlık (g.)
Gövde	165
Kanatlar	220
Kuyruk	32
Servomotorlar	20
Motor	53
Çırpma Mekanizması	180
Batarya	218
Hız Kontrol Devresi	12
Alıcı	6
Toplam:	898

Bileşen ağırlıklarının incelenmesi ile elde edilen toplam ağırlık ve taşıma analizinin sonuçları bir arada değerlendirildiğinde, tasarlanan insansız hava aracının yaklaşık 200 gram faydalı yük taşıma kapasitesine sahip olduğu görülmektedir. Tasarım üzerinde üretime geçilmeden önce gerçekleştirilecek hafifletmeler ve kullanılan materyaller üzerine daha detay bilgilerin katı modelleme programına girilmesi ile bu faydalı yük marjının daha da arttırılabileceği öngörülmüştür.

KAYNAKÇA

- Ajluni C., (1996). Low-Pressure Sensor Opens Wide Applications Frontier, Electronic Design, Sayfa 59–64.
- Amiralaie M.R., Alighanbari H. and Hashemi S.M., (2011). Flow Field Characteristics Study of a Flapping Airfoil Using Computational Fluid Dynamics, Journal of Fluids and Structures, Volume 27, Issue 7, Sayfa 1068-1085.
- Amiralaie M.R., Alighanbari H. and Hashemi S.M., (2010). An Investigation Into The Effects of Unsteady Parameters On The Aerodynamics of a Low Reynolds Number Pitching Airfoil, Journal of Fluids and Structures, Volume 26, Issue 6, Sayfa 979-993.
- Amit M. and Arefin E., (2018). Proposal Of A Marine Protected Area Surveillance System Against Illegal Vessels Using Image Sensing And Image Processing, Acta Ecologica Sinica 38, Sayfa 111–116.
- Ashraf M.A., Young J., Lai J.C.S., (2011). Reynolds Number, Thickness and Camber Effects On Flapping Airfoil Propulsion, Journal of Fluids and Structures, Volume 27, Issue 2, Sayfa 145-160.
- Atreya, S., Mata, M., Jones, R., and Kohout, L., (2005). Power System Comparisons for a High Altitude Long Endurance (HALE) Remotely Operated Aircraft (ROA), AIAA 2005-7401.
- Austin R., (2010). Unmanned Aircraft Systems, UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, Chichester, West Sussex, United Kingdom.
- Benkherouf T., Mekadem M., Oualli H., Hanchi H., Keirsbulck L. and Labraga L., (2011). Efficiency of an auto-propelled flapping airfoil, Journal of Fluids and Structures, Volume 27, Issue 4, Sayfa 552-566.
- Bin Abas M.F., Bin Mohd A.S.B., Bin Yusoff H. and Bin Ahmad K. A., (2016). Flapping Wing Micro-Aerial-Vehicle: Kinematics, Membranes, and Flapping Mechanisms of Ornithopter and Insect Flight, Chinese Journal of Aeronautics, Volume 29, Issue 5, Sayfa 1159-1177.
- Bowman N. J., (1957). The Handbook of Rockets and Guided Missiles, Perastadion Press, ABD
- Boyle M. J., (2015) The Race for Drones, Published for the Foreign Policy Research Institute by Elsevier Ltd.

