T.C.
GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DİKEY KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN SABİT KANATLI HAVA ARACI TASARIMI, KONTROLÜ VE İMALATI

ESMA PALA

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

GEBZE
2018

T.C.

GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DİKEY KALKIŞ VE İNİŞ YAPABİLEN SABİT KANATLI HAVA ARACI TASARIMI, KONTROLÜ VE İMALATI

ESMA PALA

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

DANIŞMANI

DOÇ. DR. İLYAS KANDEMİR

GEBZE

2018

T.R.

GEBZE TECHNICAL UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

DESIGN, CONTROL AND MANUFACTURING OF A FIXED WING VTOL AERIAL VEHICLE

ESMA PALA

A THESIS SUBMITTED FOR THE DEGREE OF

MASTER OF SCIENCE

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

THESIS SUPERVISOR

ASSOC. PROF. DR. İLYAS KANDEMİR

GEBZE

2018

GEBZE TEKNİK ÜNİVERSİTESİ	**YÜKSEK LİSANS JÜRİ ONAY FORMU**

GTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 20/06/2018 tarih ve 2018/32 sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 16/07/2018 tarihinde tez savunma sınavı yapılan Esma PALA'nın tez çalışması Makine Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak kabul edilmiştir.

JÜRİ

ÜYE (TEZ DANIŞMANI)	: Doç. Dr. İlyas KANDEMİR
ÜYE	: Prof. Dr. N.L. Okşan ÇETİNER-YILDIRIM
ÜYE	: Dr. Öğr. Üyesi Sedat TOKGÖZ

ONAY

Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun

...../...../..... tarih ve ...../..... sayılı kararı.

ÖZET

Aerodinamik taşıma kuvveti ile havada kalan hava araçları esas olarak sabit kanatlı ve dikey kalkış-iniş yapabilen (VTOL) döner kanatlı araçlar olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. Bu çalışma, döner kanatlı sistemlerde olduğu gibi kalkış ve iniş için herhangi bir piste ihtiyaç duyulmaksızın dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen, aynı zamanda sabit kanatlı hava aracı gibi yatay uçuş yeteneğine sahip, 4 döner, 3 sabit kanatlı bir insansız hava aracının (İHA) tasarımını, imalatını ve kontrolünü içermektedir. Hava aracının dikey kalkışının ardından yatay uçuşa geçmesi ve iniş sırasında yatay uçuştan dikey inişe geçmesi ele alındığında, bu geçişler sırasında uçuş aerodinamiğinde ortaya çıkan önemli ve büyük değişimler uçuş kontrol ve kararlılığını zorlayan ana problemleri oluşturmaktadır. Bu çalışmada bu problemlerin üstesinden gelmek için özgün bir uçuş kontrol sistemi yönetimi önerilmektedir.

Literatürde karşılaşılan dikey kalkış ve iniş yapabilen sabit kanatlı araçlar, yatan gövde, yatan kanat, yatan rotor ve hibrit tasarımlardır. Yatan rotorlu sistemlerdeki fazladan mekanik karmaşıklık maliyette artışı, idame güçlüğünü ve başarısızlık riskini beraberinde getirmektedir. Bu çalışmada, bu karmaşıklıklardan kurtulmak için mod geçişini ve bütün uçuşu gerçekleştirmek üzere sadece 4 rotor arasındaki itki değişiminin kullanıldığı bir sistem tercih edilmiştir. Bu çalışmada oluşturulan tasarımın, tilt-rotor benzeri tasarımlardan en büyük farklılığı, motor itki düzleminin bütün gövdeyle beraber değişmesidir. Bu da mekanik karmaşıklığı azaltmaktadır.

Bu çalışma, farklı özgün İHA tasarımları üzerinde çalışan araştırmacılar için bir başvuru kaynağı olabilecek şekilde de detaylandırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İHA, VTOL, uçuş kontrol, yatan gövde.

SUMMARY

Aerial vehicles flying with aerodynamic lift are considered in two major categories; fixed wing and rotary wing vehicles which can vertically take off and land (VTOL). This study includes the design, control and manufacturing of a 4-rotary and 3-fixed wing unmanned aerial vehicle (UAV) with horizontal flight capability as a fixed-wing aircraft and VTOL capability without needing runway.

During the transition, i.e. after the vertical take-off, when the aircraft switches from vertical flight mode into the horizontal or enters the vertical landing mode from the horizontal flight for landing, the substantial changes in flight aerodynamics constitute the main problems of flight control and stability. In this study, a novel flight control management system that overcomes these problems is proposed.

Most fixed wing VTOL aircraft designs are tilt-body, tilt-wing, tilt-rotor or hybrid. The extra mechanical complexity in tilt rotor systems increases the cost, the risk of failure and the maintenance difficulty. In this study, in order to get rid of this complexity, a system has been preferred in which only the thrust differential among 4 rotors is used during mode transition and for the whole flight control. The biggest difference in the design of this work from tilt-rotor-like systems is that in this study the motor thrust plane tilts with the whole body which reduces the mechanical complexity.

This work is also detailed for being a reference for researchers working on various original UAV designs.

Key Words: UAV, VTOL, flight control, tilt-body.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca bana her konuda destek olan, bilgi ve deneyimlerini benimle paylaşan değerli danışmanım Doç. Dr. İlyas Kandemir'e, deneysel çalışmalarımda yardım ve tavsiyelerini her zaman benimle paylaşan değerli ekip arkadaşım Arş. Gör. Fahreddin Fatih Öngül'e ve test pilotumuz Mete Can Gazi'ye, 2015-A-39 nolu BAP projesi ile tezime katkı sağlayan Gebze Teknik Üniversitesi'ne, hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman benden esirgemeyen, başta kardeşim Ayşegül Pala olmak üzere aileme teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	v
SUMMARY	vi
TEŞEKKÜR	vii
İÇİNDEKİLER	viii
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	xii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xiv
TABLOLAR DİZİNİ	xvi
1. GİRİŞ	1
2. ELEKTRİKLİ İHA TASARIMI	6
2.1. Yapısal ve Aerodinamik Sistem	8
2.1.1. Aerodinamik Kuvvet ve Moment Bileşenleri	8
2.1.1.1. Ağırlık	9
2.1.1.2. Taşıma	9
2.1.1.3. İtki	9
2.1.1.4. Sürükleme	10
2.1.1.5. Moment	11
2.1.2. Uçuş Kontrol Yüzeyleri	11
2.1.2.1. Kanatçıklar *(Ailerons)*	12
2.1.2.2. Yükseliş Dümeni *(Elevator)*	12
2.1.2.3. Kuyruk Dümeni *(Rudder)*	13
2.1.2.4. Flap ve Slat	13
2.1.2.5. Birleştirilmiş Kontrol Yüzeyleri	14
2.1.3. Uçak Yapısı	14
2.2. Güç ve İtki Sistemi	15

2.2.1. Fırçasız DC Elektrik Motoru 16

2.2.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi *(Electronic Speed Controller - ESC)* 16

2.2.3. Batarya Eliminasyon Devresi *(Battery Eliminator Circuit – BEC)* 17

2.2.4. Batarya 17

2.2.4.1. Deşarj Oranı 18

2.2.4.2. Kapasite 18

2.2.5. Pervane 18

2.2.5.1. Çap 19

2.2.5.2. Hatve 19

2.2.5.3. Pale Sayısı ve Geometri 20

2.2.5.4. Malzeme 20

2.2.5.5. Dönüş Yönü 21

2.3. Uçuş Kontrol Sistemi 21

2.3.1. Uçuş Kontrol Kartı 21

2.3.1.1. Sensörler 22

2.3.1.2. İvmeölçer 22

2.3.1.3. Jiroskop (Dönüölçer) 23

2.3.1.4. Pusula / Manyetometre 23

2.3.1.5. Basınç ölçer/Barometre (Altimetre) 23

2.3.1.6. Atalet Ölçüm Birimi *(Inertial Measurement Unit - IMU)* 23

2.3.2. Servo Motor 24

2.3.2.1. Darbe Genişlik Modülasyonu *(Pulse Width Modulation-PWM)* 25

2.4. Haberleşme Sistemi 26

2.4.1. Telemetri 26

2.4.2. Uzaktan Kontrol *(Remote Control -RC)* 27

2.4.3. Birinci Kişi Görüşü *(First Person View - FPV)* 28

2.4.4. Kamera Süperpozisyon Bilgisi *(On Screen Display - OSD)* 28
2.5. Yazılımlar 29
2.5.1. Uçuş Kontrol Kartı Yazılımları 30
2.5.1.1. Ardupilot 30
2.5.1.2. Baseflight 30
2.5.1.3. MultiWii 30
2.5.1.4. Cleanflight 31
2.5.1.5. Betaflight 31
2.5.1.6. iNav 31
2.5.1.7. PX4 - Pixhawk 31
2.5.1.8. KISS *(Keep It Super Simple)* 32
2.5.2. Yer İstasyonunda Kullanılan Yazılımlar 33
2.5.2.1. QGroundControl 33
2.5.2.2. Mission Planner 33
2.5.2.3. APM Planner 2.0 33
2.5.2.4. EZ-GUI 34
3. TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE KAVRAMSAL TASARIM 35
3.1. Ön Tasarım 35
3.2. Başarım Tablosu 36
3.3. Kavramsal Tasarım 39
4. AYRINTILI TASARIM 43
4.1. Aerodinamik Tasarım 43
4.2. Güç hesabı 48
4.3. Yapısal Tasarım 51
4.4. Elektronik ve Yazılım 61
4.4.1. Elektronik Bağlantı 62

4.4.2. Yazılım 64

5. SONUÇ 69

KAYNAKLAR 72

ÖZGEÇMİŞ 77

EKLER 78

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler ve Kısaltmalar		Açıklamalar
l	:	Kanat profili veter uzunluğu
ρ	:	Akışkanın yoğunluğu
Re	:	Reynolds sayısı
V	:	Akışkanın hızı
ν	:	Akışkanın kinematik viskozitesi
α	:	İHA'nın hız vektörüne göre yaptığı açı (Hücum açısı)
β	:	İHA'nın çekül doğrultusuyla yaptığı açı
γ	:	Motor açısı
F	:	Kuvvet
L	:	Taşıma *(Lift)*
D	:	Sürükleme *(Drag)*
W	:	Ağırlık
T_a	:	Beher alt motor itkisi
$T_ü$	:	Beher üst motor itkisi
X_m	:	İtki–CG arası x mesafesi
X_w	:	Taşıma–CG arası x mesafesi
Z_m	:	İtki–CG arası z mesafesi
C_D	:	Sürükleme katsayısı
C_L	:	Taşıma katsayısı
A	:	Amper
Ah	:	Amper-saat
BEC	:	Batarya Eliminasyon Devresi *(Battery Eliminator Circuit)*
BLDC	:	Fırçasız Doğru Akım Motoru *(Brush-less Direct Current)*
C	:	Deşarj oranı
CAD	:	Bilgisayar Destekli Tasarım *(Computer Aided Design)*
CG	:	Ağırlık merkezi *(Center of Gravity)*
CLI	:	*Command Line Interface*
CW	:	Saat yönü *(clockwise)*
CCW	:	Saat yönünün tersi *(Counter-clockwise)*
CFD	:	Akışkanlar dinamiği analizi *(Computational Fluid Dynamics)*
DC	:	Doğru Akım
DOF	:	Serbestlik Derecesi *(Degree of Freedom)*
ESC	:	Elektronik Hız Kontrolcüsü *(Electronic Speed Controller)*
FoM	:	Başarım Tablosu *(Figure of Merits)*
FPV	:	Birinci Kişi Görüşü *(First Person View)*

GCS	:	Yer İstasyonu *(Ground Control Station)*
GPS	:	Global Pozisyon Saptama *(Global Positioning System)*
Hz	:	Hertz
İHA	:	İnsansız Hava Aracı
IMU	:	Atalet Ölçüm Birimi *(Inertial Measurement Unit)*
KISS	:	*Keep It Super Simple*
kg	:	Kilogram
KV	:	Volt başına devir/dakika
Li-Ion	:	Lityum İyon
LiPo	:	Lityum Polimer
NiCd	:	Nikel Kadmiyum
NiMh	:	Nikel Metal Hibrit
OSD	:	Kamera Süperpozisyon Bilgisi *(On Screen Display)*
PPM	:	Darbe Pozisyon Modülasyonu *(Pulse Position Modulation)*
PWM	:	Darbe Genişlik Modülasyonu *(Pulse Width Modulation)*
RC	:	Uzaktan Kontrol *(Radio Control)*
rpm, d/d	:	Devir/dakika
RTH	:	Eve dönüş *(Return to Home)*
s	:	Saniye
UAV	:	İnsansız Hava Aracı *(Unmanned Aerial Vehicle)*
V	:	Volt
VTOL	:	Dikey Kalkış ve İniş Yapma *(Vertical Take off and Landing)*
W	:	Watt
XPS	:	Ekstrude Polistren

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil No:			Sayfa
1.1	:	İnsanlı VTOL araçlar a) Vertol VZ-2, b) Lockheed XFV-1, c) Sikorsky X-Wing, d) V-22 Osprey, e) AV8B Harrier, f) F-35B.	2
1.2	:	a) NUAA, b SUAVI, c) Parrot Swing, d) Quadshot e) VertiKUL f) JumpShip g) Small Ring Tail Sitter.	3
1.3	:	Fokker.	4
2.1	:	Bir sabit kanatlı İHA bağlantı şeması.	6
2.2	:	Bir döner kanatlı İHA bağlantı şeması.	7
2.3	:	Hava aracına etki eden aerodinamik kuvvetler.	8
2.4	:	Uçağa etki eden aerodinamik kuvvet, moment ve eksenler.	11
2.5	:	Temel kontrol yüzeyleri.	12
2.6	:	Flap ve slat kontrol yüzeyleri.	13
2.7	:	İtki sisteminin parametreleri.	15
2.8	:	4S2P batarya hücre bağlantısı.	17
2.9	:	Pervane hatvesi ve çapı.	20
2.10	:	Tipik bir uçuş kontrol kartı blok diyagramı.	22
2.11	:	Servo motor iç yapısı.	24
2.12	:	Servo PWM sinyalleri.	25
2.13	:	Telemetri sistemi.	26
2.14	:	Uzaktan kontrol bağlantı şeması.	27
2.15	:	FPV bileşenleri.	28
2.16	:	OSD kamera süperpozisyonu.	29
3.1	:	TriPlane kavramsal tasarımı.	40
3.2	:	Sabit kanat ve döner kanat modları.	41
4.1	:	Araca etki eden aerodinamik kuvvetler.	43
4.2	:	Martin Hepperle MH120-il kanat profili.	45
4.3	:	MH 120 Kanat profili a) $C_D - \alpha$, b) $C_L - \alpha$, c) $C_L - C_D$, d) $C_M - \alpha$.	46
4.4	:	Motor test istasyonu.	48
4.5	:	Motor test istasyonu yandan görünümü.	49

4.6 : Motor, pervane güç-itki testi sonuçları. 50
4.7 : Araç çerçevesi, VTOL üstten görünümü. 52
4.8 : 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış motor bağlantı elemanı. 53
4.9 : 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış bağlantı ve iniş takımı elemanları, a) çerçeve köşeleri bağlantı elemanı, b-c) iniş takımı ve çerçeve bağlantı elemanı, d) iniş takımı elemanı. 53
4.10 : Dikey stabilize parçası. 54
4.11 : 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış dikey stabilizatör-iniş takımı bağlantı elemanı. 54
4.12 : 3 boyutlu yazıcıdan imal edilmiş orta kanat içi parçası a) parçanın izometrik üstten görünümü, b) parçanın izometrik alttan görünümü, c) parçanın iç yapısı. 55
4.13 : TriPlane aracının CAD ortamında izometrik görünümü. 56
4.14 : TriPlane aracının CAD ortamından yandan görünümü. 56
4.15 : TriPlane aracının CAD ortamından üstten görünümü. 57
4.16 : TriPlane aracının montaj sonrası, kaplama öncesi, dikey stabilizesiz görüntüsü. 58
4.17 : TriPlane aracının son hali. 59
4.18 : Motor bağlantı parçası. 60
4.19 : Motor açısının CAD ortamında çizimi. 61
4.20 : Elektronik bağlantı şeması. 62
4.21 : Mikroişlemciye gelen ve giden sinyaller. 63
4.22 : Kumanda kontrolleri. 64
4.23 : Sabit kanat modunda motor dönüş yönleri. 65
4.24 : Sabit kanat modu pozitif tono hareketi. 66
4.25 : Sabit kanat modu pozitif yunuslama hareketi. 67
4.26 : Sabit kanat modu pozitif sapma hareketi. 68
5.1 : TriPlane aracının döner kanat modunda *(hover)* uçuşu. 70
5.2 : TriPlane aracının döner kanat modunda yükselişi. 71
5.3 : TriPlane aracının döner kanat modundan sabit kanat moduna geçişi. 71

TABLOLAR DİZİNİ

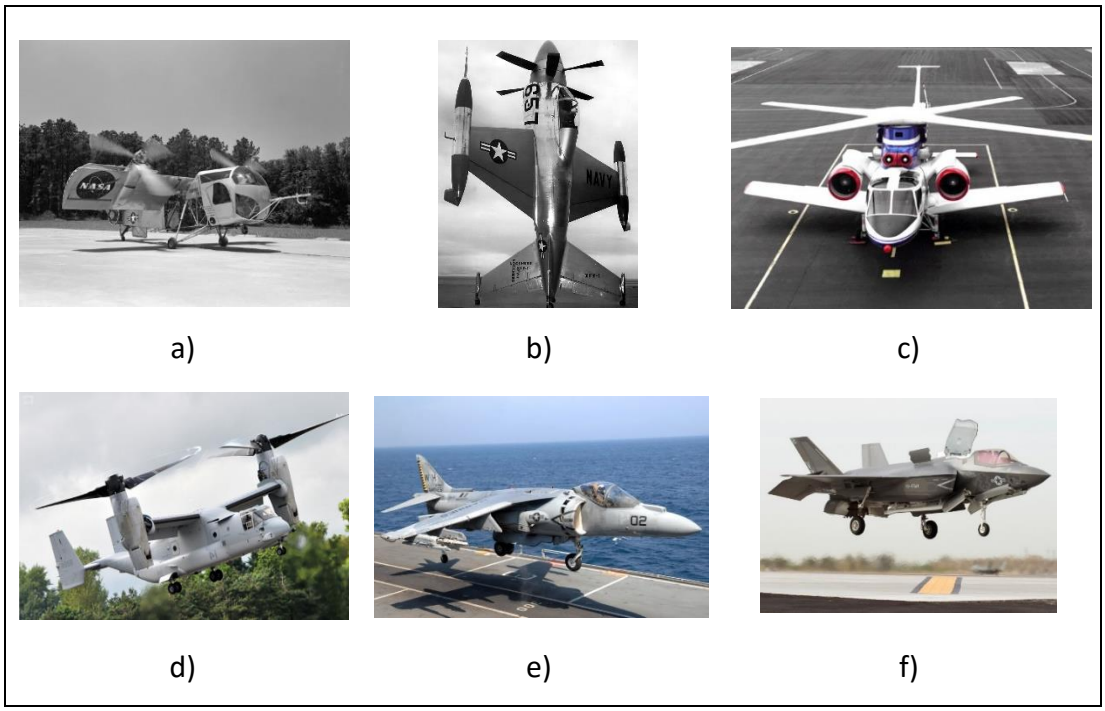
Tablo No:		Sayfa
2.1 :	Uçuş kontrol kartı yazılım karşılaştırması.	32
3.1 :	Başarım tablosu.	39
4.1 :	Araca etki eden aerodinamik kuvvetlerin açıklamaları.	44
4.2 :	Aerodinamik tasarım parametreleri öngörüleri.	45
4.3 :	Gaz ayarına karşılık gelen itki-güç değerleri.	50
4.4 :	CLI kodları.	65
Ek-1 :	Anahtarlama devresi yazılımı	78

1. GİRİŞ

Son yıllarda İnsansız Hava Araçları (İHA) görüntü alma, hedef belirleme, arama-kurtarma gibi çeşitli amaçlar için çokça kullanılmaktadır [Doherty ve Rudol, 2007]. İnsanlar için tehlikeli olabilecek ilaçlama, kimyasal veya radyoaktif alanlarda çalışma, düşman ateşi altında görev yapma gibi durumlarda da İHA'lar kullanılmaktadır [Costa vd., 2012], [Towler vd., 2012].

Aerodinamik taşıma kuvvetleri ile havada kalan İHA'lar temel olarak sabit kanatlı ve döner kanatlı araçlar olmak üzere ikiye ayrılabilir. Döner kanatlı araçların manevra kabiliyeti yüksek olup kalkış ve iniş sırasında piste ihtiyaç duymaz fakat aerodinamik yapısı gereği güç verimliliği düşüktür. Sabit kanatlı araçların ise güç tüketiminin daha düşük olması sebebiyle bu araçların havada kalma süresi, ilaveten hızlarının da fazla olması dolayısıyla menzili daha fazladır. Fakat sabit kanatlı araçların kalkış ve iniş sırasında piste veya fırlatma rampasına ihtiyaç duyması ve havada asılı kalma özelliğinin olmaması olumsuz unsurlarıdır. Bu gibi durumlarda sabit kanatlı araçların kalkış ve iniş yapabileceği uygun alan sınırlı iken, döner kanatlı araçlar yeterli menzile ve taşımaya sahip değildir. Sabit kanatlı araçların otonom inişleri de nispeten daha zordur. Sabit kanatlı ve döner kanatlı araçların üstün özelliklerinin birleştirilmesi ile melez hava aracı olan dikey kalkış ve iniş *(Vertical Take-Off and Landing - VTOL)* yapan İHA'lar oluşturulmaktadır. Sabit kanatlı VTOL araçlar dikey olarak kalkış ve iniş yapabilme, havada belli bir noktada askıda kalma ve yatay uçuşun hızlı ve verimli uçuş yeteneğine sahiptir. Bu sayede hedef noktasına hızlı ulaşıp pist gerekmeksizin iniş kalkış yapabilir veya asılı kalarak görev ifa edebilirler.

Sabit kanatlı ve döner kanatlı hava araçlarının avantajlarının birleştirildiği insanlı hava aracı tasarımları üzerine uzun süredir çalışmalar yapılmaktadır. Bunlar arasında Vertol VZ-2, Lockheed XFV-1, V-22 Osprey, F-35B, Sikorsky X-wing ve AV-8B Harrier II bulunmaktadır. V-22 Osprey ve AV-8B Harrier II ve F-35 insanlı hava aracı olarak hala kullanılmakta olup Şekil 1.1'de görülmektedir[Web 1, 2018], [Web 2, 2016], [Web 3, 2018], [Web 4, 2018], [Web 5, 2013], [Web 6, 2018].



Şekil 1.1: İnsanlı VTOL araçlar a) Vertol VZ-2, b) Lockheed XFV-1, c) Sikorsky X-Wing, d) V-22 Osprey, e) AV8B Harrier, f) F-35B.

Son yıllarda hibrit uçak tasarım kavramı minyatür İHA tasarımlarında da ilgi çekmeye başlamıştır. Bunun sebepleri arasında geleneksel sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA'ların tasarım ve üretim sürecinin belli bir seviyeye ulaşması ve İHA geliştirme maliyetlerinin azalması gösterilebilir. Bu alanda yapılan araştırma çalışmalarının yanı sıra BirdsEyeView FireFLY6 [Web 7, 2018], X PlusOne [Web 8, 2018] ve MartinUAV V-Bat [Web 9, 2018] gibi başarılı bir şekilde ticarileştirilmiş tasarımlar da mevcuttur. Henüz gelişme aşamasında olan hibrit İHA'lar tasarım, dinamik modelleme, kontrol, güdüm, misyon takip etme ve gürbüzlük gibi birçok hususta gelişmektedir. Bununla birlikte, hibrit tasarımların hızla artan popülaritesi göz önüne alındığında, insanlı ve insansız hava araçları pazarında vazgeçilmez bir noktaya geleceği düşünülmektedir.

VTOL araçlarda sabit kanatlı ve döner kanatlı araçların özelliklerini taşıyan iki farkı uçuş modu bulunur. Sabit kanatlı VTOL araçlar, genel olarak uçağın kısmen veya tamamen yatma özelliğine sahip olan *(tilt)* ve uçağın mod geçişlerinde ufuk düzlemini kaybetmeyen ve mekanik donanımlarının sabit kaldığı *(no-tilt)* sistemler olmak üzere iki kategoriye ayrılabilir.