- Brooke-Holland L., (2013). Unmanned Aerial Vehicles (drones): An Introduction, House of Commons Library, UK, <https://fas.org/irp/world/uk/drones.pdf> (Erişim tarihi: 27.03.2018)
- Chang K., Rue J., Ifju P., Haftka R. Schmitz T., Tyler C., Chaudhuri A., Ganguly V., (2013) Analysis of Thrust Production in Small Synthetic Flapping Wings Residual Stress, Thermomechanics & Infrared Imaging, Hybrid Techniques and Inverse Problems, Volume 8, Sayfa 1-8.
- Charavgis F., (2016). Monitoring and Assessing Concrete Bridges with Intelligent Techniques, TU Delft, Delft University of Technology, Doktora Tezi
- Clark R. M., (2000). Uninhabited Combat Aerial Vehicles, Air University Press Maxwell Air Force Base, Alabama, USAF Sayfa 9.
- Dalamagkidis K., Valavanis K. P. and Piegler L.A. (2012). Aviation History and Unmanned Flight, On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System, sayfa 11-42.
- Dario P., Valleggi R., Carrozza M.C., Montesi M.C., and Cocco M., (1992). Microactuators for Microrobots: A Critical Survey, Journal of Micromechanics and Microengineering 2 (3), Sayfa 141–157.
- De Croon G.C.H.E., De Clercq K.M.E., Ruijsink R., Remes B., and De Wagter C., (2009). Design, Aerodynamics, and Vision-Based Control of the DelFly G.C.H.E., International Journal of Micro Air Vehicles Vol 1, Issue 2, Sayfa 71 – 97.
- DeLaurier J. D., (2017). The Development of an Efficient Ornithopter Wing, The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, May 1993
- Dial K.P., (2003). Wing-Assisted Incline Running And The Evolution of Flight, Science. Jan 17; 299(5605):402-4.
- Drubin C., (2013). UAV Market Worth \$ 8.3 Billion by 2018, Microw. Journal 37.
- Drushin J., (2003). Remote Piloted Aerial Vehicles: An Anthology, http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_home.html#Menu
- Dudley, R. nd Ellington, C. P. (1990). Mechanics of Forward Flight in Bumblebees, I. Kinematics and morphology. J. Exp. Biol. 148, Sayfa 19-52.
- Dumont E. R. (2010). Bone Density and The Lightweight Skeletons Of Birds, Proc. R. Soc. B (2010) 277, Sayfa 2193–2198.

- Ebrahimi A., Karimian S., Shidaei A., Okhovat S. and Dehghadani, M., (2005) Primarily Design of TADBIR Ornithopter. Aerospace Research Centre, Sharif University of Technology.
- Ellington C. P. (1991). Limitations on Animal Flight Performance Journal of Experimental Biology 1991 160: Sayfa 71-91
- Eren G. (2001). Kuşlarda Uçmanın Biyomekaniği, Journal of the Faculty of Veterinary Medicine 20, Sayfa 199-203.
- Erhard T. P., (2010). Air Force UAV's: The Secret History, The Mitchell Institute for Airpower Studies, Arlington, VA, Sayfa 16.
- Finn R. L. and Wright D., (2012). Unmanned aircraft systems: Surveillance, ethics and privacy in civil applications, Computer Law & Security Review 28, Sayfa 184-194.
- Freeman P. K. and Freeland R. S., (2015). Agricultural UAVs in the U.S: Potensial, Policy and Hype Remote Sensing Applications: Society and Environment Sayfa 35–43.
- Gerdes J.W., S.K. Gupta, S.A. and Wilkerson, A., (2012). Review of Bird-inspired Flapping Wing Miniature Air Vehicle Designs, J. Mech. Robot. 4 021003.
- Guckel H., Christenson T.R., Skrobis K.J., Jung T.S., Klein J., Hartojo K.V., and Widjaja I., (1993). A First Functional Current Excited Planar Rotational Magnetic Micromotor, Proc. IEEE Conf. on Micro Electro Mechanical Systems, Fort Lauderdale, Sayfa 7–11
- Gundlach J., (2012). Designing Unmanned Aircraft Systems – A comprehensive approach, Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics
- Gupta S.G., Ghonge M.M. and Jawandhiya P.M., (2013). Review of Unmanned Aircraft System (UAS), International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET) Volume 2, Issue 4, Sayfa 1646.
- Gur O. and Rosen A., (2009). Optimizing Electric Propulsion Systems For Unmanned Aerial Vehicles, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, Sayfa 1340-1353.
- Hannavy, J., (2007). Ed. Encyclopedia of Nineteenth-Century Photography; Routledge, Taylor & Francis Group; Volume 1, sayfa 14–15.
- Hassanalian M., Khaki H. and Khosrawi M., (2014), A New Method For Design of Fixed Wing Micro Air Vehicle, Proc. Inst. Mech. Eng. J. Aerosp. Eng. 229, Sayfa 837–850.
- Hedrick T. L., Tobalske B. W. and Biewener A. A., (2002). Estimates Of Circulation and Gait Change Based On a Three-Dimensional Kinematic Analysis Of Flight In

- Cockatiels (*Nymphicus Hollandicus*) and Ringed Turtle-Doves (*Streptopelia Risor*) *Journal of Experimental Biology* 2002 205: Sayfa: 1389-1409.
- Hogan C and Michael ed. (2010). American Kestrel. *Encyclopedia of Earth*. Editor-in-chief C. Cleveland. U.S. National Council for Science and the Environment.
- Holst E.V. (1943). *Zur Verhaltensphysiologie bei Tieren und Menschen*. Gesammelte Abhandlungen, Band II, R. Piper & Co Verlag, Munich 1979
- Howeth, L. S., (1963). *History of communications electronics in the United States Navy*. Office of Naval History Washington, Sayfa 479.
- Hubner J.P. and Hicks T., (2011). Trailing-edge Scalloping Effect on Flat-plate Membrane Wing Performance, *Aerospace Science and Technology*, Volume 15, Issue 8, Sayfa 670-680.
- Jackowski Z. J., (2009). *Design and Construction of an Autonomous Ornithopter*, Bachelor Thesis
- Jacobsen D. M., (2002). *Unmanned Aerial Vehicles- The Key to Effective Situational Awareness in Littoral Operations*, Joint Military Operations Department Navy War College, Sayfa 28.
- Jones, K.D., Bradshaw, C.J., Papadopoulos, J. and Platzer, M.F., (2005) "Bio-Inspired Design of Flapping-Wing Micro Air Vehicles", *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 109, No. 1098, Sayfa 385-393.
- Keane J. F. and Carr S. S., (2013). *A Brief History of Early Unmanned Aircraft*, Johns Hopkins Applied Technical Digest, Volume 32, Number 3, Sayfa 558.
- Kearns O., (2017). Secrecy and Absence In The Residue Of Covert Drone Strikes, *Political Geography* 57, (2017), Sayfa 13-23.
- Keennon M. and Grasmeyer J., (2003). Development of Two MAVs and Vision of the Future of MAV Design, *AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*, Dayton, Ohio
- Kim S.W., Jang L.H., Kim M.H., Kim J.S., (2003). Power-driven ornithopter piloted by remote controller. United States patent US 6550716 B1.
- Kunz T. H., Fenton M. B., (2005). *Bat Ecology*, University of Chicago Press- Nature
- Lee B., (2013). TDR-1 First Operational US Navy Drone, Successful in Combat in 1944!, http://www.nnapprentice.com/alumni/letter/TDR_1.pdf
- Leishman J. G., (2001). The Breguet-Richet Quad-Rotor Helicopter of 1907, *Vertiflite*, v. 47, no. 3, sayfa. 58-60.

- Lilienthal O. (1889). Papers on Aeronautics, Crerar Ms 180, Special Collections Research Center, University of Chicago Library
- Lloyd Buck, <http://www.lloydbuck.co.uk/links/> (Erişim tarihi: 26.04.2018)
- Liu C., Tsao T., Tai Y. C., Leu T. S., Ho C. M., Tang W.L. and Miu D., (1995). Out-of-Plane Permalloy Magnetic Actuators for Delta-Wing Control, Proc. IEEE Conf. on Micro Electro Mechanical Systems, Amsterdam, Sayfa 7–12.
- Liu T., "Comparative Scaling of Flapping and Fixed-Wing Flyers", (2006). AIAA Journal, Vol. 44, No. 1 Sayfa 24-33.
- Markus W., Kristof F., Rainer J., Agalya M. and Scharstein N. F. (2012). Artificial Hinged-Wing Bird With Active Torsion And Partially Linear Kinematics, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS, 2012
- Marshall D. M., Barnhart R. K., Shappee E. and Thomas M., (2016) Introduction to Unmanned Aircraft Systems, Second Edition, Sayfa 7.
- Mathews D.B., (2004). Biography of Reginald Leigh Denny, D.B. Mathews, Model Aviation Magazine July, August, and September 2004
- Mazaheri K. and Ebrahimi A., (2010). Experimental study on interaction of aerodynamics with flexible wings of flapping vehicles in hovering and cruise flight, November 2010, Volume 80, Issue 11, Sayfa 1255–1269.
- Mazaheri K. and Ebrahimi A. (2011). Experimental Investigation on Aerodynamic Performance of a Flapping Wing Vehicle in Forward Flight, Journal of Fluids and Structures 27, Sayfa 586-595.
- McGeer T., (1999), Laima: The First Atlantic Crossing By Unmanned Aircraft, http://aerovel.com/wp-content/uploads/2015/03/Laima_the-first-Atlantic-crossing-by-unmanned-aircraft1.pdf (Erişim tarihi: 22.03.2018).
- McMasters J., (2004). The Biomechanics of Flight: Many Possible Solutions Looking for Problems, International Journal of Engineering Education, Vol. 20, No. 3, Sayfa 398-404.
- Minnema J., (2016). Drivetrain With A Linear Actuator For The Robird: Development And Evaluation, Bachelors Degree Thesis.
- Mishraa S., Tripathia B., Garga S., Kumara A. and Kumara P., (2015). Design and Development of a Bio-Inspired Flapping Wing Type Micro Air Vehicle, Procedia Materials Science 10, Sayfa 519 – 526.