Yatma özelliğine sahip olmayan uçaklar tüm uçuş modlarında gövde yönünü korur ve mod değişimini gerçekleştirmek için belirli itki mekanizmaları kullanılır. Bunun yanında görülen tasarımlardan sadece rotor [Yanguo ve Huanjin, 2009] veya sadece kanat + rotor yatarken gövde yönü değişmeyen uçaklar [Çetinsoy vd., 2011] da gövde yönünün korunması sebebiyle özellikle insanlı hava araçlarında kullanılır. Bu tasarımlara örnek olarak sırasıyla Şekil 1.2.a'da NUAA ve Şekil 1.2.b'de SUAVI görülmektedir.

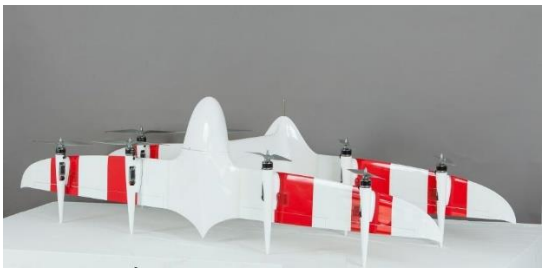
a)

b)

c)

d)

e)



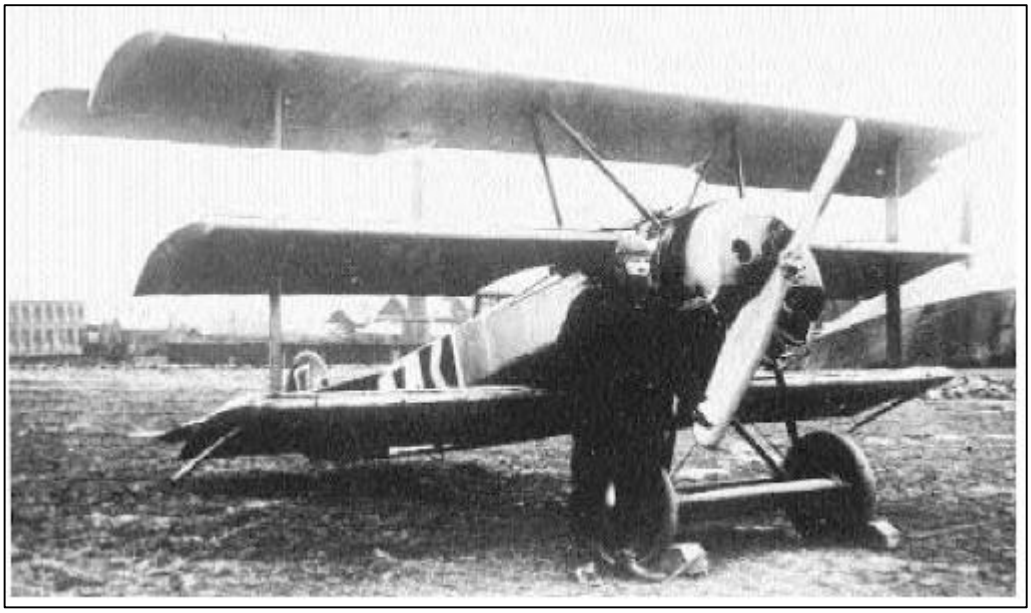
f)

g)

Şekil 1.2: a) NUAA, b) SUAVI, c) Parrot Swing, d) Quadshot, e) VertiKUL, f) JumpShip, g) Small Ring Tail Sitter.

Bütün gövdesi ile yatan ama kanat veya rotorunun yatmasına ihtiyaç duymayan araçlar *(tail-sitter)* ise gövde üzerindeki yerçekimi ivmesinin yönü mod geçişlerinde değiştiği için insanlı hava araçlarında tercih edilmeyen tasarımlardır. Bununla birlikte İHA'lar açısından bu tasarım yaklaşımı önemli avantajlara sahiptir. Öncelikle rotor veya kanat düzlemini yatırmak için servo mekanizmalarına ihtiyaç duymazlar. Ayrıca *no-tilt* tasarımlardaki gibi farklı modlar için optimize edilmiş itki motorları ile sistemi karmaşıklaştırmazlar. Bunlara örnek olarak Şekil 1.2.c'de Parrot Swing [Web 10, 2018] Şekil 1.2.d'de Quadshot [Sinha vd., 2012], Şekil 1.2.e'de VertiKUL [Hochstenbach vd., 2015], Şekil 1.2.f'de JumpShip [Web 11, 2018], Şekil 1.2.g'de Small Ring Wing Tail Sitter [Web 12, 2016] görülmektedir.

Bu çalışmada da bu gerekçelerle bir yatan gövde *(tilt-body)* çeşidi olan özgün bir *tail-sitter* tasarımı konu edilmiştir. Genel literatürden farklı olarak manevralar ve kontroller için herhangi bir servo motor kullanılmamış, kontrol yüzeyi hareketleri planlanmamıştır. Taşımayı arttırma ve pervane çarpma tehlikesini ortadan kaldırma amacıyla ile birbirine paralel üç sabit kanat kullanımı tercih edilmiştir. Üç sabit kanat kullanılan ilk *TriPlane* örneklerinden Şekil 1.3'te görülen Fokker göze çarpmaktadır [Fredriksen, 2001].



Şekil 1.3: Fokker.

Bu çalışmada dört adet döner kanat bir kare geometrisinin köşelerine yerleştirilmiş, yatay uçuşta tono *(roll)* kontrolünü sağlamak için motorlara çok küçük özel açılar verilmiştir. Her iki uçuş modu için farklı birer uçuş kontrol modülü programlanmış, böylece emniyet arttırılmıştır. Aynı kumandayla her bir kontrol modülünün eş zamanlı kumanda edilebilmesi için gerekli donanım oluşturulmuş ve buna ilişkin yazılım geliştirilmiştir. Tüm bu bakımlardan geliştirilen bu *TriPlane* ve çok-rotorlu araç özelliklerine sahip *tail-sitter* tasarımı ve kontrolü bir ilktir.

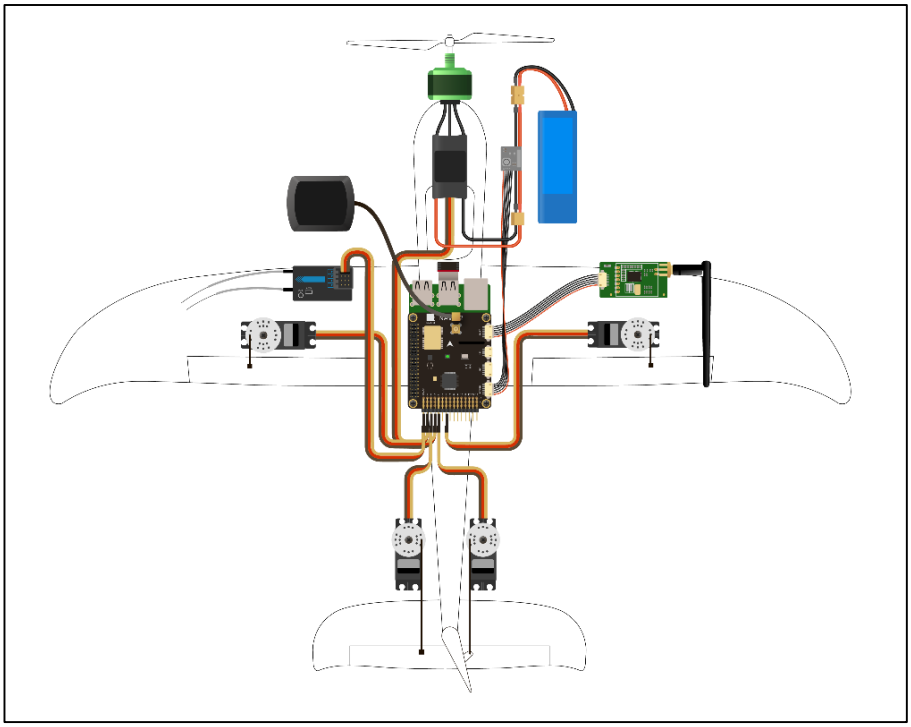
Bu çalışmada ikinci bölümde elektrikli İHA tasarımı, üçüncü bölümde tasarım gereksinimleri ve kavramsal tasarım, dördüncü bölümde ayrıntılı tasarım, beşinci bölümde ise sonuç anlatılmıştır.

2. ELEKTRİKLİ İHA TASARIMI

Modern bir elektrik motorlu insansız hava aracında temel olarak en az bir adet fırçasız doğru akım motoru ve pervane, en az bir adet motor sürücü, uçuş kontrol kartı, radyo sistemi ve batarya bulunmaktadır. Bununla birlikte GPS *(Global Positioning System)*, BEC *(Battery Eliminator Circuit)*, kamera, FPV *(First Person View)* gibi donanımlar isteğe bağlı olarak bulunabilmektedir. Bu kısımda, bir insansız hava aracında bulunan elemanlar anlatılacaktır.

Sabit kanat ve döner kanatlı İHA'lar genel olarak aynı elemanları içerseler de yapıları ve bağlantı şemaları birbirinden farklıdır.

Sabit kanatlı İHA tasarımlarında genellikle bir veya iki motor kullanılır. Şekil 2.1'de bir motor kullanılarak tasarlanmış bir sabit kanatlı İHA bağlantı şeması verilmiştir [Web 13, 2018].

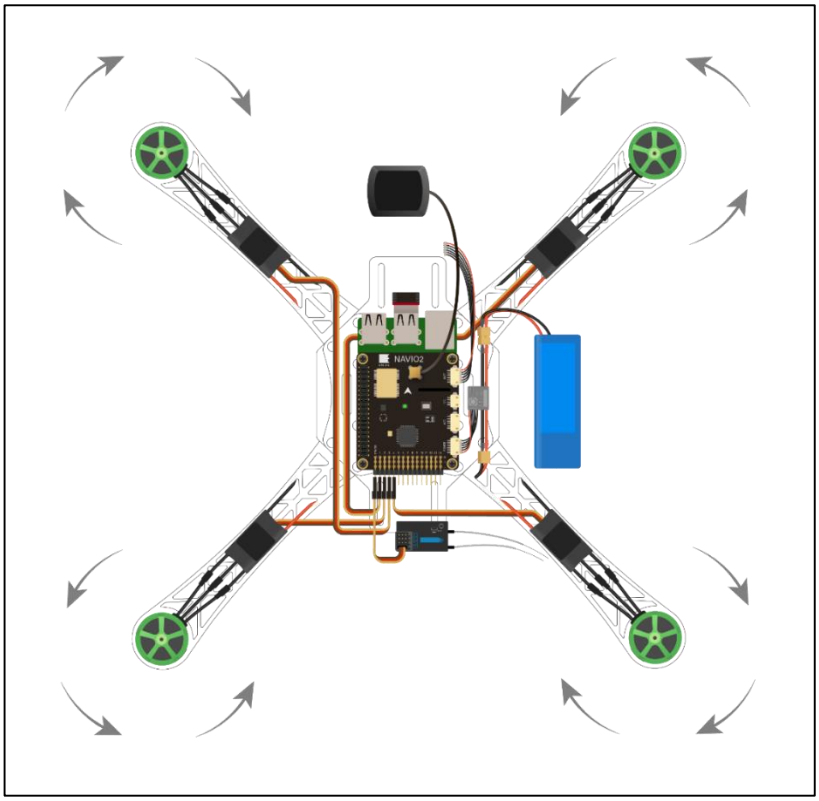


Şekil 2.1: Bir sabit kanatlı İHA bağlantı şeması.

Şekilde görüldüğü gibi elektrik motoru, pervane, ESC, batarya, güç modülü, uçuş kontrol kartı, GPS, alıcı, telemetri ve servo motorlar uçuş sistemini oluşturmaktadır. Tercihe bağlı olarak sistem otonom ya da manuel olabilir. Alıcı tarafından

kumandadan alınan sinyaller uçuş kontrol kartına iletilir, uçuş kontrol kartı, alınan sinyale bağlı olarak uçağın kontrolü için gerekli sinyalleri elektrik motorunu kontrol eden ESC'ye ve kontrol yüzeylerini değiştiren servo motorlara aktarmaktadır. Tüm sistem gücü, harcanan gücü sürekli kontrol eden ve bataryaya bağlı eleman olan güç kontrol modülü üzerinden sağlanmaktadır.

Döner kanatlı İHA'lar, temel olarak sabit kanatlı İHA'larda kullanılan donanımı içermekle beraber Şekil 2.2'de görüldüğü üzere yapısal tasarımı ve bağlantı konfigürasyonu farklılık göstermektedir [Web 14, 2018]. 4 rotor kullanılan bu şekilde, alıcı tarafından alınan sinyaller uçuş kontrol kartına aktarılmakta ve kontrol kartı aracın kontrolünü ESC'lere aktarılan ve motora iletilen sinyaller ile sağlamaktadır. Uçuş kontrol kartı ayrıca GPS devresinden gelen konum ve yükseklik bilgilerini de kullanmaktadır.



Şekil 2.2: Bir döner kanatlı İHA bağlantı şeması.

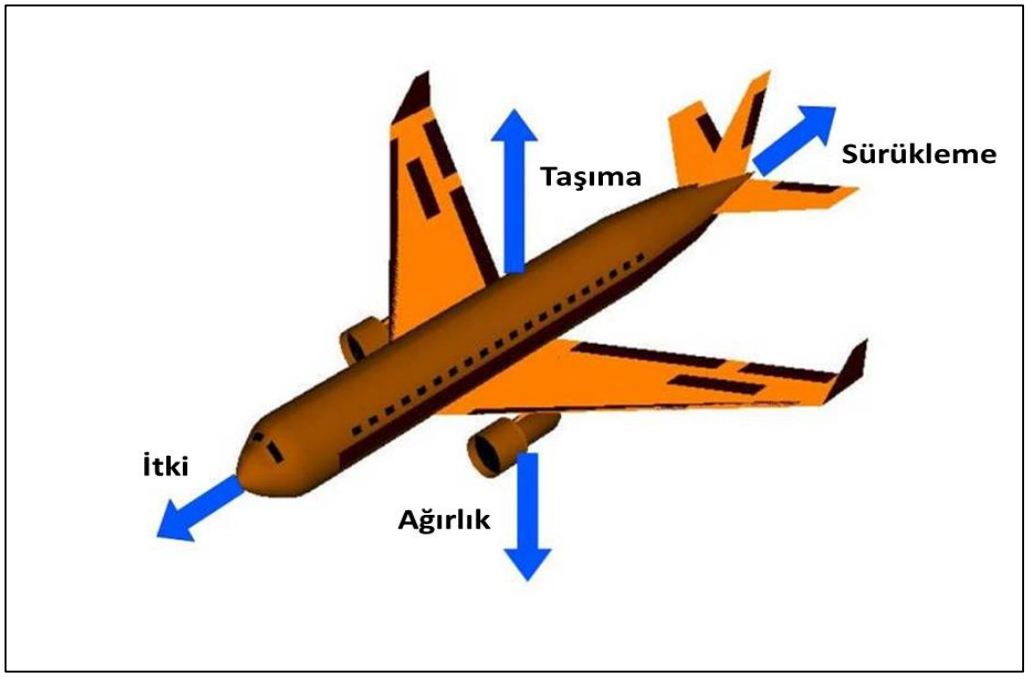
İHA'larda kullanılan bu ve benzeri sistemlerin bazıları birbirlerinin görevine müdahil olmaları nedeniyle sistemleri kategorize etmek kolay olmasa da bu çalışmada mümkün olduğunca makul bir kategorizasyon yapılmaya çalışılmıştır.

2.1. Yapısal ve Aerodinamik Sistem

Bir İHA'nın yapısal ve aerodinamik sistemi, kanat, gövde, kontrol yüzeyleri, kuyruk yapısı gibi temel bileşenlerden oluşur. Bu kısım, aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri, uçuş kontrol yüzeyleri ve uçak yapısı olmak üzere üç bölümden oluşmaktadır.

2.1.1. Aerodinamik Kuvvet ve Moment Bileşenleri

Sabit kanat veya döner kanatlı fark etmeksizin her hava aracı dört karşıt kuvvet tarafından etkilenir. Bu kuvvetler; Şekil 2.3'te gösterilen taşıma, sürükleme, ağırlık ve itkidir [Web 15, 2015]. Kontrol yüzeyleri, bu kuvvetleri etkileyerek uçuş yönüne etki eder.



Şekil 2.3: Hava aracına etki eden aerodinamik kuvvetler.

Uçağa etki eden kuvvetler vektör olması sebebiyle büyüklük ve yön bilgisini içerir.

2.1.1.1. Ağırlık

Uçağa etki eden ağırlık kuvveti her zaman dünyanın merkezine doğrudur. Uçağın ağırlığı tüm uçak parçalarının ağırlığı, yakıtın ağırlığı ve faydalı yükten oluşmaktadır. Ağırlık uçakta yayılmış haldedir fakat hesaplamalarda ağırlık, uçağın ağırlık merkezinde tek bir noktada toplanmış olarak düşünülür. Uçuş sırasında uçaklar bu ağırlık merkezi etrafında dönerler.

Ağırlık ve ağırlık merkezi bir uçuşu doğrudan etkilemektedir. Uçuş sırasında uçağın ağırlığını karşıt kuvvetler ile aşmak ve uçağı kontrol edebilir durumda olmak gerekmektedir. Hava aracının ağırlığı ve ağırlık merkezi uçuş sırasında değişebilmektedir. Araç tasarımı sırasında bu değişimler de göz önüne alınmalıdır.

2.1.1.2. Taşıma

Taşıma, ağırlığın tersi yönde ağırlık kuvvetini aşmak için oluşan aerodinamik kuvvettir. Taşıma hava aracının havada hareketi ile oluşur ve her zaman serbest akım hız vektörüne diktir. Taşıma vektörü, aracın şekline, boyutuna ve hızına bağlıdır. Taşıma aracın tüm yüzeyinde elde edilir fakat taşımaya en büyük katkı kanatlar tarafından sağlanır. Hava aracının bileşke taşıması tek bir noktada, basınç dağılımına göre belirlenmiş basınç merkezinde olacak şekilde ifade edilir. Araç üzerinde bulunan her bir eleman, taşımayı etkileyeceği için taşıma dağılımını bilmek aracın kontrolü sırasında büyük önem taşımaktadır.

2.1.1.3. İtki

Sürükleme kuvvetini ve bazı manevralarda ağırlık bileşenini ve gerekli ivmeyi karşılamak için aracın takat sisteminin ürettiği kuvvet itki olarak adlandırılır. İtkinin yönü, motorların araca bağlantı açısına göre değişiklik gösterir. İtki büyüklüğü akışkanın özelliği, motor tipi, motor sayısı ve kullanılan pervane gibi özelliklere bağlıdır.

2.1.1.4. Sürükleme

Sürükleme serbest hava hız vektörü yönünde, havanın, aracın hareketine karşı gösterdiği direnç kuvvetidir. Sürükleme kuvveti, taşıma kuvveti gibi aracın basınç merkezinde alınır. Aracın havadaki hareketi bu kuvvetlere bağlıdır. Kuvvetler dengelenirse araç sabit hız ile hareketine devam eder. Kuvvetler dengelenmez ise araç bileşke kuvvet doğrultusunda hızlanarak hareketine devam eder.

Sürükleme havanın yoğunluğu ve viskozitesine, aracın hızına, boyutuna ve şekline bağlıdır. Sürükleme katsayısı (C_D), parazit ve indüklenmiş sürükleme gibi çeşitli sürükleme kaynaklarından oluştuğundan, sürükleme katsayısını belirlemek taşıma katsayısını (C_L) belirlemekten daha zordur. Çoğu sürükleme sabiti deneysel olarak rüzgar tünelinde ya da hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri *(Computational Fluid Dynamics, CFD)* ile elde edilir. [Dole vd., 2016].

İndüklenmiş sürükleme, özellikle kritik düşük hızlı uçuş bölgesinde önem taşır. İndüklenmiş sürükleme kanatlarda oluşan taşımanın kanat kökü ile kanat ucu arasında değişiklik göstermesi ile ilgilidir. Kanadın üst ve alt yüzeyinde basınç farkı oluşur. Bu basınç farkı ile kanat uçlarında dairesel bir akış oluşmaya başlar ve bu bölgede vorteksler oluşur. İndüklenmiş sürüklemeyi azaltmak için kanat uçlarına *winglet* veya *wing tip* yerleştirilir.

Araçlarda hız arttıkça, indüklenen sürükleme azalırken, katı cismin akışkan içerisinden daha büyük kuvvet ile hareket etmesi parazit sürüklemeyi arttırır. Parazit sürükleme temel olarak yüzey sürtünme, şekil ve girişim sürüklemesi olarak kategorize edilebilir.

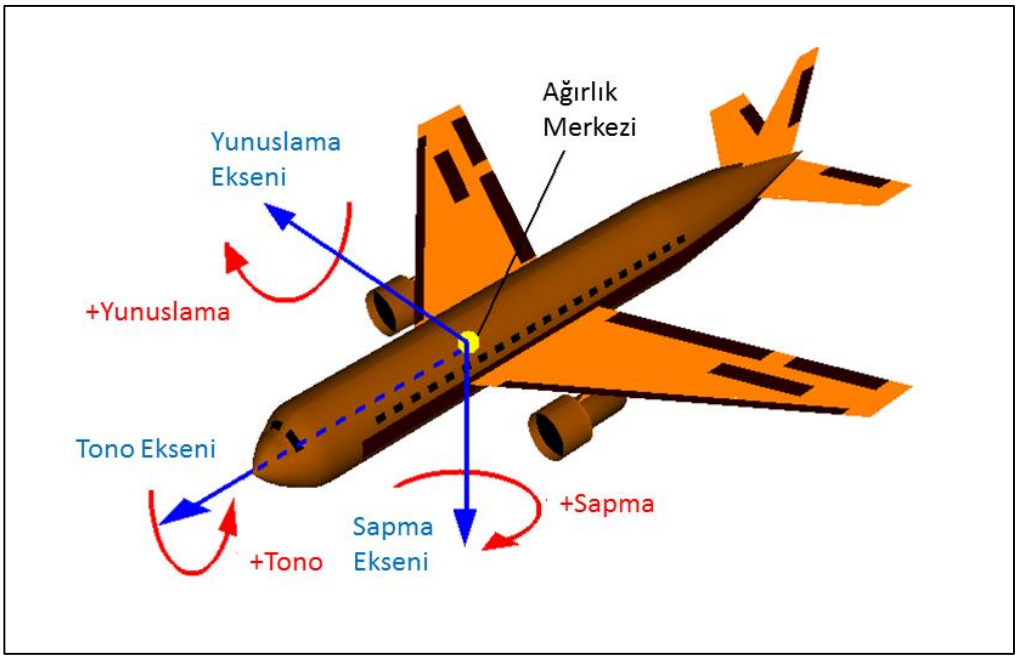
Hava aracının dış yüzeyinde bulunan ve akışı etkileyen anten, cıvata, perçin, seviye farkına sebep olan elemanlar gibi etkenler yüzey sürtünme sürükleme kuvvetine neden olur. Araç gövdesinin ve kanatlarının şeklinden kaynaklanan sürükleme şekil sürüklemesidir. Kanat profili seçimi ve gövde yapısı tasarımının doğru yapılması şekil sürüklemesini azaltmada etkilidir. Girişim sürüklemesi ise, aracı oluşturan farklı yapısal parçaların birleşim noktalarında her bir yapının farklı hava akımına sahip olması sonucu oluşur. Birleşim noktaları arasındaki geçişlerin yumuşatılması bu sürüklemeyi engellemekte önemlidir.

2.1.1.5. Moment

Hava aracına etki eden kuvvetlerin ağırlık merkezine olan uzaklıkları ve şiddetleri dolayısıyla her üç eksen etrafında momentler oluşabilmektedir. Manevralar ve kontroller sırasında aerodinamik yüzeyleri ve itki sistemleri ile bu momentler kasti olarak oluşturulur. Çoğunlukla bir insansız hava aracının kararlılık kontrolü momentler üzerinden yapılır.