- Moreno J., Cruz J., Dominguez E., (2016). White Donkey: Unmanned Aerial Vehicle for Searching Missing People, *International Journal of Advanced Computer Science and Applications*, Vol. 7, No. 7, Sayfa 574.
- Mueller T.J., (1999). Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles, Hessert Center for Aerospace Research, University of Notre Dame
- Muller W. And Patone G., (1998). Air Transmissivity of Feathers, *The Journal of Experimental Biology*, 201, Sayfa 2591-2599.
- Nigus N., (2015). Kinematics and Load Formulation of Engine Crank Mechanism. *Mechanics, Materials Science Engineering Journal*, Magnolithe
- Park J. H., and Yoon K.J., 5 (2008). Designing a Biomimetic Ornithopter Capable of Sustained and Controlled Flight, *Journal of Bionic Engineering*, Sayfa 39–47.
- Pennycuick C. J., (2001). Speeds and Wingbeat Frequencies Of Migrating Birds Compared With Calculated Benchmarks, *The Journal of Experimental Biology* 204, Sayfa 3283–3294.
- Phan H.V., Nguyen Q. V., Truong Q. T., Truong T. V., Park H. C., Goo N. S., Byun D., Kim M. J., (2012). Stable Vertical Takeoff of an Insect-Mimicking Flapping Wing System Without Guide Implementing Inherent Pitching Stability, *Journal of Bionic Engineering* 9, Sayfa 391–401.
- Ping J.T.K., Ling A.E., Quan T.J. and Dat C.Y., (2012). Generic Unmanned Aerial Vehicle (UAV) For Civilian Application-A Feasibility Assessment and Market Survey On Civilian Application For Aerial Imaging, In: *Sustainable Utilization And Development In Engineering and Technology*, 2012 IEEE Conference, Sayfa 289–294.
- Piskorsch A., (1975). *Bewegte Schwingen Selbstverlag, Sontheim an der Benz (Moving Swing self-publishing, Sontheim at the Benz 1975).*
- Praveenkumar U., Prabhakaran G., (2014). Design And Fabrication Of High Endurance Ruav With Rechargeable Solar Power Source, *International Journal of Mechanical And Production Engineering*, ISSN: 2320-2092, Volume- 2, Issue- 7.
- Prisacariu V., (2017). The History And The Evolution of Uav's From The Beginning Till The 70's, *Journal of Defense Resources Management* Vol. 8, Issue 1, Sayfa 181.
- Räbiger H., (2018). Lift during wing upstroke, version 10.0. Nuremberg, Germany, ornithopter.de