2.1.2. Uçuş Kontrol Yüzeyleri

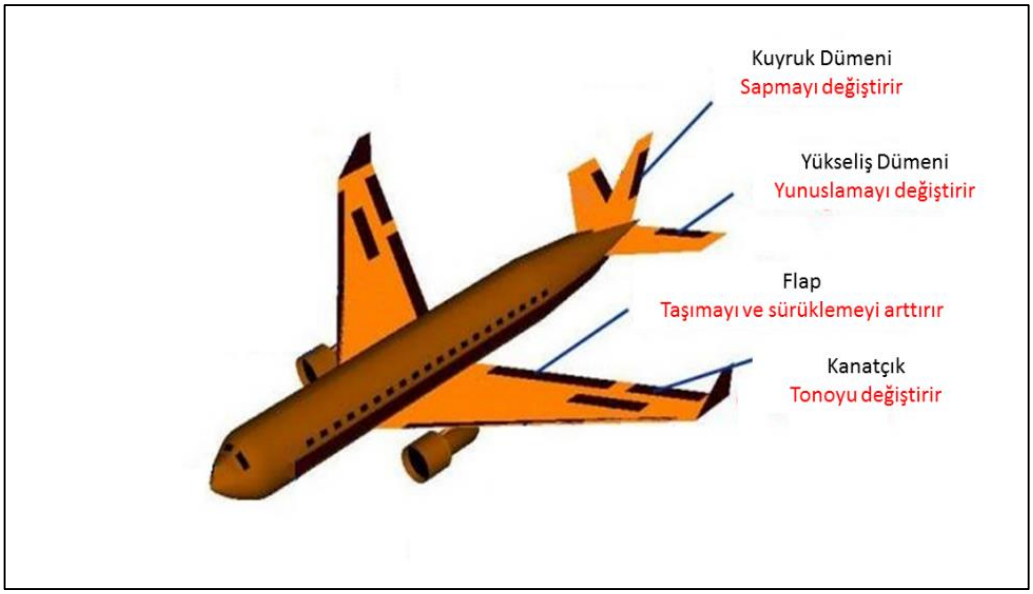
Uçaklarda uçağın ağırlık merkezinde kesişen, uçağın kontrolü için hakim olunması gereken ve birbirine dik üç temel hareket ekseni vardır. Bunlar Şekil 2.4'te görülen yalpa-tono ekseni *(roll axis),* yunuslama ekseni *(pitch axis)* ve sapma eksenidir *(yaw axis)* [Web 16, 2015].



Şekil 2.4: Uçağa etki eden aerodinamik kuvvet, moment ve eksenler.

Yatay eksen üzerinde yunuslama (*pitch*), uzunlamasına eksen üzerinde yuvarlanma/yalpa (*roll*) ve dikey eksen üzerinde sapma (*yaw*) hareketi gerçekleştirilir. Bu eksenlerde gerçekleştirilen hareketler kanatçıklar, irtifa dümeni, kuyruk dümeni

ve birleştirilmiş kontrol yüzeyleri tarafından sağlanır. Bu yüzeyler ve taşımayı arttıran flaplar temel kontrol yüzeyleri olup Şekil 2.5'te görülmektedir [Web 17, 2015].



Şekil 2.5: Temel kontrol yüzeyleri.

2.1.2.1. Kanatçıklar *(Ailerons)*

Kanatçıklar bir uçağın kanatlarının firar kenarında ve çoğunlukla kanat ucuna yakın yer alan, yuvarlanma/yalpa *(roll)* hareketinin gerçekleşmesini sağlayan ve birbirlerine göre ters çalışan kontrol yüzeyleridir. Uçak sola yatırılmak istendiğinde, soldaki kanatçık kalkar, sağdaki kanatçık ise iner; sağdaki kanatta kısmi bir bölgede kamburluk artarken, soldaki kanatta kalkan kanatçık taşımayı azaltır ve uçak sola yatar. Yuvarlanma hareketini durdurmak için kanatçıkların nötr, hatta bazı durumlarda bir miktar ters konuma getirilmesi gereklidir.

2.1.2.2. Yükseliş Dümeni *(Elevator)*

İrtifa dümeni uçaklarda yunuslama *(pitch)* hareketini sağlayan kontrol yüzeyleridir. İrtifa dümeni genellikle uçağın yatay (ufuk çizgisi) düzlemindeki dengeyi sağlayan yatay stabilizör üzerinde bulunur. İrtifa dümeni yukarı hareket ettiğinde yatay stabilizör üzerinde basınç artar, böylece uçağın kuyruk kısmında aşağı yönde

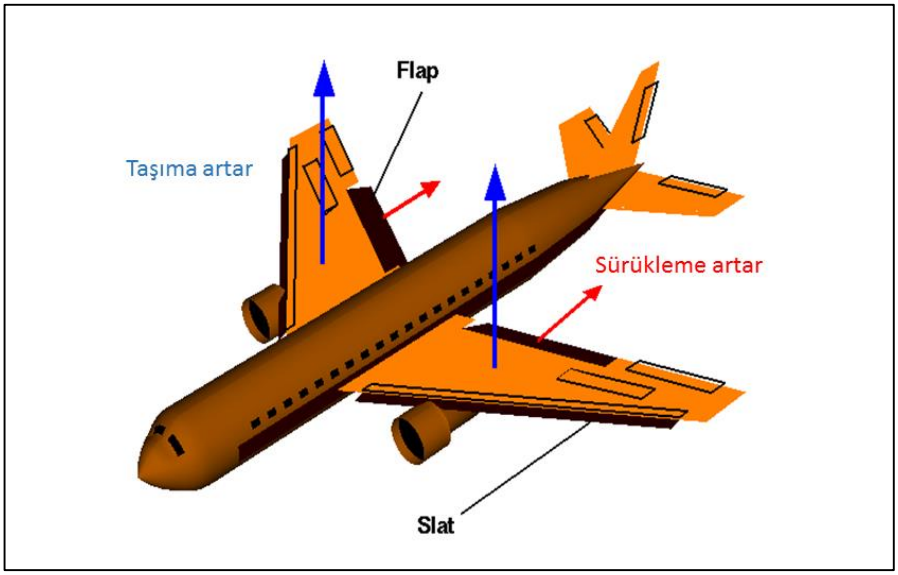
kuvvet elde edilmiş olur. Yunuslama hareketini durdurmak için irtifa dümeninin nötr konumuna getirilmesi gerekir.

2.1.2.3. Kuyruk Dümeni *(Rudder)*

Kuyruk dümeni uçaklarda baş açısı (sapma-*yaw*) kontrolünü sağlayan kontrol yüzeyleridir. Kuyruk dümeni sağa hareket ettiğinde sağ yüzeyine gelen hava nedeniyle artan basınç, uçağın kuyruk kısmını sola doğru kaydırırken, burun sağa doğru hareket eder. Kuyruk dümeninin sola hareketinde ise uçağın kuyruk kısmı sağa doğru kayarken, burun sola doğru hareket eder.

2.1.2.4. Flap ve Slat

Uçaklarda kanat tarafından sağlanan taşıma kuvveti, kanadın şekline, kanat yüzey alanına ve uçağın hızına bağlıdır. Kalkış ve iniş sırasında uçakların hızı nispeten düşüktür. Kanatların ön ve arka kısmına hareketli yüzeyler eklenerek taşımayı arttırmak için kanat alanı ve şekli değiştirilebilir. Bu amaçla kanatta hücum kenarına yerleştirilen hareketli parça slat olarak adlandırılırken, firar kenarındaki hareketli parçaya flap adı verilir. Flap ve slat Şekil 2.6'da görülmektedir [Web 18, 2018].



Şekil 2.6: Flap ve slat kontrol yüzeyleri.

Kanatta bulunan flaplar kanadın firar kenarında olup arkaya doğru, slatlar ise hücum kenarında olup öne doğru hareket ettirilerek kanat alanı arttırır. Hücum kenarını öne ve firar kenarını aşağı doğru genişletmek, kanadın kamburluğunu dolayısıyla kanatta oluşan taşıma kuvvetini arttırır. Bunun yanında, flaplar açıldığında genişleyen kanat alanı uçağın sürüklemesini de arttırarak uçağın iniş için yavaşlamasına yardımcı olur; bu nedenle inişlerde tam açılır. Kalkışlarda ise sürükleme olumsuz etkilediği için yarım açılır.

2.1.2.5. Birleştirilmiş Kontrol Yüzeyleri

Birden fazla kontrol yüzeyinin etkisini tek bir kontrol yüzeyi kullanılarak elde edilmek istendiği durumlarda birleştirilmiş kontrol yüzeyleri kullanılır. Bu yüzeylere örnek olarak irtifa dümeni *(elevator)* ve kanatçık *(aileron)* kontrol yüzeylerinin etkisinin birleştirilerek *elevon*, kuyruk *(tail)* ve kanatçık *(aileron)* kontrol yüzeyleri birleştirildiği *taileron*, kuyruk dümeni *(rudder)* ve irtifa dümeninin bir araya getirildiği *ruddervator*, flap ve kanatçığın bir araya getirildiği *flaperon* verilebilir [Sadraey, 2012].

2.1.3. Uçak Yapısı

Uçaklarda gövde, kanatlar ve kuyruk uçağın temel aerodinamik yapısını oluştururken, kullanılan malzemeler ve yapılan tasarımlar uçağın ağırlığını, mukavemetini dolayısıyla taşımasını direkt olarak etkileyen yapılardır. Hava araçlarında genel olarak hafif ve dayanıklı malzemeler ve tasarımlar kullanılır. Bilhassa gelişmekte olan malzeme ve imalat teknolojileri bu doğrultuda önemli aşamaların gerçekleşmesine vesile olmuştur. Hava aracı yapılarının hafif olması ihtiyacı beraberinde emniyet faktörlerinin düşürülmesi zaruretini getirmektedir. Bu da tasarımın verimliliğini olabildiğince yüksek ve analizlerin olabildiğince doğru ve hassas olmasını zorunlu kılmaktadır. Bu bakımdan havacılık sektörü öncü bir sektördür. Uçak yapılarının sürüklemeyi olumsuz yönde etkilemeyecek tasarım ve yüzey karakteristiklerine de sahip olması gerekmektedir. Bu bakımlardan insansız hava araçlarında kompozit malzemelerin ve özel kaplamaların kullanıldığı görülmektedir.

2.2. Güç ve İtki Sistemi

Bu çalışma sadece elektrik motorlu İHA ile ilgili olduğu için itki sisteminde de sadece elektrik motorlu itki sistemi anlatılmaktadır. Bir elektrik motorlu itki sistemi motor, pervane, ESC ve batarya gibi temel elemanları içerir. İtki üretiminin temel unsurları olan motor ve pervane kombinasyonunu seçerken, öncelikle uygulama alanını belirlemek önemlidir. Örneğin döner kanat İHA ile yarış ve akrobasi amaçlanıyorsa küçük boyutlu pervane ile fırçasız elektrik motorunun daha yüksek *KV* değerlisine, bir video kamera ve gimbal gibi bir yük taşımak isteniyorsa daha büyük bir pervane ile daha az *KV* değeri olan fırçasız elektrik motorunun seçilmesi gerekir [Das Patel ve Kumar Maurya, 2017].

Mini İHA'lar çoğunlukla elektrik ile çalışır. Bu çalışmada da elektrik ile çalışan fırçasız doğru akım (DC) motorlar kullanılmıştır.

İtki sisteminin önemli parametreleri Şekil 2.7'de görülmektedir [Web 19, 2014], [Web 20, 2018], [Web 21, 2018], [Web 22, 2015], [Web 23, 2018].

Şekil 2.7: İtki sisteminin parametreleri.

2.2.1. Fırçasız DC Elektrik Motoru

İHA'nın taşıyabileceği maksimum yük kapasitesinde ve uçuş süresinde kullanılan motorların büyük bir etkisi vardır.

Fırçalı motorlar, gövdenin dış tarafına monte edilmiş sabit mıknatısların içindeki sargının döndürülmesi ile elektrik enerjisini mekanik enerjiye çevirir. Fırçasız motorlarda ise mıknatısın olduğu rotor döndürülürken statorda bulunan sargılar sabit kalır. Fırçasız motorlar fırçalı motorların aksine kömür/fırça içermez, bu sebeple daha az sürtünme ile çalışır ve dolayısıyla daha sessizdir ayrıca aynı güce sahip fırçalı motorlara nazaran daha az akım çeker, daha yüksek performansa sahiptir ve bakımı daha kolaydır [Büchi, 2012].

Fırçasız DC motorlar, rotorun motorun iç kısmında bulunduğu *inrunner* ve rotorun motorun dış kısmında bulunduğu *outrunner* olarak iki kategoriye ayrılır. Torklarının daha yüksek olması sebebiyle İHA projelerinde *outrunner* fırçasız DC motorlar daha sık tercih edilir.

Fırçasız motorların en büyük dezavantajı çalışmaları için özel yazılım içeren sürücüye ihtiyaç duymalarıdır. Kullanılan motorun özelliklerine (gerilim ve akım) göre Elektronik Hız Kontrolcüsü *(ESC- Electronic Speed Controller)* kullanılır [Quan, 2017].

Motorun *KV değeri* devir ile gerilim arasındaki doğrusal orantının katsayısı olarak düşünülmektedir; Volt başına düşen *devir/dakika (V/rpm)* değeri olarak tanımlanmaktadır.

Devir hızı *(rpm, d/d)* da itki sisteminin önemli bir karakteristiğidir. Motorun tasarımı maksimum *d/d* ve *KV* değerinin belirlenmesine neden olmaktadır.

2.2.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi *(Electronic Speed Controller - ESC)*

Elektronik hız kontrolcüsü fırçasız motorların kontrolünü sağlayan devre sistemleridir. Bu sistemler çoğunlukla aldıkları kontrol sinyali doğrultusunda enerji yollayarak motor devrini elektronik olarak kontrol eder. ESC, motorun tüketebileceği maksimum akımı sağlayabilmelidir. PWM sinyali ile ayrıntılı bilgi aynı sinyal ile çalışan servo motor başlığı altında verilmektedir [Quan, 2017].

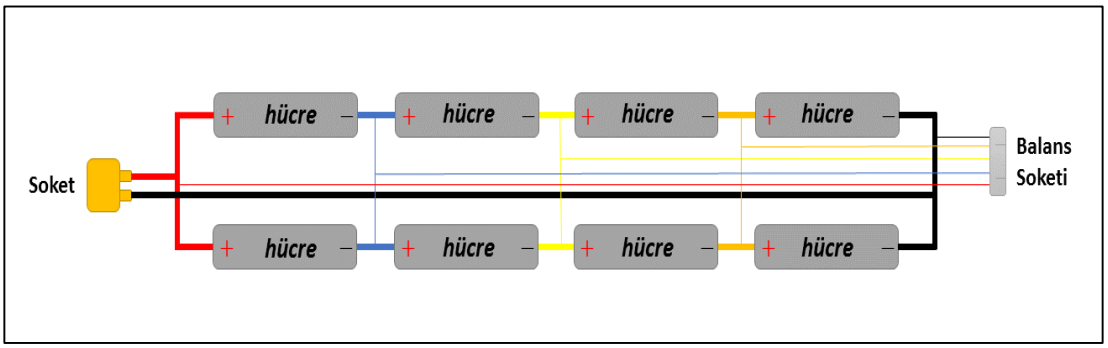
2.2.3. Batarya Eliminasyon Devresi *(Battery Eliminator Circuit – BEC)*

BEC elektronik cihazların ihtiyacı olan gerilimi ve akımı fazladan bataryaya ihtiyaç duymadan diğer devrelere sağlamak için tasarlanmış devrelerdir. Kendi içerisinden BEC çıkışı veren ESC'ler bulunmakta ise de bu özelliğe sahip olmayan ESC'ler de vardır. BEC gerilimi çoğunlukla 5*V*'tur [Marshall vd., 2016].

2.2.4. Batarya

İHA'larda kullanılan şarj edilebilir bataryalar çoğunlukla Lityum polimerdir (LiPo) [Braz vd., 2016]. LiPo dışında Lityum-Manganez, Li-Ion veya diğer Lityum varyasyonları da tercih edilebilir. Bu bataryalar dışında kurşun asit basit bir seçenek olmamakla beraber NiMh / NiCd kapasitelere göre çok ağırdır ve çoğu zaman gereken yüksek deşarj oranlarını sağlayamaz. Li-Ion bataryaların enerji yoğunluğu *(Wh/kg)* yüksek olsa da LiPo, yüksek kapasiteyi düşük ağırlık ve yüksek deşarj oranları ile sunan ekonomik ve çok rağbet gören bir çözümdür. Bunun yanında güvenlik LiPo bataryaların dezavantajları arasındadır [Fahlstrom ve Gleason, 2012], [Marshall vd., 2009], [Namuduri vd., 2017].

Bir LiPo batarya, bir veya daha fazla hücreden oluşmaktadır. Her bir hücre yaklaşık 3,7 *V* değerine sahip olup, hücrelerin seri ve/veya paralel bağlanması ile batarya gerilimi veya çekilebilen akım değiştirilebilmektedir [Quan, 2017].



Şekil 2.8: 4S2P batarya hücre bağlantısı.

Bir 4S2P LiPo batarya, birbirine paralel bağlı dört seri hücreyi ihtiva eder ve bu batarya 14,8 *V* sağlamaktadır. Bu bağlantı Şekil 2.8'de görülmektedir. Şekilde toplam 8 hücre, bir soket ve hücrelerin dengeli bir şekilde şarj olmasını sağlayan balans soketi bulunmaktadır.

2.2.4.1. Deşarj Oranı

Batarya seçiminde gerilim, akım, enerji kapasitesi gibi parametrelerin yanında bir diğer önemli parametre de deşarj oranıdır *(C)*. Örneğin, 10 *Ah*'lik bir bataryanın en çok 10 *C* desteği varsa sürekli olarak 10 *A* çekildiğinde 1 saatte bitecek batarya, en fazla 100 *A* çekilerek 6 dakikada tüketilebilir. Elbette ki bu teorik sınırlar kablo, soket, batarya soğutması gibi diğer faktörlere de bağlı olup, üst deşarj oranları ile kullanımda bataryanın bütün kapasitesinden de yararlanmak mümkün olmamaktadır [Emadi ve Berthold, 2014].

2.2.4.2. Kapasite

Bir bataryanın kapasitesi *mAh* (mili-Amper-saat) olarak tanımlanmıştır. 1000 *mAh* kapasiteli bir batarya 1 saat boyunca 1000 *mA* (1 *A*), ya da 1000 saat boyunca 1 *mA* verebilir. Batarya kapasitesi, LiPo bataryanın deşarj oranı ile birlikte maksimum akım çıkışını belirlemektedir. LiPo batarya seçiminde bu değerlerin göz önünde bulundurulması büyük önem taşımaktadır. Batarya ağırlığını belirlemede önemli olan enerji yoğunluğu, yani 1 *kg* bataryanın taşıdığı enerji miktarı da hafiflik kriterinden dolayı oldukça önemlidir [Emadi ve Berthold, 2014].

2.2.5. Pervane

İtki sisteminin temel elemanlarından biri olan pervane, seçilen motor ile birlikte itkiyi belirlemede etkilidir. Araç ve motordan en iyi performansı almak için kullanılacak pervanenin doğru seçilmesi önem taşımaktadır.

İHA'larda pervaneler çaplarına, hatvelerine, dönüş yönlerine, tiplerine ve kullanılan malzemeye göre seçilir. Seçime bağlı olarak, iyi dengelenmiş bir İHA pervanesi ve fırçasız motor çifti ile yüksek verimlilik ve uzun pil ömrü sağlanabilir [Juniper, 2016]. Pervaneler bu seçim kriterlerine göre adlandırılır. Örneğin, pervanenin model numarası 10X4.7 olduğunda 10, pervane çapı 10 *inç* anlamına gelirken, 4.7 *inç* pervane hatvesini ifade eder. Bunun yanında pervane, dönüş yönü, tip ve malzemesine göre de isimlendirilir.

2.2.5.1. Çap

Pervane çapı arttıkça palenin hava ile temas eden bölgesi ve aynı *d/d* için uç çizgisel hızı artar. Pervane çapındaki küçük bir artış veya azalma, İHA'nın itkisini değiştirebilir. Bu sebeple pervane çapının doğrudan uçuş verimliliğini etkilediği söylenebilir. Büyük pervaneler, küçük pervanelere göre havada asılı kalma durumunda daha verimlidir. Bununla birlikte, daha küçük pervanelerle aracı hızlandırmak veya yavaşlamak daha büyük pervanelere göre daha kolay olabilmektedir.

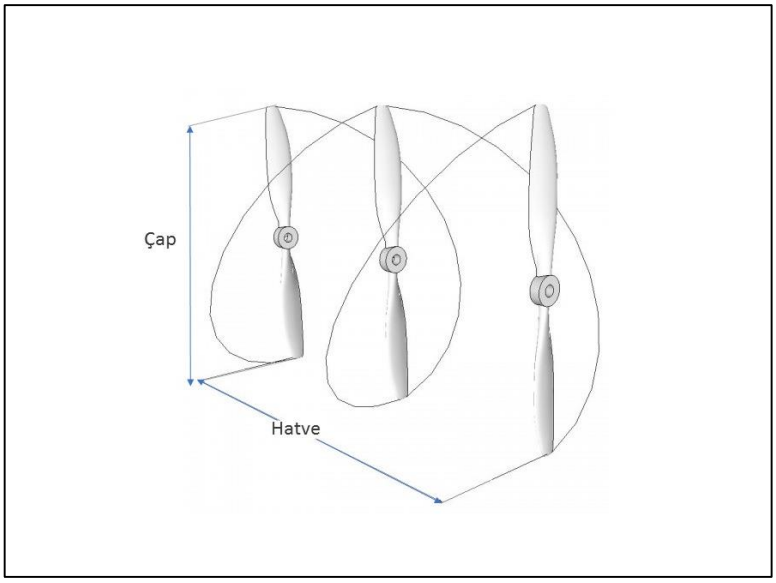
Küçük pervaneler hızlı manevralar için daha uygunken, büyük pervaneler daha ağır yük ve video kamera gibi sistemleri taşımak için daha uygundur.

Döner kanatlı İHA'larda kontrol açısından pervane çapının küçük olması *d/d* kontrollü tasarımlarda faydalı olabilmektedir.

2.2.5.2. Hatve

Hatve *(pitch)*, pervanenin bir devrindeki havanın teorik eksenel ilerleme mesafesi olarak tanımlanabilir. Hatve genellikle İHA'nın kullanım amacına göre seçilir. Düşük hatve durumunda taşıma için daha az tork oluşur, motorlar daha az yük taşır. Bu sırada motorlar daha az akım çeker ve aracın uçuş süresi artar. Daha yüksek hatveli pervaneler daha fazla hava iter, ancak çoğunlukla daha fazla türbülans ve daha çok tork oluştururlar. Askıda kalma durumundaki bir İHA'nın en iyi tasarım hatvesi ile eksenel ilerleme yapan bir İHA'nın en iyi tasarım hatvesi birbirinden farklı olabilir. Bu

nedenle hatve doğrudan doğruya güç, devir hızı, hız ve itki ile ilişkilidir. Şekil 2.9'da bir pervaneye ait çap ve hatve verilmiştir [Web 22, 2015].



Şekil 2.9: Pervane hatvesi ve çapı.

2.2.5.3. Pale Sayısı ve Geometri

Pervane başına gereken bıçak sayısı platforma, kullanım amacına ve yük kapasitesine bağlı olarak değişmektedir. Düşük devirli motorlarda yüksek pale sayısı kullanımına gidilebilir. İHA'larda çoğunlukla 2 veya 3 paleli pervaneler kullanılır. Pervane tasarımında kökten uca sabit veya değişken veter uzunluğu ve hücum açısı üzerinde hala çalışmalar devam etmektedir.

2.2.5.4. Malzeme

Sağlam malzemeler ile üretilmiş pervaneler diğer pervanelere kıyasla daha güvenlidir. Ancak sağlam pervaneler herhangi bir kaza durumunda kırılmayarak, üzerine gelen bütün kuvveti direkt olarak bağlı olduğu motora ve gövdeye ileteceği için daha fazla hasara sebep olur. Bununla birlikte dönüş yönünde veya ilerleme yönünde katlanabilir olarak tasarlanmış pervanelerde bu sorun daha azdır. Bu tip pervaneler devir ile birlikte oluşan merkezkaç kuvvet sayesinde açılırlar.

Malzemenin homojen olması pervanenin balansı açısından olduğu kadar mukavemet açısından da önemlidir. Kompozit pervaneler dayanıklılık ve hafiflik bakımından tercih edilen ancak plastik muadillerine göre daha pahalı çözümlerdir.

2.2.5.5. Dönüş Yönü

Her döner kanatlı araçta saat yönünde *(clockwise-CW)* ve saat yönünün tersi yönde *(counter-clockwise-CCW)* olan pervane çeşidi bulunmaktadır. 4 rotorlu bir döner kanatlı araçta iki motor CW ve iki CCW olarak çalıştırılmaktadır. CCW ve CW pervanelerinin eşleştirilmesi, itiş gücü oluşturmanın yanı sıra, uçuşta birbirini iptal eden zıt sapma hareketini sağlamada etkilidir. Motor dönüş yönü ile pervane dönüş yönünün aynı olmasına dikkat edilmelidir.

2.3. Uçuş Kontrol Sistemi

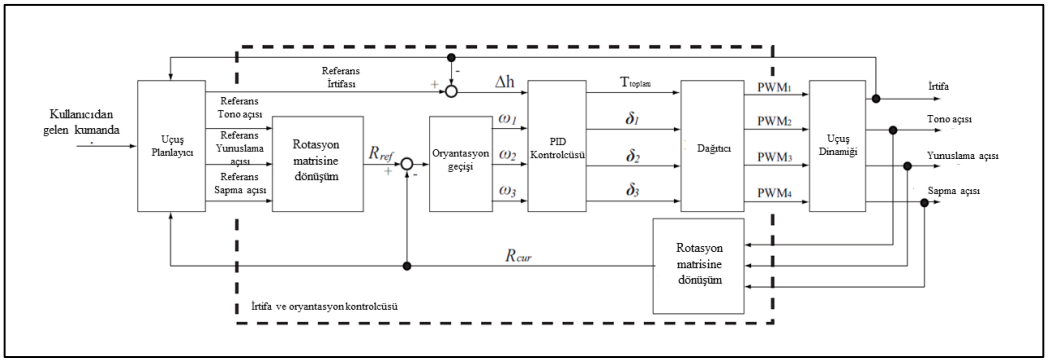
Bir uçuş kontrol sistemi genel olarak uçuş kontrol kartını ve kontrol yüzeylerinin kontrolünü sağlayan servo motoru içerir. Kontrolcü veya alıcıdan alınan sinyaller kontrol kartına, servo motorlara ve ESC'ye aktarılır. Alınan sinyaller ile İHA kontrol edilir.

2.3.1. Uçuş Kontrol Kartı

Bir İHA için uçuş kontrolcüsü, normalde bir mikroişlemci, sensörler ve giriş/çıkış pinlerinden oluşan entegre bir devredir. Uçuş kontrol kartları çoğunlukla belirli bir İHA türünü veya yapılandırmasını çalıştıracak şekilde programlanmamıştır, bu nedenle bir uçuş kontrol yazılımında belirli parametreleri ayarlamak ve bu yapılandırmayı uçuş kontrol kartına yüklemek gerekir. Kontrol desteği veya otonom uçuş ihtiyacı yok ise uçuş kontrol kartı kullanılmaksızın da İHA tasarlanabilir. Uçuş kontrol kartının üzerinde ivmeölçer ve dönü ölçer (jiroskop) başta olmak üzere basınçölçer, sıcaklık sensörü, akım sensörü, pusula, GPS devresi, gerilim sensörü, veri kayıt elemanı, OSD (Kamera Süperpozisyon Bilgisi-O*n Screen Display*-) gibi farklı bileşenler bulunabilir. Bu

bileşenler uçuş kontrol kartının dışında olup, uçuş kontrol kartı ile iletişim halinde de olabilir.

Tipik bir uçuş kontrol kartının irtifa ve oryantasyon kontrolüne ait blok diyagramı Şekil 2.10'da verilmiştir [Oosedo vd., 2013]. Pozisyon ve hız kontrolü bu döngünün dışında bilhassa otonom uçuşlar için gerçeklenir.



Şekil 2.10: Tipik bir uçuş kontrol kartı blok diyagramı.

2.3.1.1. Sensörler

Donanım açısından, bir uçuş kontrol kartı temel olarak programlanabilir bir mikro denetleyicidir, ancak uçuş kontrol kartı üzerinde karta özel sensörler vardır. Tüm uçuş kontrolcüleri aşağıda bulunan sensörlerin bir kombinasyonunu içerirler.

2.3.1.2. İvmeölçer

İvmeölçerler üç eksene kadar lineer ivmeyi ölçerler. Bir ivmeölçerin çıkışının iki kere integrali alınarak, pozisyon elde edilebilir, ancak hassasiyet kayıpları nedeniyle kayma *(drift)* oluşur [Webster ve Eren, 2014].

Üç-eksenli ivmeölçerler yer çekimini tespit ederek hangi yönün aşağı olduğu bilgisini verebilirler. Bu, döner kanatlı İHA'ların kararlı kalmasında önemli bir rol oynar. İvmeölçer genellikle uçuş kontrol kartı üzerinde bulunur ancak uçuş kontrol kartı geliştirilecek ise, ivmeölçer uçuş kontrol ünitesine monte edilmelidir, böylece ivmeölçerin doğrusal eksenleri, İHA'nın ana eksenleri ile hizalanır.

2.3.1.3. Jiroskop (Dönüölçer)

Bir jiroskop açısal değişim hızını, üç açısal eksende genellikle saniyede derece cinsinden ölçer. Jiroskop da ivmeölçer gibi mutlak açıları doğrudan ölçemez, kaymaya *(drift)* maruz kalır [Webster ve Eren, 2014]. Jiroskop da ivmeölçer gibi, dönme eksenleri İHA'nın ana eksenleri ile hizalanacak şekilde monte edilmelidir.

2.3.1.4. Pusula / Manyetometre

Bir elektronik manyetik pusula, dünyanın manyetik alanını ölçerek İHA'nın pusula yönünü (manyetik kuzey yönüne göre) belirlemek için kullanılır. Jiroskopun kayma açısı pusuladan gelen bilgi ile düzeltilir.

2.3.1.5. Basınç ölçer/Barometre (Altimetre)

Atmosferik basınç, deniz seviyesinden yükseldikçe azalır. Bu değişimi basınç sensörü yardımıyla izleyerek İHA'nın yüksekliği belirlenebilmektedir. Çoğu uçuş kontrol kartı, daha doğru bir yükseklik hesaplamak için hem basınç sensöründen hem de GPS'in yükseklik bilgisinden yararlanır [Webster ve Eren, 2014]. İHA'nın hızı ve rüzgar barometrenin ölçümünde hatalara neden olabilir, bu etkileri azaltmak için barometre süngerimsi bir yapı ile örtülebilir.

2.3.1.6. Atalet Ölçüm Birimi *(Inertial Measurement Unit - IMU)*

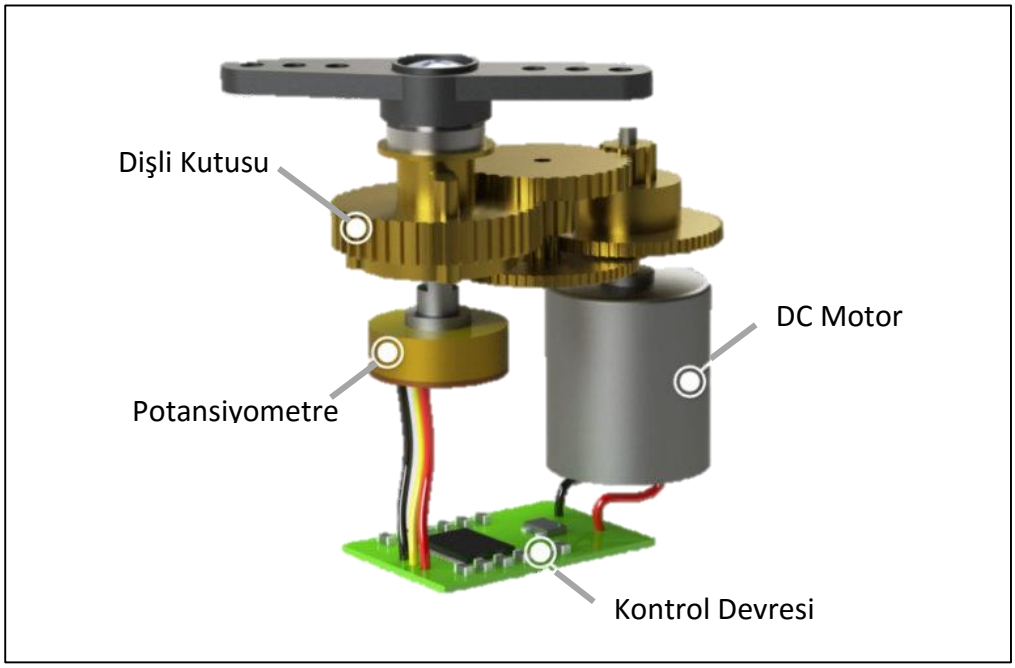
Bir atalet ölçüm birimi *(Inertial Measurement Unit - IMU)* esas olarak ivmeölçer ve jiroskop içeren bir modüldür. Çoğu üç eksenli bir ivmeölçer ve üç eksenli bir jiroskop içerir; bunlara 6 serbestlik dereceli *(6-DOF-Degree of Freedom)* IMU denir. Bu sensörlere ilaveten üç eksenli bir manyetometre içerenler 9 DOF IMU'lar da bulunmaktadır. Bütün bu sensörlere basınç sensörü de eklenerek 10 DOF IMU modülleri üretilmiştir [Siciliano ve Khatib, 2008].

2.3.2. Servo Motor

Servo motorlar, robot teknolojilerinde, radyo kontrol *(Radio Control-RC)* uygulamalarında sıkça kullanılan, aldığı komut ile hareket kontrolü yapılan, hassas bir şekilde istenen açıya gelinebilen ve uçaklarda kontrol yüzeylerinin hareketini sağlamak, yük bırakmak gibi amaçlar için kullanılabilen elemanlardır.

Servo motorlar darbe genişliği modülasyonu *(Pulse Width Modulationn-PWM)* sinyali ile çalışmaktadırlar. İHA'da bu PWM sinyalleri uçuş kontrol kartından veya kumandadan sağlanabilmektedir. Sinyali üst ve alt sınırları servonun uç hareket açılarına tekabül eder.

Bir servo motor içinde Şekil 2.11'de görüldüğü gibi DC motor, dişli kutusu *(gearbox)*, potansiyometre ve kontrol devresi olmak üzere dört ana bileşen mevcuttur [Web 24, 2018].



Şekil 2.11: Servo motor iç yapısı.

DC motor yüksek hız ve düşük torka sahiptir. Ancak dişli kutusu hızı 60 *d/d*'ya düşürürken aynı zamanda torku artırır. Servo motorda bulunan potansiyometre, son dişli veya çıkış şaftı üzerine takılır, bu sayede motor dönerken potansiyometre de döner ve çıkış milinin mutlak açısı ile ilgili bir gerilim üretilir. Bu potansiyometre

gerilimi, kontrol devresinde sinyal hattından gelen gerilim ile karşılaştırılır ve çıkış milinin açısı gelen sinyale göre ayarlanır [Web 24, 2018].

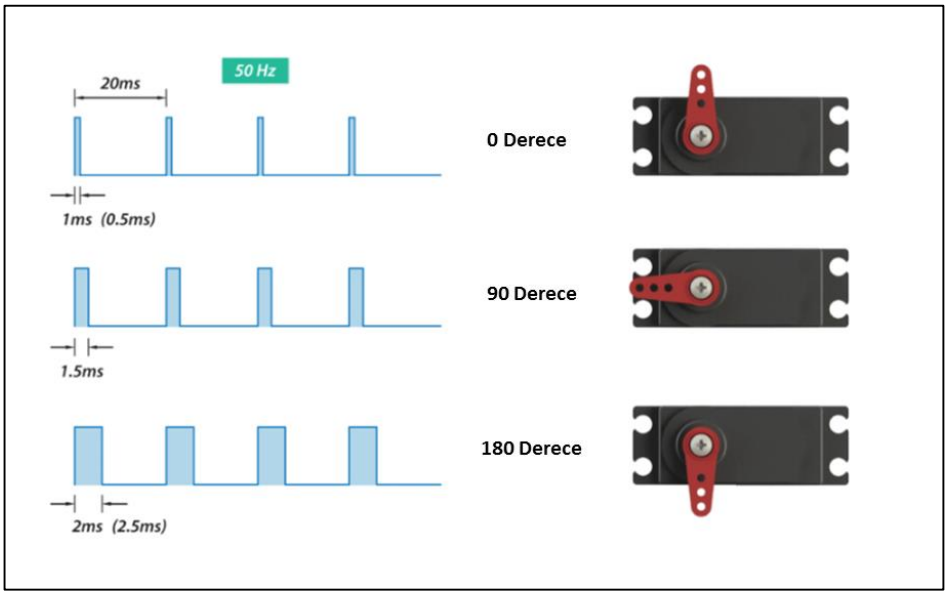
Bir servo motor, sinyal hattından bir dizi darbe gönderilerek kontrol edilir. Kontrol sinyalinin frekansı çoğunlukla 50 *Hz*'dir (her 20 *ms*'de bir darbe). Darbe genişliği, servonun açısal konumunu belirler.

2.3.2.1. Darbe Genişlik Modülasyonu *(Pulse Width Modulation-PWM)*

PWM, bir işlemcinin dijital çıkışları ile analog devreleri kontrol etmek için ölçüm, servo, hız kontrol cihazları, iletişim ve güç kontrolü gibi uygulamalarda kullanılır.

Analog sinyaller, önceden belirlenmiş olasılıklardan oluşan sonlu bir değerler dizisi arasından değer alabilen, dijital sinyallerin aksine sonsuz çözünürlükle sürekli değişen bir değer aralığına sahiptir.

PWM temelde dijital sinyalleri temsil eden kare dalgaları kullanır. Herhangi bir kare dalganın parametrelerinden biri de doluluk-boşluk oranıdır *(duty cycle).* PWM sinyalinin açık olma *(ON)* süresinin sinyalin periyoduna oranı, %0 ile %100 değerleri arasındaki doluluk oranını verir. Simetrik yani ideal bir kare dalgada bu oran %50'dir [Brumbach ve Clade, 2018]. Şekil 2.12'de periyodu 20 *ms,* frekansı 50 *Hz* olan bir sinyalin, darbelerin gerçekleşme süresine göre servo motor pozisyonları verilmiştir [Web 24, 2018].



Şekil 2.12: Servo PWM sinyalleri.

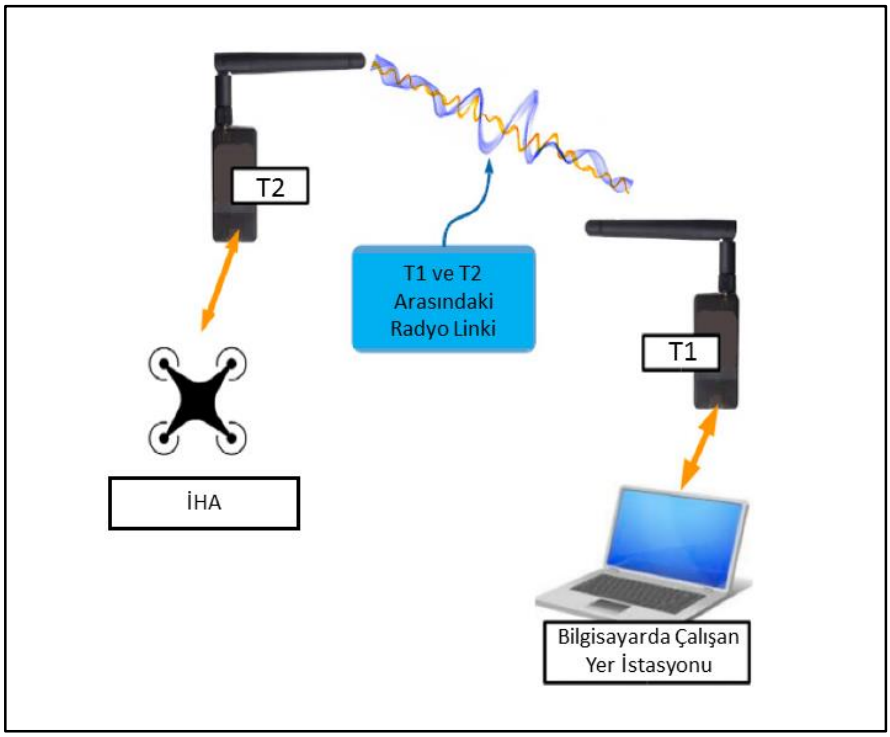
Servo 20 *ms* içerisinde bir darbe değeri okumaktadır. Darbe uzunluğu motorun dönüş miktarını belirlemektedir. Örnek olarak 1 *ms*'lik bir darbede motorun 0° (minimum pozisyon), 1,5 *ms*'lik darbe genişliğinde 90° (nötr pozisyon), 2 *ms* süresince uygulanan darbe sonucunda ise servo motorun 180° (maksimum pozisyon) pozisyonunu almasını sağlayacaktır. Periyot her biri için aynı olsa da, bu bir gereklilik değildir.

2.4. Haberleşme Sistemi

Bir İHA'nın haberleşme sistemi içerisinde telemetri alıcı *(receiver)*-verici *(transmitter)*, kumanda (alıcı-verici) ve FPV *(First Person View)* bulunur.

2.4.1. Telemetri

Telemetri, Şekil 2.13'teki gibi insansız hava aracı ile yer istasyonu arasında veri transferi için kullanılmakta olup araçların uzaktan izlenebilmesine olanak sağlayan sistemlerdir.



Şekil 2.13: Telemetri sistemi.

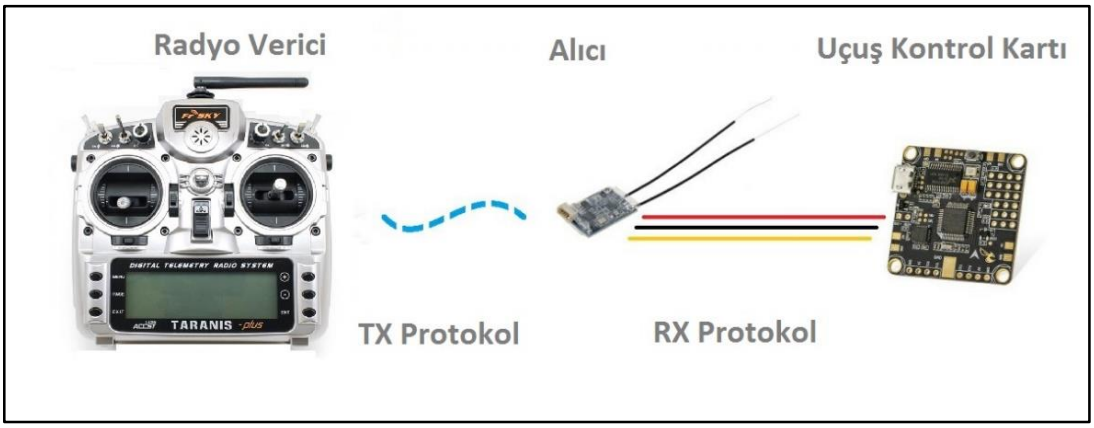
Telemetri sayesinde İHA'lar ile yer istasyonu *(Ground Control Station-GCS)* arasında uzaktan iletişim kurulabilir. Bu sayede İHA'lara komutlar göndermek, İHA'nın durumu, konumu hakkında yer istasyonunu haberdar etmek ve yer istasyonu üzerinden aracı takip etmek ve araca görev yüklemek mümkündür [Li vd., 2016]. Şekil 2.13'te de görüldüğü gibi İHA ve yer istasyonu olan bilgisayara bağlı telemetri cihazları bulunmaktadır.

2.4.2. Uzaktan Kontrol *(Remote Control -RC)*

Uzaktan kontrol, İHA'ların kontrol edilmesinde kullanılmakta olup, kumandanın yön, motor dönüş hızı, servo kontrolleri gibi ilgili verilerinin aktarımında kullanılmaktadır.

Uzaktan kontrol iletişimi RC verici ve RC alıcı içerir. İHA'lar için, sapma, tono, yunuslama ve itki olmak üzere dört temel kanal mevcuttur. Motorları çalışmaya hazır *(arm-disarm)* etme, uçuş modları değişimi, gimbal kontrolleri, yük bırakma gibi amaçlar için ek kanallar kullanılabilmektedir.

Şekil 2.14'te görüldüğü gibi kumanda üzerinde bulunan radyo verici ile komutlar alıcıya iletilir. Kumanda ile alıcı arasında farklı protokoller ile iletişim sağlanabilir. Alıcı, alınan sinyalleri kontrolcüye aktarır ve RC sinyalleri alacak şekilde bekleyen kontrolcü İHA'yı kontrol eder [Web 25, 2017]. Telemetrili kumanda kullanımı da söz konusudur. Örneğin, İHA'nın batarya durumu gibi kritik bilgiler gerçek zamanlı olarak kumandaya aktarılabilir.

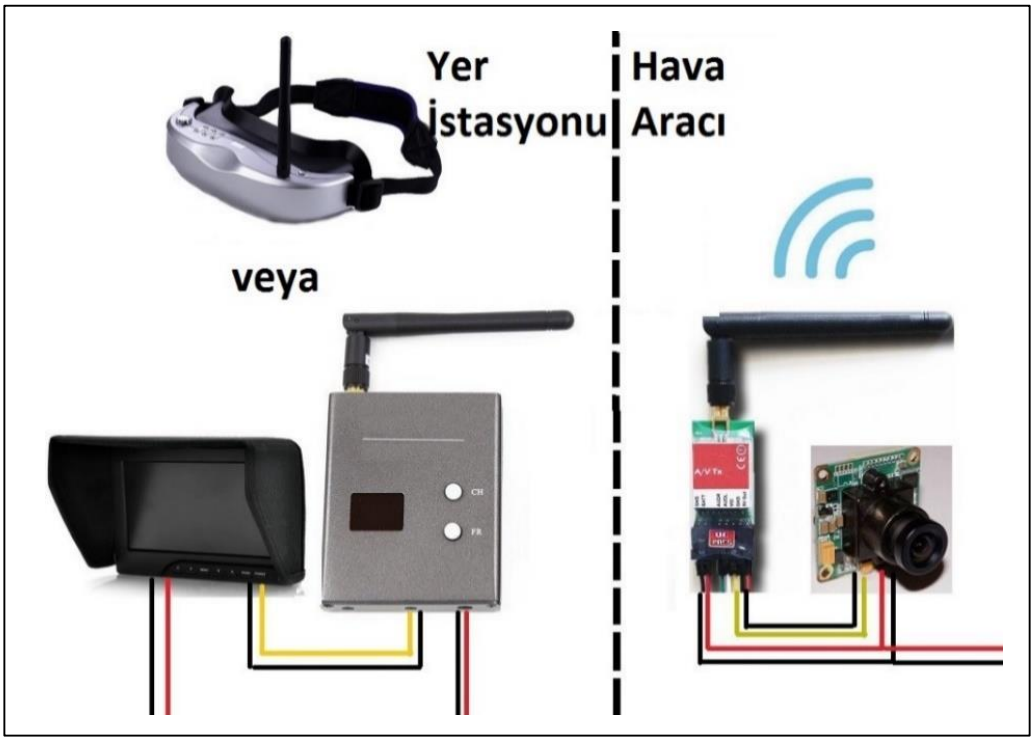


Şekil 2.14: Uzaktan kontrol bağlantı şeması.

2.4.3. Birinci Kişi Görüşü *(First Person View - FPV)*

FPV, yer istasyonu veya pilota, uçak üzerinden gerçek zamanlı görüntü aktarımı gerçekleştiren sistemdir. FPV, pilota uçağın yön koordinasyonunu sağlamada yardımcı olmaktadır.

FPV sisteminde FPV Kamera, video verici (VTX), video alıcı (VRX), FPV Gözlük/Monitör ve alıcı-verici antenler yer alır. Çoğunlukla bu sistemler analogdur. Şekil 2.15'te görülen bu sistemde şeklin sol kısmında yer istasyonunda bulunan gözlük, monitör ve FPV video alıcısı görülmektedir [Web 26, 2017]. Hava aracında ise FPV kamera ve görüntüyü yerde bulunan FPV alıcıya aktaran verici bulunmaktadır.



Şekil 2.15: FPV bileşenleri.

2.4.4. Kamera Süperpozisyon Bilgisi *(On Screen Display - OSD)*

Bazı sistemlerde yerdeki pilotun işini kolaylaştırmak için FPV görüntüsünün üzerine uçuş ile ilgili bazı bilgiler süperpoze edilmektedir. Bu sistemlere OSD kamera süperpozisyon bilgisi denmektedir. Süperpoze edilen bilgiler arasında Şekil 2.16'da da

görülen hız, evin yönü, irtifa, oryantasyon, batarya durumu gibi bilgiler metin veya grafik olarak yer alabilmektedir; çoğunlukla İHA üzerinde yer almaktadır [Web 27, 2016].

Şekil 2.16: OSD kamera süperpozisyonu.