- Rabta B., Wankmüller W. and Reiner G., (2018). A Drone Fleet Model For Last-Mile Distribution In Disaster Relief Operations, *International Journal of Disaster Risk Reduction* 28, Sayfa 107–112.
- Raymer, D. P., (1989). American Institute of Aeronautics and Astronautics. Aircraft design: A conceptual approach. Washington, D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Richardson P. L., (2015). Upwind Dynamic Soaring Of Albatrosses and UAV's, *Progress In Oceanography*, Volume 130, 2015, Sayfa 146-156.
- Rydh C.J., (2013). Energy Analysis of Batteries in Photovoltaic Systems.” *Electrical Energy Storage-Applications and Technology (EESAT)*.
- Ryu S. ve Kim H. J., (2017). Development of a Flapping-Wing Micro Air Vehicle Capable of Autonomous Hovering with Onboard Measurements, 2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) September 24–28, 2017, Vancouver, BC, Canada.
- Sachs G., (2007). Tail Effects On Yaw Stability In Birds, *Journal of Theoretical Biology* 249, Sayfa 464–472.
- Sadraey, M. H. (2013). Aircraft design: a systems engineering approach. Chichester, West Sussex, U.K.: Wiley. Chapter 6, Sayfa 279.
- Sahai R., Galloway K. C., Karpelson M., and Wood R. J., (2012) A Flapping-Wing Micro Air Vehicle with Interchangeable Parts for System Integration Studies, 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent robots and Systems, October 7-12, Vilamoura, Portugal
- Sane S. P., (2003). The Aerodynamics Of Insect Flight, *The Journal Of Experimental Biology* 206, Sayfa 4191-4208.
- Schmidt-Nielsen K., (1972). Locomotion: Energy Cost Of Swimming, Flying, And Running, *Science* July 21;177(4045) Sayfa 222.
- Sharma H., Suraj C.S., Antony R., Ramesh G., Sajeer A. and Narayan P., (2013). Design of a High Altitude Fixed Wing Mini UAV – Aerodynamic Challenges Hemant ICIUS, Sayfa 129.
- Steenhof, K. (1983). Prey Weights For Computing Percent Biomass In Raptor Diets. *Raptor Res.* 17, Sayfa: 15–27.
- Stidl J., Slowhawk, OVIRC: <http://ovirc.free.fr> (Erişim tarihi: 04.04.2018)

- Straub J., (2014). Unmanned Aerial Systems: Consideration Of The Use Of Force For Law Enforcement Applications, *Technology in Society* 39, Sayfa 100–109.
- Strickland F., (2013). The Early Evolution of the Predator Drone, *Studies in Intelligence* Vol. 57, No. 1, Sayfa 2.
- Tapia L., Domínguez J. and Romeu M., (2007). Diet of Common buzzard (*Buteo buteo*) (Linnaeus, 1758) in an area of Northwestern Spain as assessed by direct observation from blinds *Nova Acta Científica Compostelana (Biología)*, Sayfa 145-149.
- Taylor, J. W. R. ve Munson, K. (1977). *Jane's Pocket Book of Remotely Piloted Vehicles: Robot Aircraft Today*, Collier Books, New York
- Tennekes H. (1996). *The Simple Science of Flight*, Boston, MA: MIT Press.
- Tien Van Truong, Quoc-Viet Nguyen and Heow Pueh Lee, *Bio-Inspired Flexible Flapping Wings with Elastic Deformation*, *Aerospace*, 4(3), Sayfa 37.
- Touchnon J. M., Hsu Y. C., and Alberto Palleron, (2002). Foraging Ecology Of Reintroduced Captive-Bred Subadult Harpy Eagles (*Harpia Harpyja*) On Barro Colorado Island, *Panama Ornitología Neotropical* 13: Sayfa 365–379.
- Tsai B.J and Fu Y.C., (2009). Design and Aerodynamic Analysis Of A Flapping-Wing Micro Aerial Vehicle, *Aerospace Science and Technology* 13, Sayfa 383–392.
- Turner I. L., Harley M. D. and Drummond C. D., (2016). UAV's For Coastal Surveying, *Coastal Engineering*, Volume 114, Sayfa 19-24.
- Udeanu G., Dobrescu A. and Oltean M., (2016). Unmanned Aerial Vehicle in Military Operations, *Scientific Research And Education In The Air Force - AFASES 2016*, Sayfa 199.
- Unger R., Haupt M. C., Horst P. and Radespiel R., (2012). Fluid–Structure Analysis Of A Flexible Flapping Airfoil At Low Reynolds Number Flow, *Journal of Fluids and Structures*, Volume 28, Sayfa 72-88.
- Unmanned Aerial Vehicle Operations in U.K. Airspace – Guidance, (2002). CAP 722, Section 2.1, Directorate of Airspace Policy, Civil Aviation Authority
- Wakefield E.D., Phillips, R.A., Matthiopoulos, J., Fukuda, A., Higuchi, H., Marshall, G.J. and Trathan, P.N., (2009). Wind Field And Sex Constrain The Flight Speeds Of Central-Place Foraging Albatrosses. *Ecological Monographs* 79, Sayfa 663–679.
- Wakeling, J. M. and Ellington, C. P. (1997). Dragonfly flight II Velocities, Accelerations and Kinematics of Flapping Flight. *Journal of Experimental Biology* 200, Sayfa 557-582.