2.5. Yazılımlar

İHA ve yer istasyonu üzerinde kullanılan yazılımlar çeşitlilik göstermektedir. Bu yazılımları İHA üzerinde bulunan uçuş kontrol kartında kullanılan ve yer istasyonunda kullanılan yazılımlar olarak iki kategoriye ayırabiliriz.

Uçuş kontrol kartı yazılımları genellikle belirli bir donanım, teknoloji veya amaca odaklanır. Ardupilot, Baseflight, MultiWii, Cleanflight, Betafligt, iNav, OpenAero ve KISS uçuş kontrol kartında kullanılan yazılımların bazılarıdır.

Yer istasyonu yazılımları, araca görev yükleme, araca görev yaptırma, araç konum bilgilerini alma, uçuş kayıtlarını inceleme gibi amaçlar için kullanılmaktadır. Bu

yazılımların başında QGroundControl, Mission Planner, APM Planner, EZ-GUI gibi yazılımlar gelmektedir.

2.5.1. Uçuş Kontrol Kartı Yazılımları

Bu bölümde Ardupilot, Baseflight, MultiWii, Cleanflight, Betafligt, iNav, OpenAero ve KISS yazılımları hakkında bilgi verilecek ve karşılaştırma yapılmaktadır.

2.5.1.1. Ardupilot

Ardupilot muhtemelen en popüler döner kanat uçuş kontrol kartı yazılımıdır. Yazılım, sabit kanatlı, döner kanatlı uçaklar ve hibrit araçların yanında, yer araçlarını ve tekneler dahil olmak üzere çeşitli araçları kontrol edebilir. Ürün yazılımı üç bölüme ayrılmıştır: Sabit kanatlı uçaklar için Ardupilot, döner kanatlı araçlar için Arducopter ve yer tabanlı araçlar için Ardurover [Web 28, 2016].

2.5.1.2. Baseflight

Baseflight, 8 bit MultiWii uçuş denetleyicisi yazılımının temel alındığı, ilk yaygın olarak kullanılan 32 bit uçuş kontrol kartı yazılımlarından biriydi. Günümüzde artık Baseflight güncellenmemektedir [Web 29, 2018].

2.5.1.3. MultiWii

MultiWii, bilhassa döner kanatlı İHA araçlar için geliştirilmiş bir otonom sistemidir. Tamamen açık kaynak kodlu olup, tüm geliştirmeler kullanıcılar tarafından gerçekleştirilmekte ve bu sayede zaman içinde programın nasıl geliştiği gözlemlenebilmektedir. Açık kaynak kod sistemi, yazılımı çok esnek bir hale getirmiştir. MultiWii tüm esnekliğine rağmen, gelişmiş işlevlerde tutarlı değildir [Web 30, 2015].

2.5.1.4. Cleanflight

Cleanflight, Baseflight'ın temel alındığı ve üzerinde kolay çalışılacak versiyonu olmayı hedefliyordu. Bu hedefle yola çıkan Cleanflight yaygın olarak kullanılan ve güvenilir bir uçuş kontrol yazılımı haline geldi. Cleanflight, Betaflight ve iNav olarak geliştirilmiş, bu yazılımlara birçok yeni özellik eklenmiş ve Cleanflight 2.0 olarak tekrar birleştirilmiştir. Bununla birlikte, geliştirme ve güncellemede önemli ölçüde yavaşlama yaşanmıştır [Web 31, 2017].

2.5.1.5. Betaflight

Betaflight, birçok uçuş kontrol kartını desteklemektedir. Özellikle döner kanatlı araçlar için kullanılsa da, aynı zamanda sabit kanatlı FPV uçakları da destekler. Bu yazılım yarışçılar, acro/serbest pilotlar ve yeni başlayanlar için uygun olup, açık kaynak kodludur. Betaflight geliştiricileri, 32 *kHz*'de sensör verilerini okumak ve motora bu verileri göndererek, uçuş kontrol cihazını ve aracı en yüksek hızda ve performansta çalıştırmaya odaklanmıştır [Web 29, 2018].

2.5.1.6. iNav

iNav, navigasyon ve otonom araç özellikleri olan rota bacağı *(Waypoint)* misyonları, eve dönüş (*return to home-RTH*) ve hatta otonom iniş işlevleri gibi özelliklere daha çok yönelmiştir. Cleanflight özelliklerini de içeren açık kaynak kodlu olup, düzenli güncellemelerle geliştirilmektedir. iNav hem çok rotorlu döner kanatlı hem de sabit kanatlı araçları destekler [Web 31, 2017].

2.5.1.7. PX4 - Pixhawk

PX4 otopilot, ucuz otonom hava araçlarına yönelik birçok araç tipini destekleyen açık kaynaklı bir otopilot sistemidir. PX4, Ardupilot ile aynı telemetri protokolünü (MAVlink) kullandığı için iki yazılım da QGroundContol yer istasyonu

yazılımı gibi yer istasyonu yazılımlarıyla uyumludur. Otonom uçuş açısından iki yazılım da benzerdir. Aralarındaki temel fark ise PX4 ve Ardupilot'ın yazılımlarının ticari lisans özelliklerinden kaynaklanmaktadır. PX4 kullanımında değişikliklerin açık kaynak olarak belirtilmesi gerekmezken Ardupilot'ın ticari kullanımında üzerinde çalışılan geliştirmelerin açık kaynak kod olarak paylaşılması gerekmektedir [Web 29, 2018].

2.5.1.8. KISS *(Keep It Super Simple)*

KISS, 2011'den bu yana döner kanatlı araç bileşenleri yapan Flyduino tarafından geliştirilmiştir. Kapalı kaynak kodludur ve açık kaynak kodlu yazılımlara göre daha yavaş geliştirilmektedir. KISS, yarış ve akrobatik uçuş için en uygun uçuş kontrol kartı yazılımlarından biridir [Web 29, 2018].

Uçuş kontrol kartlarında kullanılan yazılımlar Tablo 2.1'de sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA'da kullanılabilirlik, tam otonom uçuş ve geliştirmenin devam etmesi özelliklerine göre karşılaştırılmıştır.

Tablo 2.1: Uçuş kontrol kartı yazılım karşılaştırması.

	Sabit Kanatlı İHA	Döner Kanatlı iHA	Tam otonom Uçuş	Destek Sürüyor
Ardupilot	✓	✓	✓	✓
iNav	✓	✓	✓	✓
Betaflight	✓	✓		✓
Cleanflight	✓	✓		✓
PX4	✓	✓	✓	✓
OpenAero	✓	✓		✓
KISS		✓		✓
MultiWii	✓	✓	✓	
BaseFlight		✓		

Bu çalışmada sabit kanat ve döner kanat modları için uçuş kontrol kartlarında kullanılacak konfigürasyonlar açık kaynak kodlu iNav yazılımı kullanılarak yapılmıştır. Uçuş modları arasındaki geçişler anahtarlayıcı mikroişlemci ile sağlanmıştır.

2.5.2. Yer İstasyonunda Kullanılan Yazılımlar

Yer istasyonu yazılımları, İHA ile yer istasyonu olarak kullanılan bilgisayar, mobil cihazlar vb. arasında iletişimi sağlamada kullanılmakta olup, araca görev yaptırma, araç konum verilerini, sensör verilerini alma gibi amaçlar için kullanılmaktadır. Bu yazılımların başında QGroundControl, Mission Planner, APM Planner, EZ-GUI gibi yazılımlar gelmektedir.

2.5.2.1. QGroundControl

QGroundContol, İHA'lar için otonom uçuş kontrolü ve görev planlaması gerçekleştirmede kullanılır. Yazılımın açık kaynak kodu olması sayesinde, kullanıcılar yazılıma katkıda bulunabilir veya kullanılan İHA'ya özel hale getirebilir. QGroundControl, ArduPilot ve PX4 Pro tarafından desteklenen tüm araç tipleri (döner kanatlı, sabit kanatlı, VTOL, vb.) ile çalışır. Ayrıca tüm platformlarda ve mobil cihazlarda çalışmaktadır [Web 32, 2017].

2.5.2.2. Mission Planner

Mission Planner, tam özellikli yer istasyonu uygulamasıdır. Mission Planner ile uçuş verileri izlenebilir, farklı görev adımları oluşturulabilir, uçuş simüle edilebilir. Çeşitli yüksekliklerde birden fazla hedef noktası tanımlanabilmektedir. Bunların yanında uçuşa ait kayıt *(log)* dosyaları indirilebilir ve incelenebilir [Web 33, 2016].

2.5.2.3. APM Planner 2.0

APM Planner 2.0, Mission Planner'ın basit kullanıcı arayüzünü ve QGroundControl yazılımının çeşitli platformlarda çalışma yeteneğinin birleştirilmesiyle oluşturulmuştur [Web 34, 2016].

2.5.2.4. EZ-GUI

iNav, Cleanflight, Betaflight ve MultiWii tabanlı uçuş kontrolcüleri ile uyumlu olan yer istasyonu yazılımıdır. Uçuş kontrol kartından alınabilecek tüm verileri yer istasyonuna iletilir. Bunun yanında görev yüklemesi de gerçekleştirebilir. Ayrıca bu işlemleri Android cihazlar ile yapabildiği için uçuş alanında bir mobil cihaz yer istasyonu olarak kullanılabilir [Web 35, 2018].

3. TASARIM GEREKSİNİMLERİ VE KAVRAMSAL TASARIM

Bu çalışmada geliştirilen TriPlane, özgün sabit kanatlı tasarıma, VTOL ve yatay uçuş kabiliyetine sahip olup durum kontrolü ve stabilite için ilave hareketli kontrol yüzeylerine sahip değildir. Bu nedenle İHA üzerinde servo motor ve ilgili hareket aktarma mekanizmaları yoktur. Üzerinde çalışılan aracın herhangi bir yerde iniş ve kalkışını gerçekleştirmesi, taşıyacağı yük miktarının fazla olması ve menzilinin yüksek olması hedeflenmektedir. Geliştirme sırasında bu isterleri karşılayabilecek bir tasarım gerçeklenmektedir.

3.1. Ön Tasarım

Uçak tasarımı, konsept, boyutlandırma, tasarım gereklilikleri vb. gibi süreçler ile başlayabilir ve bu süreçler yinelemeli olup optimize edilirler [Raymer, 2004]. Aracın konsept tasarımının ardından aracın tasarım kalkış brüt ağırlığı belirlenir. Tasarım kalkış brüt ağırlığı, tasarlanan göreve başlarken uçağın toplam ağırlığıdır. Tasarım kalkış brüt ağırlığı, mürettebat ağırlığına, yük (veya yolcu) ağırlığına, yakıt ağırlığına ve uçağın boş ağırlığına bağlıdır. Boş ağırlık, araç yapısı, motorlar, iniş takımı, sabit ekipmanları içerir. Kalkış ağırlığı Eşitlik (3.1)'de verilmiştir. Bu çalışmada tasarlanan araç insansız bir araç olup LiPo ve elektrik motoru kullanılmasından dolayı mürettebat ve yakıt ağırlığı Eşitlik (3.2)'de görüldüğü gibi hesaba katılmamış, kullanılan batarya $W_{boş}$ içerisinde hesaplanmıştır.

$$W_0 = W_{mürettebat} + W_{faydalıyük} + W_{yakıt} + W_{boş} \tag{3.1}$$

$$W_0 = W_{faydalıyük} + W_{boş} \tag{3.2}$$

Buna göre aracın tahmini ağırlığı 1,5-2 *kg* arasında seçilmiştir.

Aracın sabit kanat ve döner kanat olmak üzere iki farklı modu olduğu için iki tasarımın da temel detaylarını içermesi gerekmektedir. Döner kanatlı araç modunda

rotorlar arası mesafenin 400 *mm* olmasına karar verilmiştir. Bu değer pervanelerin kanatlara ve birbirlerine çarpmamasını sağlamak, dolayısıyla emniyeti arttırmak için seçilmiştir. Kullanılan motor-pervane kombinasyonuna göre beher motor için 2 *kg*'a kadar statik itki elde edilebileceği düşünülmektedir.

Hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetlerin belirlenmesindeki hesaplarda kullanılan en önemli boyutsuz parametrelerden biri olan Reynolds sayısı, atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranını ölçen boyutsuz bir değerdir. Bu değer sayesinde akışın rejimi (laminer veya türbülanslı) belirlenir (Eşitlik (3.3)). Burada ρ akışkanın yoğunluğunu, V akışkanın hızını, l kanat profilinin veter uzunluğunu, μ akışkanın dinamik viskozitesini, ν ise akışkanın kinematik viskozitesini ifade etmektedir.

$$\mathrm{Re} = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu} \tag{3.3}$$

Boyutu nispeten küçük bir İHA olduğu için tasarlanan aracın kanadına ait Reynolds sayısının 200.000-500.000 civarında olması beklenmektedir.

3.2. Başarım Tablosu

Başarım *(Figure of Merits - FoM)* tablosu bir metottan veya bir sistemden alınabilecek en yüksek faydayı elde etmek için alternatifler arasındaki en uygun çözümü belirlemekte kullanılır. Bu çalışmada amacımıza yönelik en uygun İHA tasarımını belirlemek için özgün bir başarım tablosu kullanılmıştır.

Tabloda sabit kanatlı, döner kanatlı, hibrit, yatan gövde, yatan kanat ve yatan rotor olarak sınıflandırılmış İHA'lar, menzil, taşıma kapasitesi, VTOL, maliyet, emniyet ve imalat kolaylığı isterleri bakımından incelenmiştir. Herhangi bir İHA tasarımının ilgili satırdaki isterine karşılık gelen ve alabileceği minimum-maksimum değeri ifade eden sütun (FoM) Değer Aralığını göstermektedir.

Tablo 3.1'de başarım tablosu görülmektedir. Bu çalışmadaki en önemli isterlerin menzil, yüksek taşıma ve pistsiz iniş kalkış olması nedeniyle başarım tablosunda bu

isterler yüksek değer aralığına sahiptir. Bu isterleri ucuzluk, emniyet ve imalat kolaylığı izlemektedir.

- Menzil

Tablo 3.1'de menzilin 1-10 arasında değerler alabildiği görülmektedir. Sabit kanatlı araçlar taşımayı kanatları ile sağladığından ve sürüklemeyi arttıran yüzeylerinin mümkün olduğunca az olması sebebiyle diğer araçlarla karşılaştırıldığında en yüksek menzil değerine sahiptir. Bunu sabit kanatlı İHA tasarımı kadar olmasa da yüksek menzile sahip yatan gövde tasarımı izlemektedir. Diğer tasarımlar daha düşük puanlara sahiptir. Döner kanatlı araçlar ise taşımayı motor itkileri ile sağlarken sürekli akım çekerek taşıma için enerji tüketimi gerçekleştirir. Bu sebeple döner kanatlı araçların menzili diğer araçlar ile kıyaslandığında en düşük değeri alır.

- Taşıma kapasitesi

Taşıma kapasitesi bu tasarımdaki diğer bir önemli ister olup sabit kanatlı iHA'larda en yüksek değerde iken döner kanatlı İHA'da en düşük puanı almaktadır. Bunun yanında diğer tasarımlar döner kanat İHA'dan daha yüksek puan almalarına rağmen kalkış ve iniş anında taşıdığı yükten kaynaklı olarak sabit kanatlı araçlardan daha fazla güç tüketeceğinden dolayı sabit kanatlı İHA kadar yüksek puan alamamaktadır.

- VTOL

En önemli üçüncü ister olan pist veya atış sistemine ihtiyaç duymadan dikey kalkış ve iniş yapabilme özelliği olan VTOL'a gelindiğinde sabit kanatlı İHA'lar bu özelliğe sahip olmamaları nedeniyle düşük puan alırken döner kanatlı araçlar VTOL performansını en üst düzeyde sergilemeleri nedeniyle tam puan almaktadır. Diğer tasarımlarda VTOL özelliği tam olarak döner kanadın VTOL özelliğini karşılamasa da yüksek puana sahiptirler.

- Ucuzluk

Bu ana isterlerin yanında bir diğer ister olan maliyete gelindiğinde daha az sayıda pervane, motor, ESC vs. kullanılması nedeniyle sabit kanatlı araçlar diğer

araçlara göre daha ucuza imal edilebilirler. Döner kanatlı araç dışındaki tasarımlar döner kanatlı araçlar ile karşılaştırıldığında daha karmaşık mekanik ve elektronik yapıdadırlar ve bu yapılar da maliyeti arttırır. Yatan gövdeli İHA tasarımları tüm gövdeyi döndürürken sadece itki farkı veya hareketli yüzey kullanır. Servo motor ile kontrol edilen hareketli kontrol yüzeyleri ve kanat kullanılması maliyeti döner kanatlı araçlara göre arttır. Hibrit araçlarda ise kanatlar ve hareketli kontrol yüzeylerinin yanında maliyeti arttırıcı fazladan motor kullanılabilmektedir. Yatan rotorlu tasarımlarda kanat kullanımı ve hareketli kontrol yüzeylerinin yanında motoru yatırmak maliyeti arttırırken yatan kanatlı tasarımlarda rotora ilaveten kanadı da döndürmek maliyeti ciddi oranda arttırarak yatan kanatlı tasarımların en maliyetli tasarımlar olmasına sebep olmaktadır.

- Emniyet

Başarım tablosunda bulunan araçlar arasında emniyet bakımından en yüksek puanı alan tasarımlar olarak hibrit ve yatan gövde tasarımları öngörülmüştür. Burada bilhassa pervane çarpması en büyük tehlikelerden biri olarak değerlendirilmektedir.

- İmalat kolaylığı

İmalat kolaylığına gelindiğinde döner kanatlı İHA'lar yapılarının çerçeveden oluşması ve imalatının kolay olması sebebiyle en yüksek puanı almaktadır. Döner kanatlı İHA'ları diğer tasarımlara nispeten daha az elektronik ve mekanik karmaşıklık içeren yatan gövde İHA'lar izlemektedir. Sabit kanatlı araçların imalatı gövde tasarımı-imalatı ve gövde kanat bağlantılarının eklenmesi ile yatan gövdeli araçlara göre bir miktar daha zordur. Hibrit İHA'lar sabit kanatlı araçlara oranla imalatı zorlaştıran daha fazla motor içerebilir. Yatan rotor ve yatan kanat tasarımlarında ise mekanik ve elektronik karmaşıklıklar diğer tasarımlarla kıyaslandığında çok daha fazladır.

Tüm isterlere karşılık gelen değerler Tablo 3.1'e yerleştirildiğinde amaca en uygun tasarımın yatan gövde İHA tasarımı olduğu görülmüştür. İsterlerin genel olarak bir İHA'dan beklenen özellikler olduğu düşünülürse yatan gövde tasarımına doğru bir eğilim olduğu söylenebilir.

Tablo 3.1: Başarım tablosu.

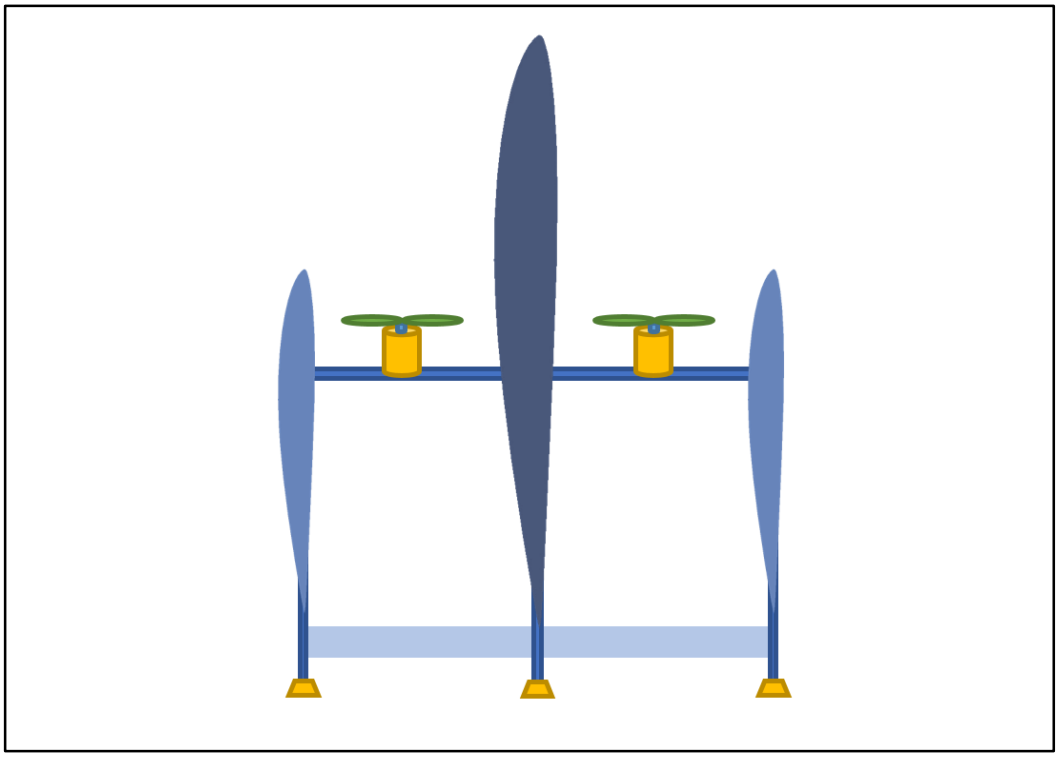
		Yatmayan			Yatan		
İster	**Değer Aralığı**	Sabit Kanatlı İHA	Döner Kanatlı İHA	Hibrit İHA	Yatan gövde	Yatan kanat	Yatan Rotor
Menzil	1-10	10	4	6	9	5	5
Taşıma Kapasitesi	1-10	10	5	7	7	7	7
VTOL	1-10	1	10	9	9	9	9
Ucuzluk	1-8	8	6	4	5	2	3
Emniyet	1-8	4	4	5	5	4	4
İmalat kolaylığı	1-6	4	6	3	5	1	2
	Toplam:	37	35	34	40	28	25

Burada dikkat edilmesi gereken önemli bir husus yatan gövde tasarımlarında yatan rotor veya yatan kanat tasarımlarında ihtiyaç duyulan yatış servosu kullanımı gereksizdir. Bu da sistemin karmaşıklaşmasının önüne geçmektedir.

3.3. Kavramsal Tasarım

Bu çalışmada araç tasarımı olarak başarım tablosunda en yüksek puanı alan yatan gövde İHA tasarımı seçilmiştir. Tasarlanan yatan gövde tasarımında en yüksek puanı alan isterleri maksimize etmek için taşımayı direkt olarak etkileyen kanat yüzeyini arttırmak için kanat sayısı arttırılmıştır. Kanat sayısının arttırılması taşımayı

arttırmanın yanı sıra pervanelerin kanatların arasında kalmasını sağlamış, bu sayede emniyet de arttırılmıştır. Kanat sayısı, 1 ve 2 kanat kullanılarak yapılmış çalışmaların aksine Şekil 3.1'de görüldüğü gibi 3 olarak seçilmiştir.



Şekil 3.1: TriPlane kavramsal tasarımı.

İHA'larda kullanılan uçuş kontrol kartları, kartların üzerinde bulunan sensörlerin atalet momenti bozulmasından etkilenmemesi için mümkün olduğunca aracın ağırlık merkezine yerleştirilmeye çalışılır. Şekil 3.1'de görüldüğü gibi bu tasarımda ağırlık merkezinde olan orta kanat diğer kanatlara oranla daha büyük olacak şekilde tasarlanmıştır. Tasarımda istenen taşıma ihtiyacının orta kanat ile fazlasıyla sağlanması ve aracın daha fazla ağırlaştırılması istenmediği için orta kanat diğer kanatlara oranla daha büyük tasarlanmıştır. Ayrıca orta kanadın büyük olması sayesinde araçta kullanılan sistemler orta kanadın içine yerleştirilecek ve bu sayede aerodinamik yüzey bozulmayacaktır.

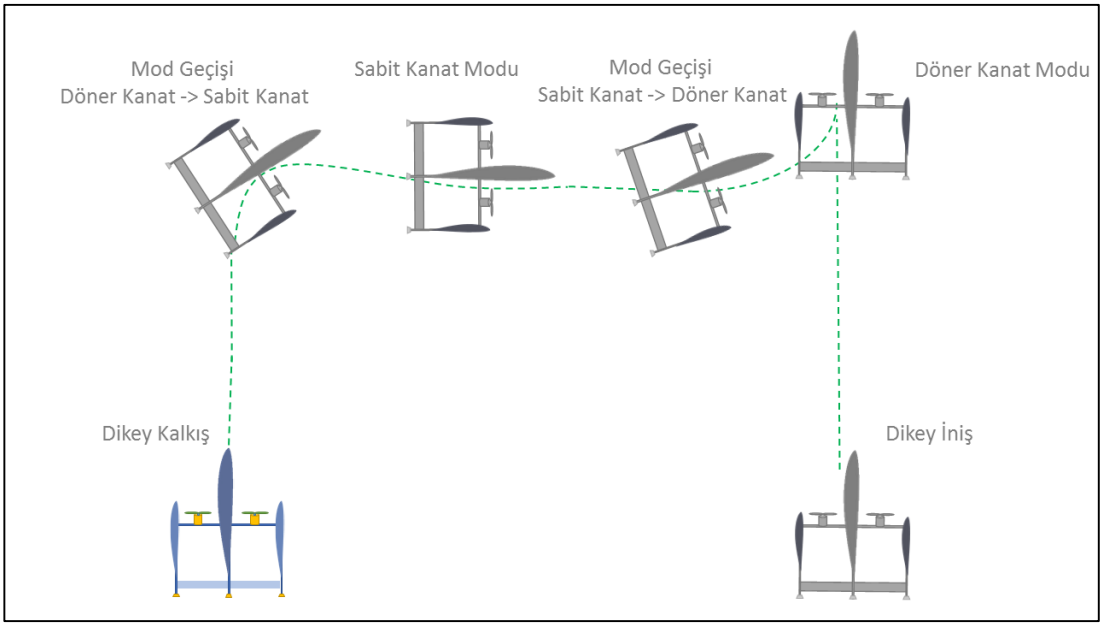
Tüm gövdenin yattığı bu çalışmada 4 motor kullanılması planlanmıştır. Aynı tasarım 4 motor yerine 2 motor kullanılarak da gerçekleştirilebilir ancak motor sayısının 4 olması aracın kontrolünü kolaylaştırmanın yanı sıra aracın gürbüzlüğünü de arttırmaktadır. Buna ilaveten motorların artması ile aracın taşıması da artmıştır.

Sabit kanat ve döner kanat modlarının bulunduğu bu sistemde sabit kanat ve döner kanat kontrolü iki ayrı uçuş kontrol kartı ile sağlanmıştır. Bu sayede uçağın emniyeti ve kontrolü arttırılmıştır. Döner kanat modunda uçuş kontrol kartının yükünü azaltmak için rotorlar aralarındaki mesafenin eşit alınması istenmektedir.

Döner kanat modunda pervanelerin farklı devirlerde çalıştırılması ile sağlanabilen tono *(roll)* hareketi, yatay uçuşta kanatların yüksek taşımasının olması nedeniyle yetersiz kalır. Yatay uçuş modunda tono yeteneğini kazanmak için motorlara yukarı-aşağı yönünde sabit oturma açısı verilmiştir.

Bu tasarımda sabit kanat ve döner kanat uçuş modları ve mod geçişleri tamamen itki ile kontrol edilmiştir. Stabiliteyi arttırmak için dikey stabilize (dikey kararlılık yüzeyi) eklenmiş ancak hiçbir kontrol yüzeyi kullanılmamıştır.

Tasarlanan İHA'nın Şekil 3.2'de görüldüğü gibi sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA modları mevcuttur.



Şekil 3.2: Sabit kanat ve döner kanat modları.

Tasarlanan araç pist ihtiyacı olmaksızın döner kanat modu olarak adlandırılan modda dikey olarak kalkışını gerçekleştirecek, uygun irtifaya ve hıza eriştiğinde döner kanat modundan sabit kanat moduna geçecek ve yatay uçuşunu gerçekleştirecektir. Yatay uçuş modunda kanatlar ile taşıma elde edilecek; bu taşıma ile daha az güç tüketilerek daha yüksek hız ve daha fazla menzil elde edilecektir. Aracın sabit kanat

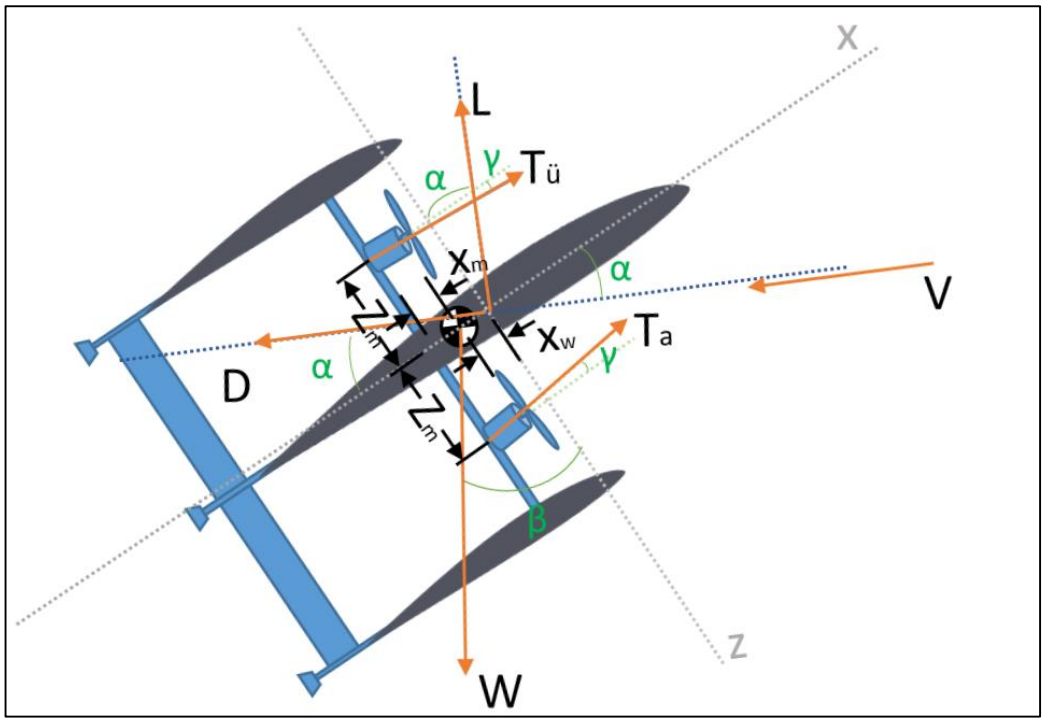
modundaki seyrinin ardında iniş noktasına varıldığında veya aracın havada asılı kalması istendiğinde araç sabit kanat modundan döner kanat moduna geçer. Döner kanat modunda olan araç istenen noktada asılı kalabilir veya istenen noktaya dikey olarak inişini gerçekleştirebilir.

4. AYRINTILI TASARIM

Bu çalışmada standart güç ve motor sistemleri kullanılmış, güç ve itki sistemine önemli bir katkı sağlanmamıştır. Bununla birlikte bu sistemlerin aerodinamik, yapısal, yazılımsal ve kontrol noktasında kullanımı ile ilgili önemli katkılar vardır. Dolayısıyla ayrıntılı tasarımın anlatıldığı bu bölümde bu hususlar detaylandırılmaktadır.

4.1. Aerodinamik Tasarım

Tasarlanan araca etki eden aerodinamik kuvvetler Şekil 4.1'de görülmektedir.



Şekil 4.1: Araca etki eden aerodinamik kuvvetler.

Şekil 4.1'de araca etki eden kuvvetlerin açıklamaları Tablo 4.1'de görülmektedir.

Tablo 4.1: Araca etki eden aerodinamik kuvvetlerin açıklamaları.

α:	İHA'nın hız vektörüne göre yaptığı açı (Hücum açısı)
β	İHA'nın çekül doğrultusuyla yaptığı açı
γ:	Motor açısı
L:	Taşıma (Lift)
D:	Sürükleme (Drag)
W:	Ağırlık
T_a:	Beher alt motor itkisi
$T_ü$:	Beher üst motor itkisi
X_m:	İtki–CG (ağırlık merkezi – *center of gravity*) arası x mesafesi
X_w:	Taşıma–CG arası x mesafesi
Z_m:	İtki–CG arası z mesafesi

Elde edilen kuvvet ve moment denklemleri Eşitlikler (4.1)'de görülmektedir.

$$\sum F_x = 2(T_ü + T_a)\cos\gamma - W\sin\beta + L\sin\alpha - D\cos\alpha = ma_x$$

$$\sum F_z = W\cos\beta - L\cos\alpha - D\sin\alpha + 2(T_ü - T_a)\sin\gamma = ma_z \qquad (4.1)$$

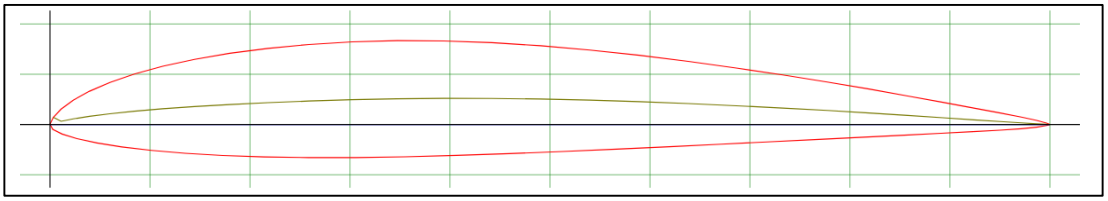
$$\sum M_y = 2(T_a - T_ü)\cos\gamma Z_m + 2(T_ü - T_a)\sin\gamma X_m + L\cos\alpha X_w + D\sin\alpha X_w + M = I\ddot{\theta}_y$$

Tablo 4.2'de TriPlane aracına ait tasarım parametreleri görülmektedir.

Tablo 4.2: Aerodinamik tasarım parametreleri öngörüleri.

Parametre	**Değer**
Hız	Belirlenecek *m/s*
Havada kalma süresi	Belirlenecek
Uçak toplam kütle	1,7 *kg*
Kanat profili	MH120
Kanat açıklığı	0,8 *m*
Küçük kanat alanı	0,120 m^2
Büyük kanat alanı	0,256 m^2
Toplam kanat alanı	0,496 m^2
Küçük veter	0,15 *m*
Büyük veter	0,32 *m*
C_L	0,45
C_D	0,01+0,04
Pervane	Belirlenecek

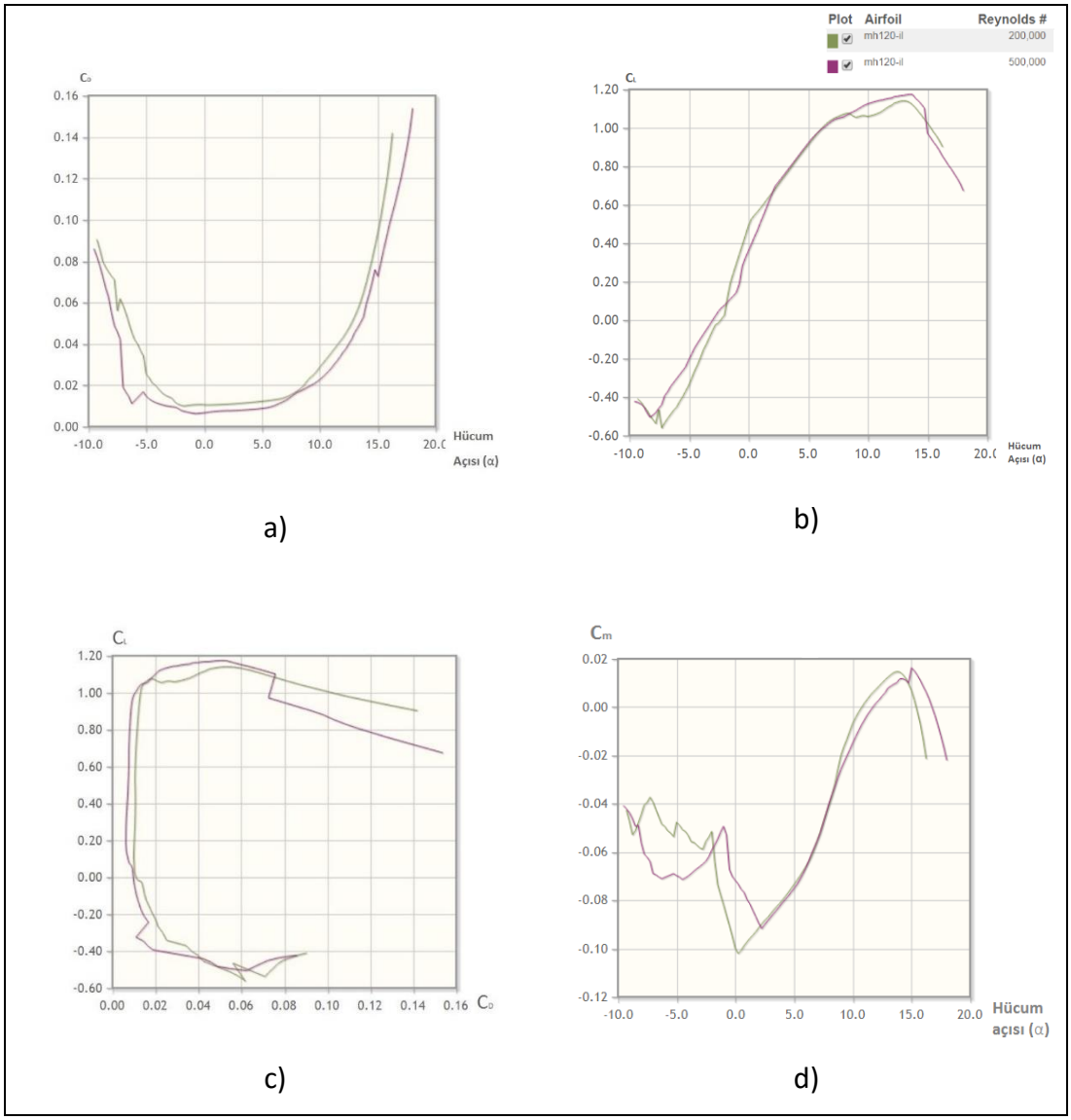
Aracın boş ağırlığının 2 *kg*'dan az olması istenmektedir. Uygun motor ve pervane kombinasyonu ile 6 *kg* kalkış ağırlığına kadar desteklemesi öngörülmüştür. Bu doğrultuda, sabit kanat modunda yeterli taşımayı sağlayacak kanat profili seçimi yapılmıştır. Kanat profili seçiminde taşıma katsayısı C_L değeri yüksek, sürükleme katsayısı C_D değeri düşük profil seçilmek istenmiştir. Bunu yaparken de ana taşıyıcı kanadın içindeki bölmenin hacmini kısıtlamamak için ince profil seçiminden uzak durulmuştur. Ayrıca imalat açısından firar kenarının çok ince olmaması istenmiştir. Bu kriterler göz önüne alınarak çok miktarda profil arasından Şekil 4.2'de görülen Martin Hepperle MH 120-il kanat profili seçilmiştir.



Şekil 4.2: Martin Hepperle MH120-il kanat profili.

Martin Hepperle MH 120 profili %34,7 veterde %11,57, %44,2 veterde %2,2 kamburluk oranına sahiptir.

Şekil 4.3'te α hücum açısı olmak üzere Şekil 4.3.a ve Şekil 4.3.b'de Reynolds sayısının 200.000 ve 500.000 değerlerine karşılık MH120 kanat profilinin $C_D - \alpha$ grafiği ve $C_L - \alpha$ grafiği sırası ile gösterilmiştir. $C_D - \alpha$ grafiği üzerinde minimum sürüklemenin olduğu C_D değeri seçilmiş olup, bu değere karşılık 0° hücum açısı görülmektedir. Bu grafikler deneysel verilerle elde edilmiştir [Web 36, 2018].



Şekil 4.3: MH 120 Kanat profili a) $C_D - \alpha$, b) $C_L - \alpha$, c) $C_L - C_D$, d) $C_M - \alpha$.

Şekil 4.3.a'da taşıma katsayısı, sürükleme katsayısı düşük olacak şekilde bunun yanında taşımanın yüksek olduğu fakat riskli bölge olan 1 değerinden kaçınarak maksimum 0,8 seçilmiştir. Bununla birlikte en uygun sürükleme katsayısı için 0° hücum açısı seçilmiş, yatay uçuş buna göre optimize edilmiştir. Bu değere karşılık gelen kanat sürükleme katsayısı yaklaşık 0,01 olsa da bütün platformun sürüklemesi elbette ki çok daha fazladır. Şekil 4.3.b'de seçilen 0,45 taşıma katsayısına karşılık yaklaşık 0° hücum açısı bulunmaktadır.

Eşitlik (4.2)'de taşıma görülmektedir. Bu eşitlikte C_L taşıma katsayısı, ρ yoğunluk, V uçuş hızı ve S kanat yüzey alanını ifade etmektedir.

$$\begin{gathered} L = \tfrac{1}{2}\,\rho\, V^2\, S\, C_L \\ (1,7)\,(9,81) = \tfrac{1}{2}\,(1,1)\; V^2\,(0,5)\,(0,45) \\ V \cong 11,5\, m/s \end{gathered} \tag{4.2}$$

Sürükleme hesabı sırasında kanatların sürüklemesinin yanında çerçevenin, iniş takımının ve dikey stabilizenin de sürükleme etkisi bulunmaktadır. Eşitlik (4.3)'te sürükleme hesabı bulunmakta olup, C_D sürükleme katsayısı parametresi Şekil 4.3.a'da verilmiş olup, profil ile ilgili sürükleme değerine ilaveten diğer bileşenlerin de sürükleme etkisi ile toplam yaklaşık 0,05 olarak tahmin edilmektedir. Tüm yapının tahmini sürükleme değeri Eşitlik (4.3)'te 1,8 *N* olarak hesaplanmıştır.

$$\begin{gathered} D = \tfrac{1}{2}\,\rho\, V^2\, S\, C_D \\ D = \tfrac{1}{2}\,(1,1)\,(11,5)^2\,(0,5)\,(0,05) \\ D \cong 1,8\, N \end{gathered} \tag{4.3}$$

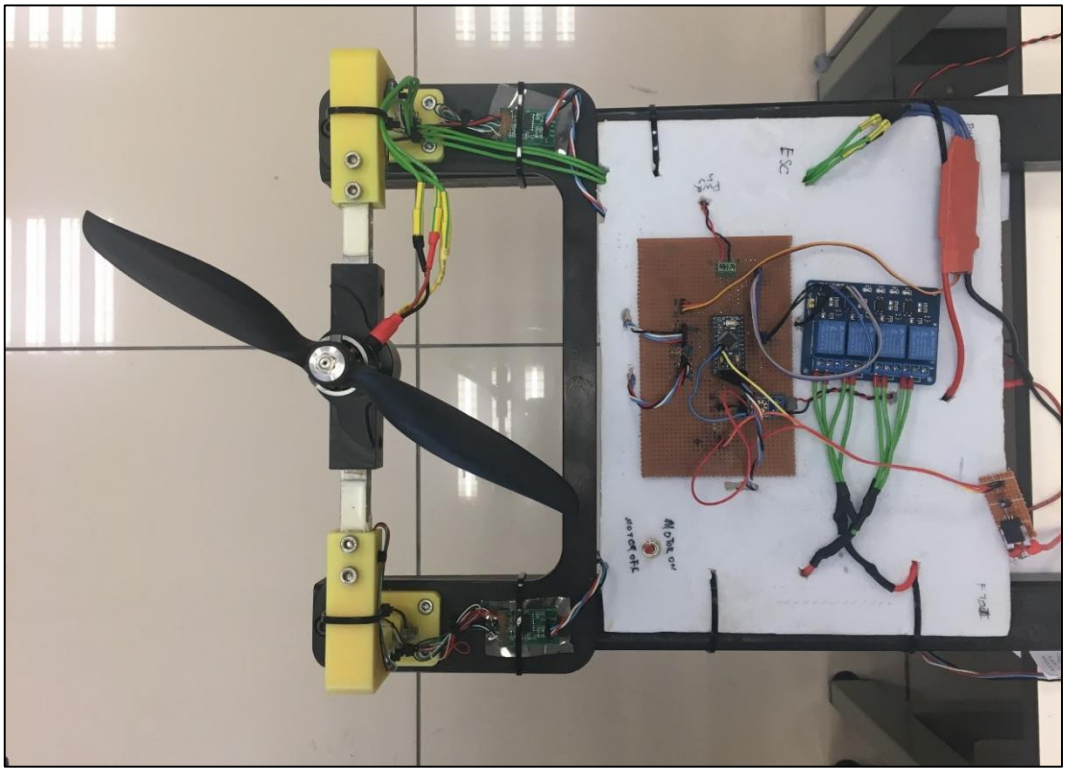
Sabit kanadın sürüklemesi döner kanada göre daha az, taşıması ise daha fazladır. Bu sebeple kayıpların daha az olduğu sabit kanatlı araçların havada kalma süresi döner kanatlı araçlara göre daha fazladır.

Bu aerodinamik parametreler doğrultusunda geometrik tasarım gerçekleştirilmiş, buna uygun kanat içi yerleşim planı ve yapısal tasarım geliştirilmiştir.

4.2. Güç hesabı

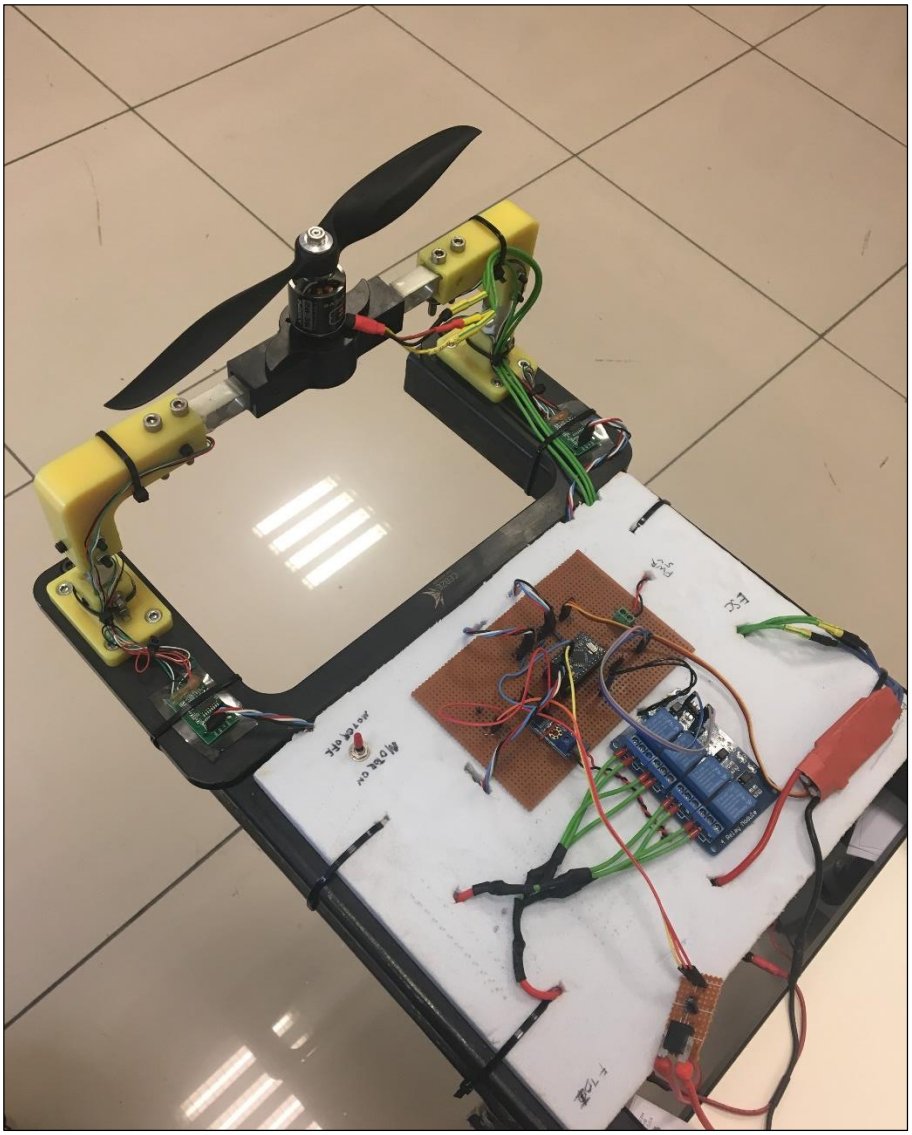
Güç hesabı yapılırken öncelikle batarya seçimi gerçekleştirilmektedir. Batarya aracın orta kanadına yerleştirileceği için bunun boyut olarak küçük, ağırlığı fazla arttırmaması için ise az hücreli bir batarya olması istenmektedir. Tüm bunların yanında gerekli güç yoğunluğunu da sağlayacak bir batarya seçilmelidir. MotoCalc yazılımında sistem için yeterli olacak en uygun batarya 3S LiPo olarak önerilmektedir.