- Warrior L. C., (2015). Drones and Targeted Killing: Costs, Accountability, and U.S. Civil-Military Relations, *Orbis* Volume 59, Issue 1, 2015, Sayfa 95-110.
- Watts, A.C., Kobziar, L.N. ve Percival, H.F. (2009). Unmanned Aircraft Systems for Wildland Fire Monitoring and Research. In *Proceedings of the 24th Tall Timbers Fire Ecology Conference: The Future of Fire: Public Awareness, Health, and Safety*, Tallahassee, Florida, ABD, sayfa 86–90
- Watts A.C., Ambrosia V.G., Hinkley E.A., (2012), Unmanned Aircraft Systems In Remote Sensing And Scientific Research: Classification and Considerations Of Use, *Remote Sensing* 4 (6), Sayfa 1671–1692.
- Webber B., (1992). Silent Siege III: Japanese Attacks on North America in World War II: Webb Research Group, Sayfa 398.
- Werrell K. P., (1985). *The Evolution of the Cruise Missile*, Air University Press, sayfa 12.
- XFLR 5, (2013). Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>
- Yanmaz E., Yahyanejad S., Rinner B., Hellwagner H. and Bettstetter C., (2018) Drone networks: Communications, coordination, and sensing, *Ad Hoc Networks*, Volume 68, Sayfa 1-15
- Zaloga S., Palmer I., (2008), *Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917-2007*, Vol. 144. Osprey Publishing, Sayfa 7.
- Zegers T.E., Mulder J.A., Remes B., Berkouwer W., Peeters B., Lentink D. and C. Passchier, (2008). ExoFly: a flapping wing aerobot for planetary survey and exploration, *EPSC Abstracts*, Vol. 3, EPSC2008-A-00396, 2008 European Planetary Science Congress.
- Zhang C. and Kovacs J.M., (2012). The Application Of Small Unmanned Aerial Systems For Precision Agriculture: A Review, *An International Journal on Advances in Precision Agriculture*, Volume 13, Number 6, Sayfa 694.
- Ziyang Z., Dongjing X. and Chen G., (2018). Cooperative Search-Attack Mission Planning For Multi-UAV Based On Intelligent Self-Organized Algorithm, *Aerospace Science and Technology* 76, Sayfa 402–411.
- http-1 <https://sites.google.com/site/uavuni/1910-s> (Erişim tarihi: 06.03.2018)
- http-2 <http://www.arcic.army.mil/LPD/archives?articleSeries=138> (Erişim tarihi: 08.03.2018)

- http-3 http://www.aviastar.org/helicopters_eng/oemichen.php (Erişim tarihi: 08.03.2018)
- http-4 <http://www.vintagewings.ca/VintageNews/Stories/tabid/116/articleType/ArticleView/articleId/484/The-Mother-of-All-Drones.aspx> (Erişim tarihi: 09.03.2018)
- http-5 <https://www.modelaircraft.org/files/DennyReginaldLeigh.pdf> (Erişim Tarihi: 11.03.2018)
- http-6 <https://www.revolvy.com/page/McDonnell-TD2D-Katydid> (Erişim tarihi: 17.03.2018)
- http-7 <https://militaryedge.org/armaments/gnat-750/> (Erişim tarihi: 21.03.2018)
- http-8 <http://smm.solidmodelmemories.net/Gallery/displayimage.php?pid=6018> (Erişim tarihi: 22.03.2018).
- http-9 <https://www.deviantart.com/jestephography/art/Rough-legged-Hawk-Glide-652698094> (Erişim tarihi: 09.04.2018)
- http-10 <http://www.trakus.org> (Erişim tarihi: 16.04.2018)
- http-11 <https://pilipala51.wordpress.com/2012/11/03/buzzard-flying-overhead/> (Erişim tarihi: 22.04.2018)
- http-12 <https://www.pilotwings.org/propellers.html> (Erişim tarihi: 24.04.2018)
- http-13 http://www.grahamowengallery.com/photography/dragonfly_photography.html (Erişim tarihi: 12.05.2018)
- http-14 <https://3dprinting-blog.com/tag/3d-printer-materials/> (Erişim tarihi: 22.05.2018)