MotoCalc yazılımından alınan öneriler doğrultusunda, araçta kullanılacak motor 2826S ve pervane 9X4.7 olarak seçilmiştir. Bu motor ve pervane Şekil 4.4'te görülmekte olan test istasyonunda 3S LiPo batarya ile çalıştırılmıştır [Balcı, 2018].



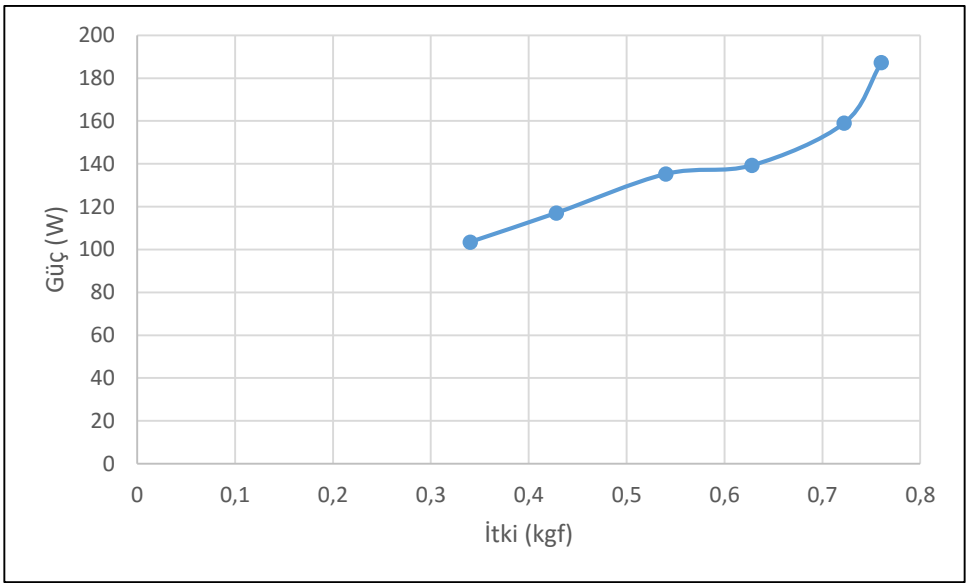
Şekil 4.4: Motor test istasyonu.

Test istasyonunun yandan görünümü Şekil 4.5’te görülmektedir.



Şekil 4.5: Motor test istasyonu yandan görünümü.

Test istasyonundan elde edilen motor, pervane güç-itki testleri sonuçları yardımıyla çizilen güç-itki grafiği Şekil 4.6'da görülmektedir.



Şekil 4.6: Motor, pervane güç-itki testi sonuçları.

TriPlane 1,7 *kg* olup, aracı yerden kaldırmak için her bir motorun 0,425 *kg* itki sağlaması gerekmektedir. Test istasyonundan elde edilen verilere göre, motor-pervanenin her bir gaz ayarına karşılık itki ve güç değerleri Tablo 4.3'te görülmektedir. Bu verilere göre, motor başına gerekli itki, gaz ayarı %60 iken sağlanmaktadır. Bu itkide her bir motor 10,7 *A* akım çekmekte ve her bir motorun gücü 117 *W*'tır.

Tablo 4.3: Gaz ayarına karşılık gelen itki-güç değerleri.

Gaz Ayarı *(%)*	İtki *(kgf)*	Güç *(W)*
50	0,34	103
60	0,42	117
70	0,54	135
80	0,62	139
90	0,72	159
100	0,76	187

$$VTOL\ Uçuş\ Süresi = (Batarya\,Kapasitesi)(Batarya\,Deşarj)\ /\ (Ortalama\,Akım) \tag{4.4}$$

$$\begin{aligned} VTOL\ Uçuş\ Süresi &= (2200\ /\ 1000)(0,85)\ /\ ((4)(10,7)) \\ VTOL\ Uçuş\ Süresi &= 0,044\,sa = 2,6dk \end{aligned} \tag{4.5}$$

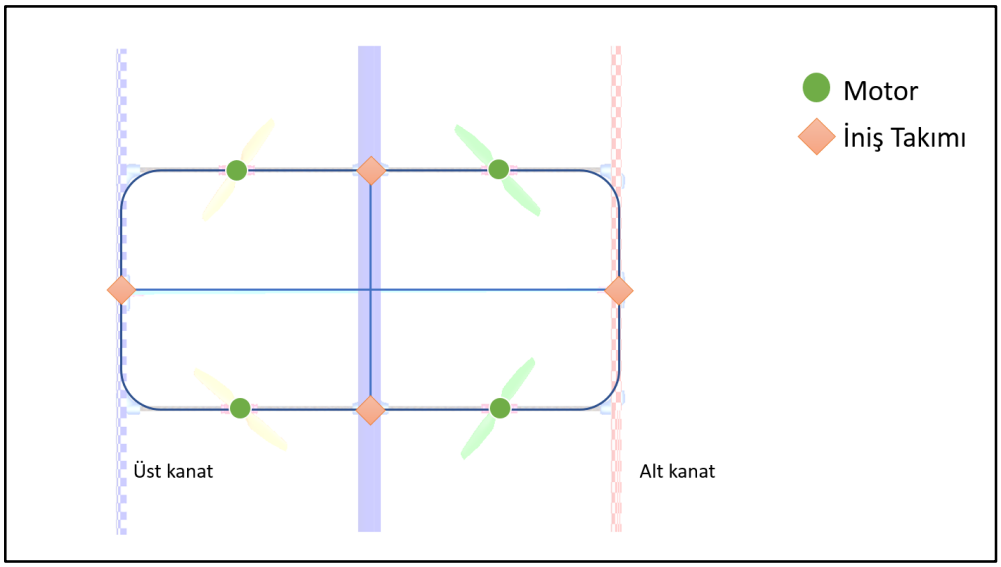
Araç döner kanat modunda 2,6 *dk* havada kalabilmektedir. Sabit kanat modunda MotoCalc ile yapılan analiz sonucunda uçağın optimum hızı %50 gaz ayarı ile 11,5 *m/s*, havada kalma süresi ise yaklaşık 18 *dk* olarak belirlenmiştir. Burada, sürüklemeyi belirlemek için kapsamlı bir çalışma yapılmadığından dolayı bu hesabın çok hassas bir sonuç oluşturmayacağı düşünülmektedir.

Görüldüğü gibi sabit kanatlı araçların havada kalma süresi döner kanatlı araçlar ile kıyaslandığında çok daha fazladır. Bunun sebebi enerji tüketimini direkt etkileyen sürüklemenin ve gaz ayarının döner kanatlı araçlarda daha fazla olmasıdır. Bu nedenle sabit kanat modu ve döner kanat modu olmak üzere iki farklı uçuş modu bulunan TriPlane; döner kanat modunu sadece kalkış, iniş ve havada asılı kalma gereken durumlarda kullanırken, uçuşunu sabit kanat modunda sürdürmektedir. Yukarıdaki hesaba göre, tipik bir uçuş 0,6 *dk* iniş ve kalkış için VTOL modunda harcanırsa yatay uçuş yaklaşık 15 *dk* sürebilmektedir.

4.3. Yapısal Tasarım

Tasarlanan aracın elektronik ekipmanının orta kanadın ortasında kalan bir bölmenin içine yerleştirilmesi planlanmıştır. Yeterli hacim oluşturulması için uygun veter uzunluğu seçilmiştir (32 *cm*). Bu seçimle birlikte ana kanat tasarımı ortaya çıkmıştır. Aynı kanat profili kullanılarak yardımcı kanatlar tasarlanmıştır. Yardımcı kanatların boyutu ve konumu, döner kanatların, sabit kanatların arasında emniyetli bir bölmede kalması için gerekli olan minimum veter uzunluğu (15 *cm*) ve döner kanatların sabit kanatlar üzerindeki aerodinamiğe olumsuz etkimeyeceği yeterli bir mesafe ile belirlenmiştir.

Bütün kanatları birbirine bağlayan çerçeve aerodinamik yüklerle oluşabilecek esnemeleri karşılayacak yapıda olmalıdır. Bunun için Şekil 4.7'deki çerçeve yapısı uygun görülmüştür.

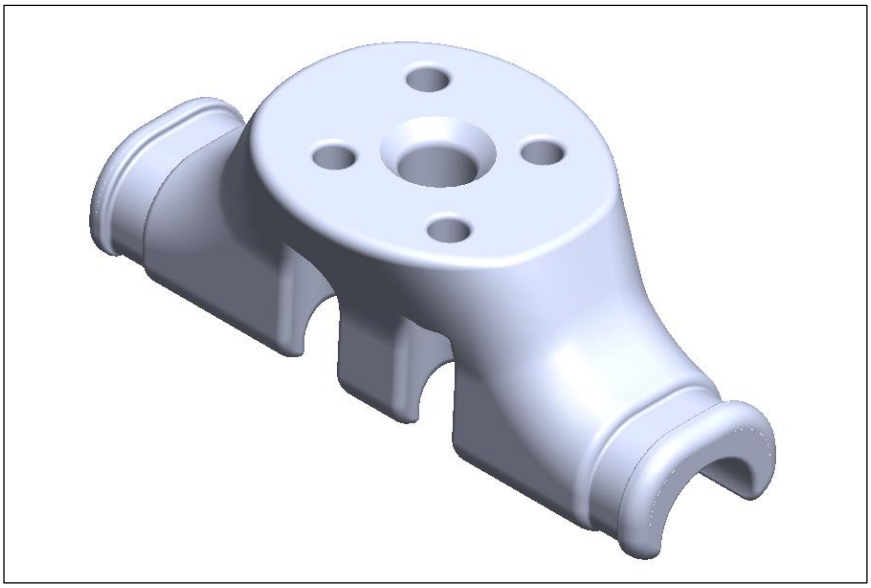


Şekil 4.7: Araç çerçevesi, VTOL üstten görünümü.

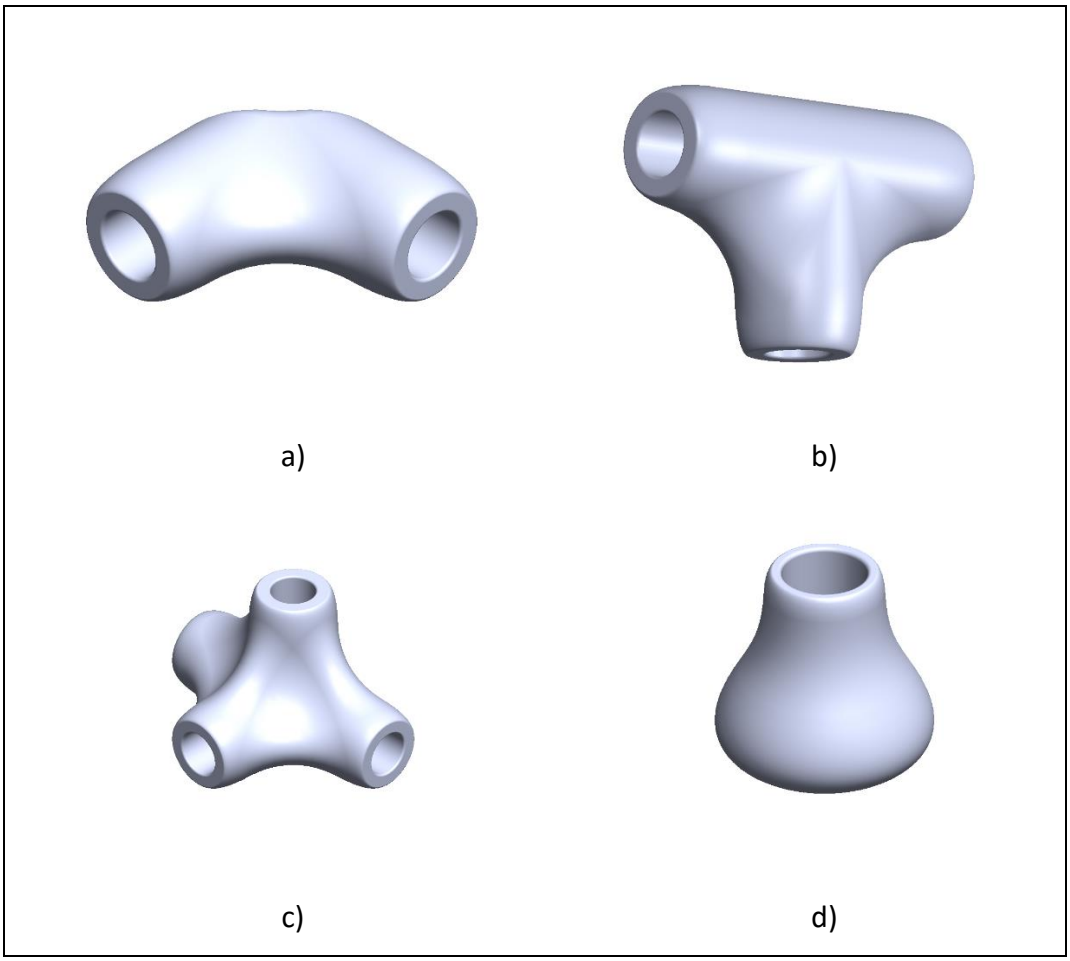
Araç tasarımında hafiflik önemli bir kriter olduğu için çerçevenin içi boş karbon borulardan imal edilmesi, bağlantı noktalarının da içi boşaltılmış 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış özel bağlantı elemanları kullanılması planlanmıştır. Karbon boruların dış çapları pervane hava akımını bozmamak için küçük seçilmiştir (10 *mm*).

Araçta motorlar araca Şekil 4.8'de görülen motor bağlantı parçası ile sabitlenmiştir. Bu parça sayesinde istenildiği durumda motorlar araçtan kolayca sökülüp, araca kolayca takılması amaçlanmıştır.

Şekil 4.9'da, 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış çerçeve bağlantı ve iniş takımı elemanları görülmektedir.

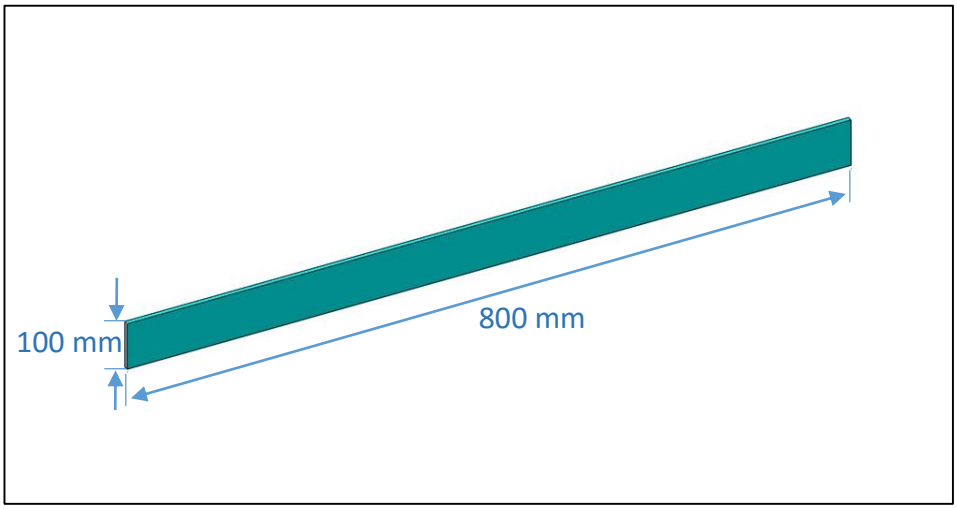


Şekil 4.8: 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış motor bağlantı elemanı.



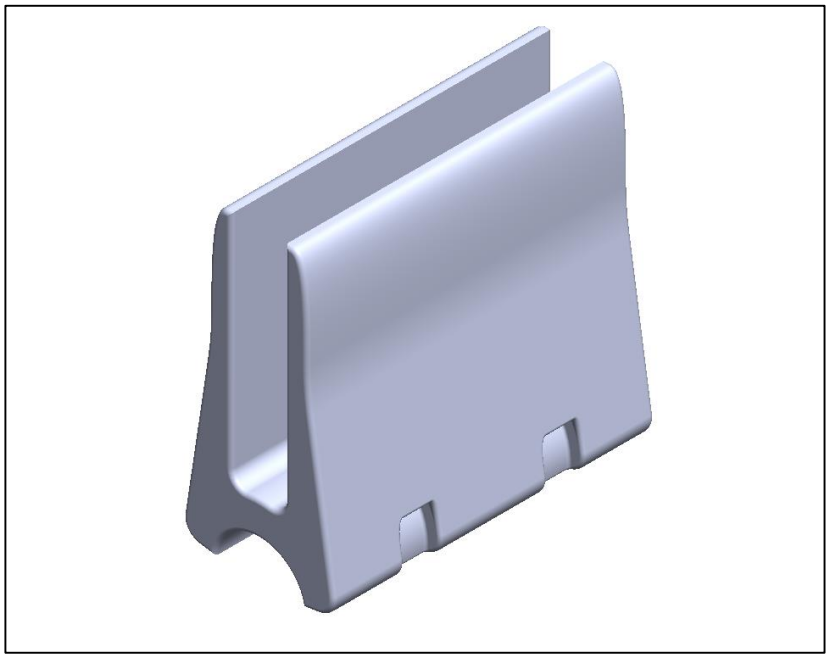
Şekil 4.9: 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış bağlantı ve iniş takımı elemanları,
a) çerçeve köşeleri bağlantı elemanı, b-c) iniş takımı ve çerçeve bağlantı elemanı,
d) iniş takımı elemanı.

Şekil 4.10'da görülen dikey stabilize, düz levha profilinde, 800 x 100 x 5 *mm* boyutlarında deprondan üretilmiş ve ısı ile yapışan kaplama malzemesi ile kaplanmıştır.



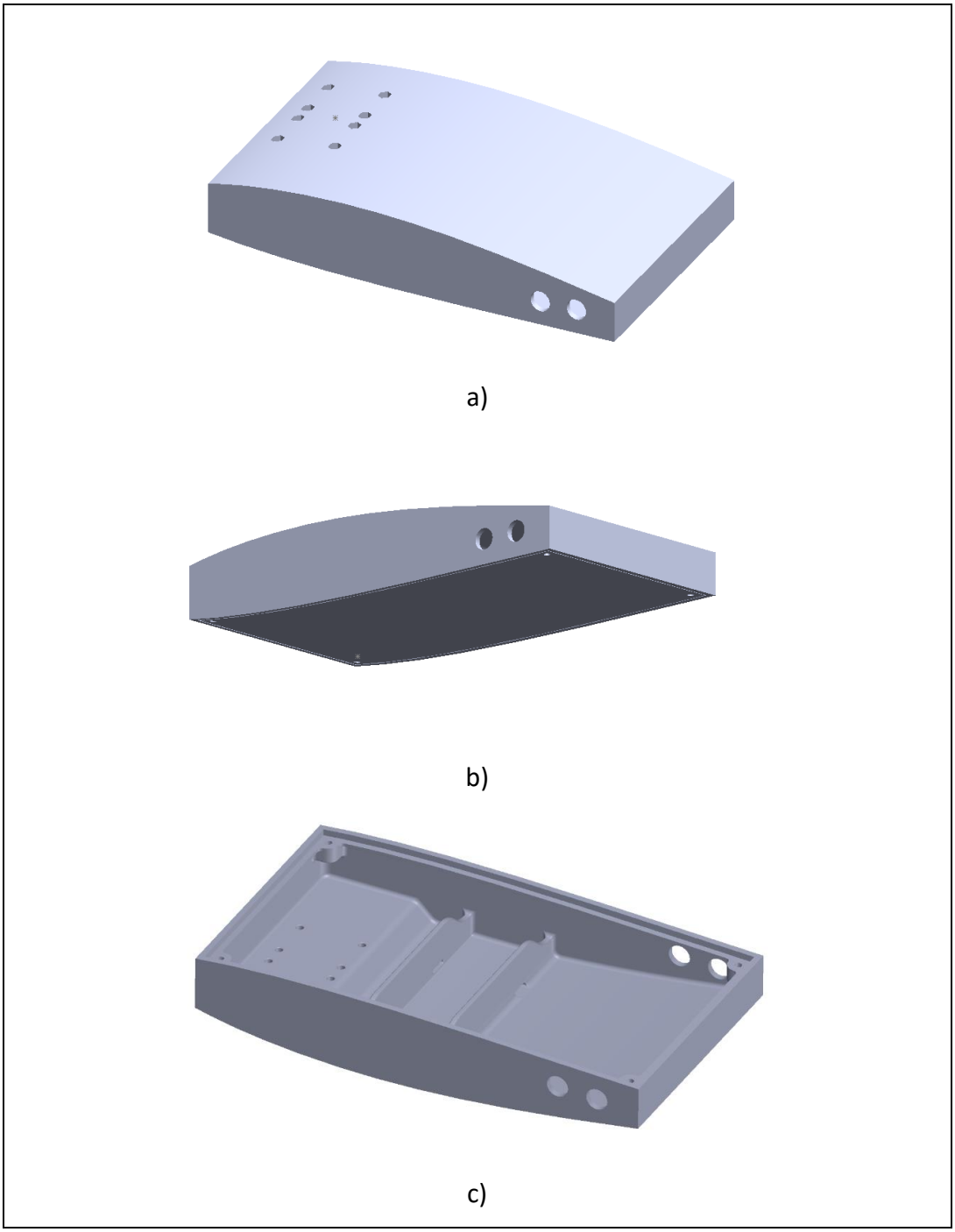
Şekil 4.10: Dikey stabilize parçası.

Bu dikey stabilizatörü araca bağlayan parça Şekil 4.11'de görülmektedir.



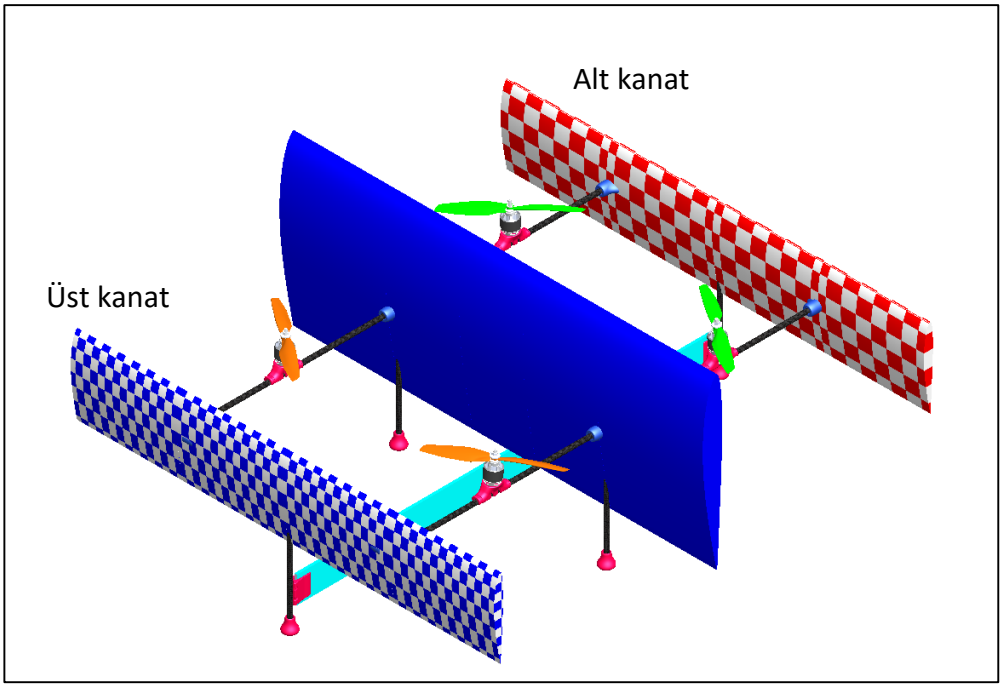
Şekil 4.11: 3 boyutlu yazıcıdan çıkarılmış dikey stabilizatör-iniş takımı bağlantı elemanı.

Araç üzerinde bulunan elektronik donanımlar orta kanat içine yerleştirilecek şekilde 3 boyutlu yazıcı ile imal edilmiş Şekil 4.12'de görülen kısmen kanat şeklinde bir kompartıman içine yerleştirilmiştir. Hücum ve firar kenarları XPS ile doldurulmuş ve tam kanat formu elde edilmiştir.