ÖZGEÇMİŞ

EĞİTİM

2016-2018	Uçak Gövde Motor Bakım Ana Bilim Dalı – Yüksek Lisans Eskişehir Teknik Üniversitesi, Eskişehir, 3.56
2011-2015	Uçak Gövde Motor Bakım Bölümü – Lisans Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2.88
2007-2011	Fen-Matematik Bölümü Ataşehir Anadolu Lisesi, İstanbul

MESLEKİ GEÇMİŞ

10/09/17 - Halen	Köşe Yazarı Kokpit.aero Havacılık Haber Sitesi
30/05/17 - Halen	Mekanik Tasarım Mühendisi Huma Teknoloji Eskişehir Stajyer
30/06/14-30/09/14	Sancak Air, İstanbul Helikopter Bakım ve Bakım Planlaması Stajyer
08/03/13-08/06/13	TUSAŞ Engine Industries, Eskişehir Motor Test, AR-GE ve NDI

BİLİMSEL FAALİYETLER

Ulusal Makaleler:

- Emre ÖZBEK¹, Seyhun DURMUŞ², Yasin ŞÖHRET³, T. Hikmet KARAKOÇ⁴
“Elektrik Motorlu Ve Yüksek Faydalı Yük Oranlı Mikro Sınıfı Bir İHA Tasarımı,
Üretimi ve Testleri”, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi, Aralık 2016
DOI: 10.23890/SUHAD.2016.0114

Ulusal Bildiriler:

- Emre ÖZBEK¹, Evren Yılmaz YAKIN², Yasin ŞÖHRET³, Yavuz DAL⁴, T. Hikmet KARAKOÇ⁵, “Yüksek Faydalı Yük Oranlı, Modüler, Arazi Görevlerine Uygun Mikro Sınıfı İnsansız Hava Aracı İçin Kanat Tasarımı, Analizleri ve Testleri”, Kasım 2017, IV. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHAT 2017), İzmir, Turkey
- Emre ÖZBEK¹, Seyhun DURMUŞ², Yasin ŞÖHRET³, T. Hikmet KARAKOÇ⁴, “Atlas-Saha ve Arazi Görevlerine Yönelik, Modüler ve Yüksek Faydalı Yük Oranlı Mikro Sınıfı Bir İHA Tasarımı, Üretimi Ve Testleri”, Eylül 2016, VI. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Kocaeli, Turkey

Uluslararası Bildiriler:

- Emre ÖZBEK¹, Yasin ŞÖHRET², Yavuz DAL³, T. Hikmet KARAKOÇ⁴, “Effects of Additive Manufacturing Methods on Bio-Inspired UAV Structures”, Temmuz 2018, International Symposium on Sustainable Aviation 2018, University of Rome Sapienza, Rome, Italy
- Emre ÖZBEK¹, Yasin ŞÖHRET², T. Hikmet KARAKOÇ³, “Visual Detectability Study Over Different Low Altitude UAV Types, Ornicamouflage on Air”, Temmuz 2018, International Symposium on Sustainable Aviation 2018, University of Rome Sapienza, Rome, Italy

ÖDÜLLER

- TÜBİTAK – Hava Harp Okulu - Future Flight Design Yarışması, İstanbul, İkincilik, 2015
- SAE Aero Design West, California, 2016
 - Genel Klasmanda 3.’lük,
 - En Yüksek Yük Oranında 1.’lik,
 - En Yüksek Yük Taşımada 2.’lik.
- SAE Aero Design East, Florida, 2017
 - Genel Klasmanda 1.’lik,
 - En Yüksek Yük Oranında 3.’lük,
 - En Yüksek Yük Taşımada 3.’lük.
- IV. Ulusal Havacılık Teknolojisi ve Uygulamaları Kongresi (UHAT 2017)
 - En iyi bildiri ve sunum ödülü