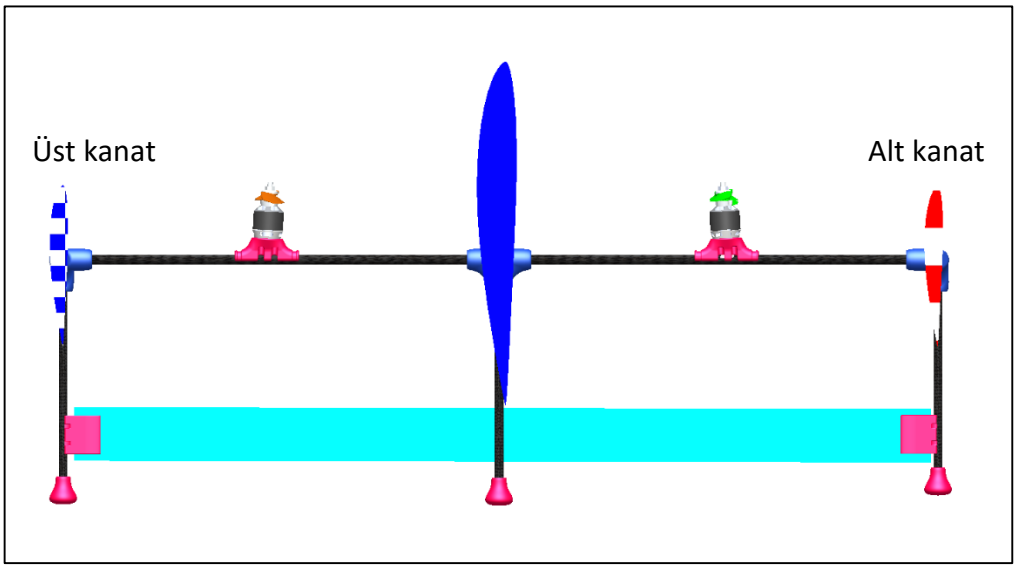
Şekil 4.12: 3 boyutlu yazıcıdan imal edilmiş orta kanat içi kompartman parçası
a) parçanın izometrik üstten görünümü, b) parçanın izometrik alttan görünümü,
c) parçanın içyapısı.

TriPlane aracın CAD (*Computer Aided Design* - Bilgisayar Destekli Tasarım) ortamında çizimi yapılmıştır. Aracın izometrik görünümü Şekil 4.13'te görülmektedir.



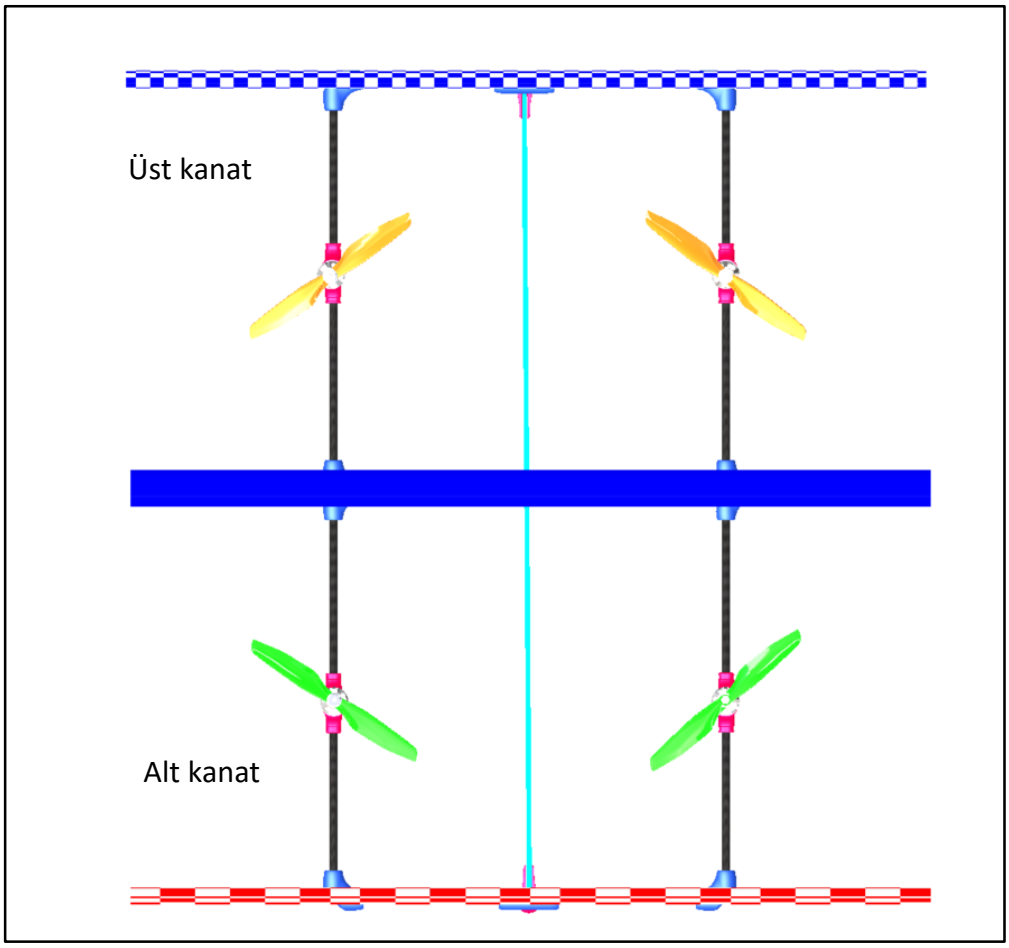
Şekil 4.13: TriPlane aracının CAD ortamında izometrik görünümü.

Aracın yandan görünümü Şekil 4.14'te görülmektedir.



Şekil 4.14: TriPlane aracının CAD ortamından yandan görünümü.

Aracın üstten görünümü Şekil 4.15'te görülmektedir.

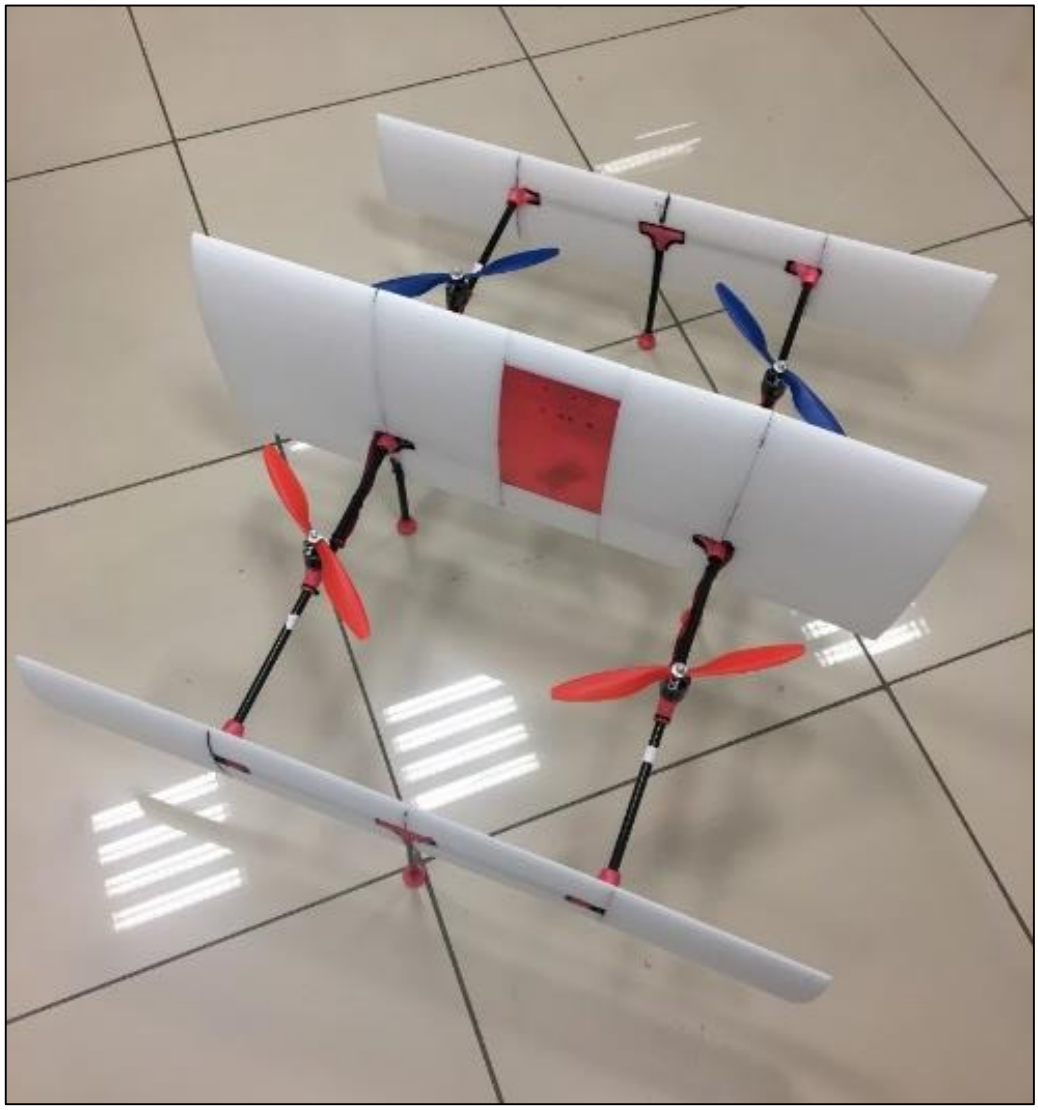


Şekil 4.15: TriPlane aracının CAD ortamından üstten görünümü.

TriPlane imalatı sırasında kanatlarda yoğunluğu fazla olan XPS (Ekstrude Polistren) dolgu malzemesi kullanılmış, çizilen kanat profili tel kesim tezgahı ile kesilmiştir. Araçta çerçeve olarak karbon borular kullanılmış, bu borular mukavemeti arttırmış ve kanatlar arası bağlantıları sağlamıştır. Kullanılan karbon borular ağırlık ve sürükleme kriterleri sebebiyle 10 *mm* çapında seçilmiştir. Çerçeve olarak kullanılacak karbon çubukların bağlantı elemanları CAD ortamında çizilmiş ve 3 boyutlu yazıcıda imal edilmiştir. Bu çubuklar ayrıca iniş takımının bir kısmını oluşturmakta ve çubuk bağlantı elemanı ve iniş takımı-gövde bağlantısı da 3 boyutlu yazıcıda imal edilmiştir. Bunların yanında, tüm elektronik sistemler orta kanatta bulunan 3 boyutlu yazıcıda imal edilmiş kompartıman içine yerleştirilmiştir. Motor-ESC bağlantısını sağlayan kablolar ise kanadın içinden geçirilmiştir. Bu sayede elektronik elemanların tümü

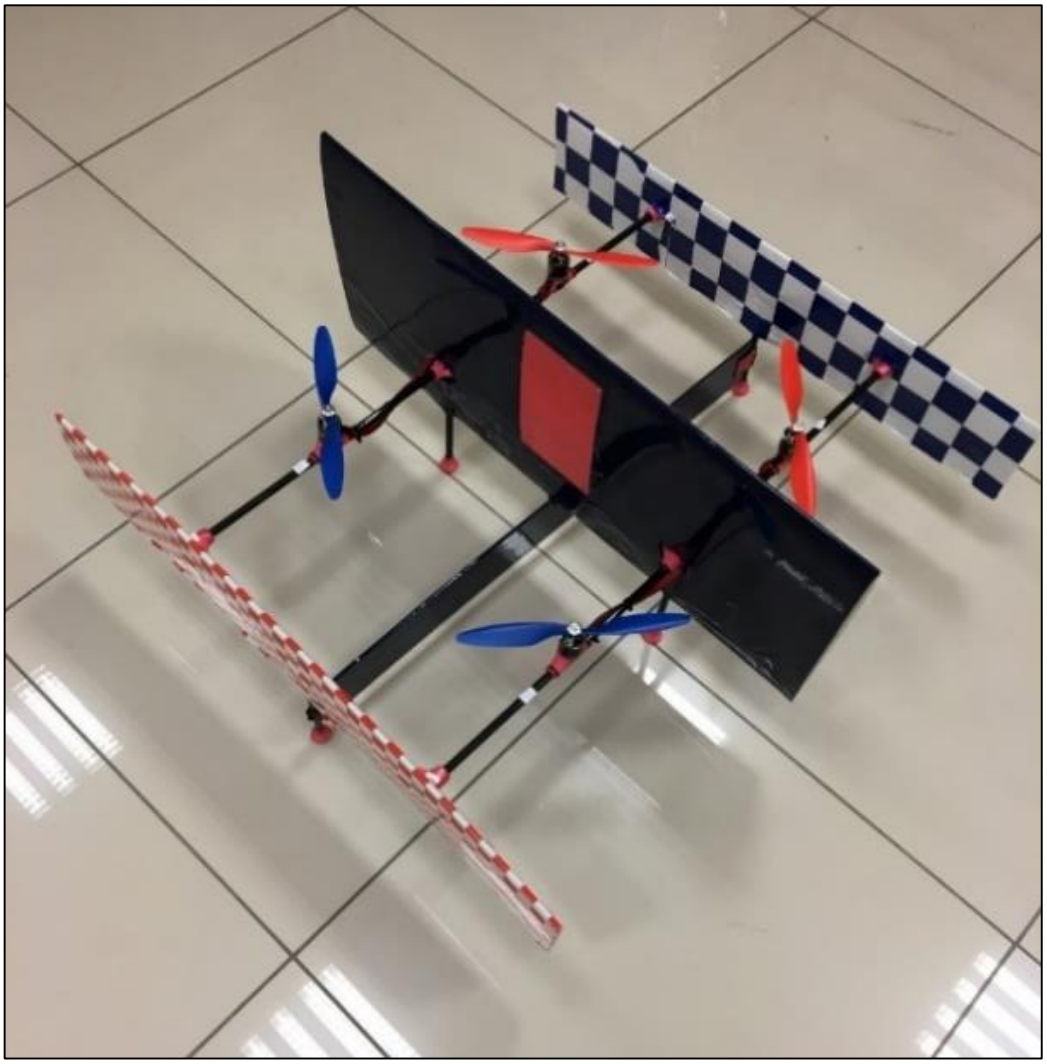
kanadın içine yerleştirilmiş ve bu elemanlardan kaynaklanacak sürükleme engellenmiştir. Bu parça ağırlık merkezinde bulunmakta olup, en ağır parça olan bataryayı ağırlık merkezini bozmayacak şekilde taşımaktadır.

Aracın tasarımı ve imalatı sırasında Şekil 4.16'da görülen çeşitli malzemeler kullanılmıştır.



Şekil 4.16: TriPlane aracının montaj sonrası, kaplama öncesi, dikey stabilizesiz görüntüsü.

Araca deprondan oluşan dikey stabilize eklenmiştir. Araç, montajının tamamlanmasının ardından kanat ve dikey stabilize yüzeyindeki sürüklemeyi azaltmak, bunun yanında mukavemeti arttırmak için Şekil 4.17'de görüldüğü gibi ısı ile yapışan kaplama malzemesi ile kaplanmıştır.



Şekil 4.17: TriPlane aracının son hali.

Aracın kanatları ve dikey stabilize aracı daha kararlı bir hale getirmektedir. Aracın motorları karbon borulara Şekil 4.18'deki gibi 3 boyutlu yazıcıda imal edilmiş motor bağlantısı ile sabitlenmiştir.

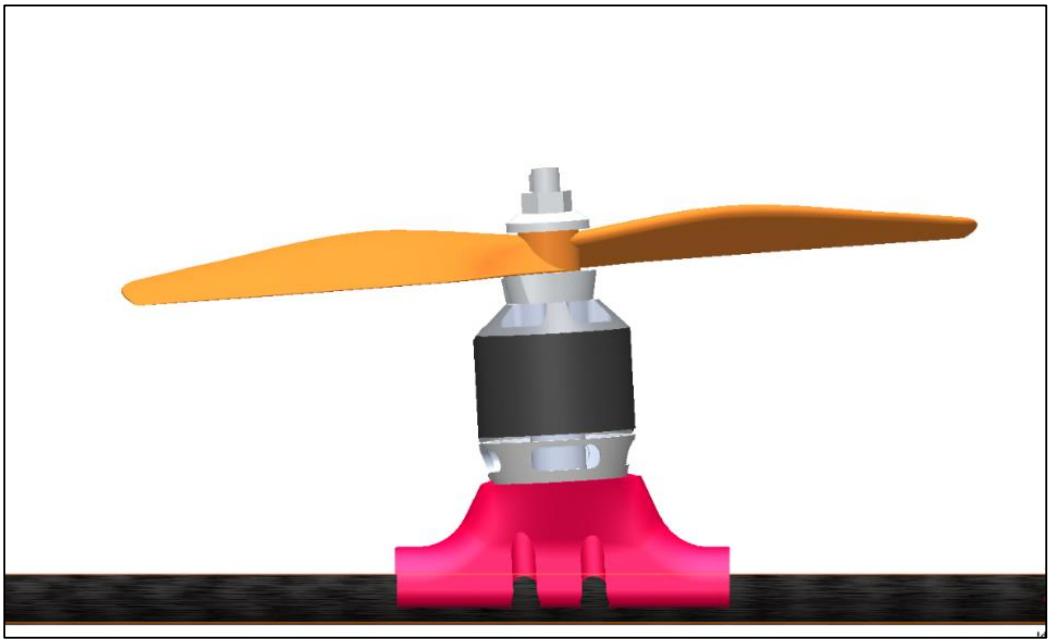
Şekil 4.18: Motor bağlantı parçası.

TriPlane uçağının en önemli özellikleri sabit kanat ve döner kanat arasındaki mod geçişlerini hareketli yüzey kullanmadan gerçekleştirebilmesi ve yaw, pitch ve roll eksenlerinde gerekli olan hareketleri motor açısı sayesinde etkin bir şekilde sağlayabilmesidir.

Döner kanatlı araçlar havada asılı kalma *(hover)* modunda iken devir farklılığından açısal moment yaratarak tono yapmaktadırlar. Bu araçta da havada asılı kalma sırasında aerodinamik yüzeyler üzerinde kuvvet olmadığından tono hareketi için devir farkı kullanılmaktadır. Sabit kanatlı uçaklarda ise tono hareketi kontrol yüzeyi olan kanatçık *(aileron)* ile gerçekleştirilir. Kontrol yüzeyi bulunmayan bu tasarımda sabit kanat modunda tono hareketi sadece motor devir farkı ile gerçekleştirilmeye çalışıldığında, üzerinden hava akmakta olan sabit kanatlar, oluşan

bu küçük moment farkını bir bozuntu gibi ortadan kaldırmaktadır. Buna çözüm olarak Şekil 4.19'da görülen 3°'lik motor oturma açıları kullanılması uygun görülmüştür.

Motorlara açı verme döner kanatlı araçlarda kullanılan bir yöntemdir ancak döner kanatlı araçlarda açı x ve y düzleminde motorlar birbirine ve içe bakacak şekilde verilebilir. Bu açı manevra kabiliyetini arttırırken az bir miktar enerji kaybına da sebep olur.



Şekil 4.19: Motor açısının CAD ortamında çizimi.

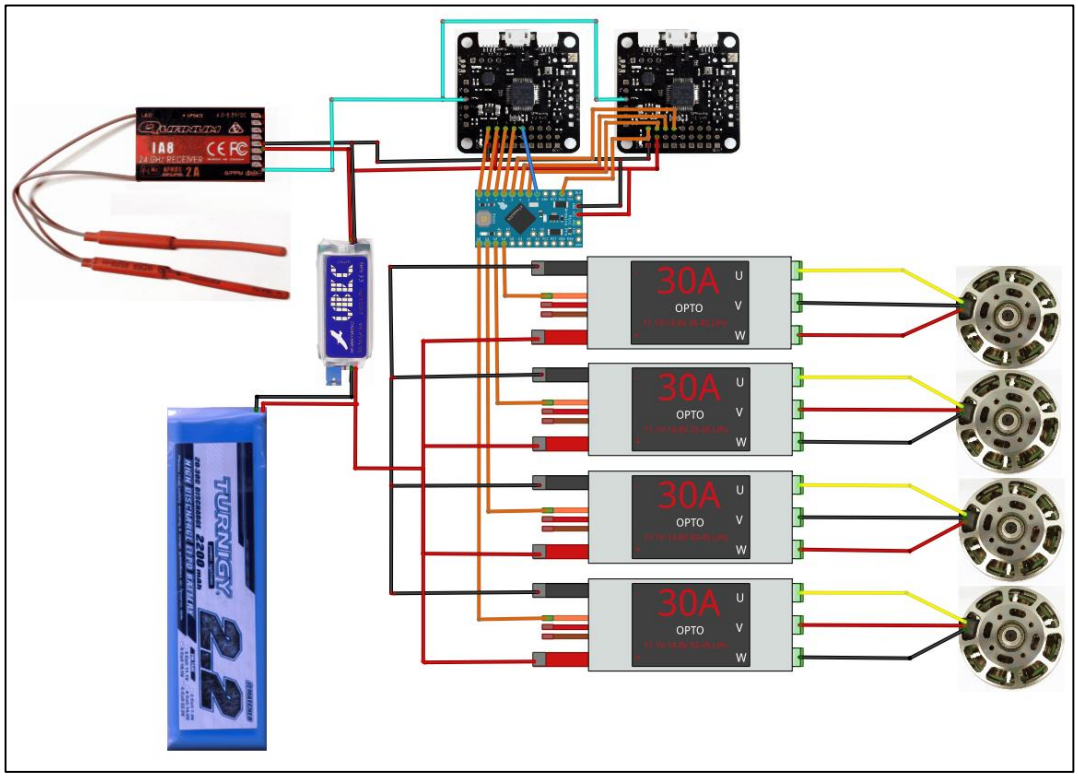
Döner kanatlı araçlardan farklı olarak bu araçta motor açısı sadece tek bir eksende verilmiştir. Bu açı yardımıyla sabit kanat modunda, yatay uçuş sırasında araca daha az açısal moment ile tono yapma yeteneği kazandırılmıştır. İki eksende verilecek açılar enerji kaybını arttıracağı için tek bir yönde açı verilmiştir.

4.4. Elektronik ve Yazılım

Bu kısım aracın elektronik bağlantılarının ve araçta kullanılan yazılımların açıklandığı iki bölümden oluşmaktadır.

4.4.1. Elektronik Bağlantı

Uçuş sisteminin elektronik bağlantı şeması Şekil 4.20'de görülmektedir. Sistem 2 uçuş kontrol kartı, 1 ekstra mikroişlemci, 4 ESC-Motor, 1 BEC, 1 alıcı ve 1 LiPo bataryadan oluşmaktadır.

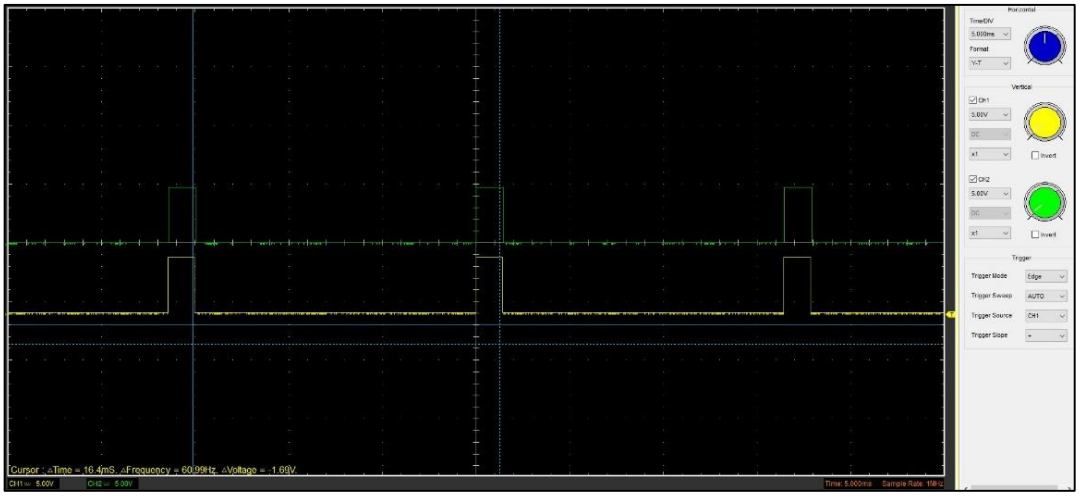


Şekil 4.20: Elektronik bağlantı şeması.

Alıcı, alınan tüm sinyalleri bir iletim protokolü olan PPM (darbe pozisyon modülasyonu-*Pulse Position Modulation*) ile 2 uçuş kontrol kartına aynı anda beslenmektedir. Bu kartlardan biri sürekli olarak sabit kanat modunda, diğeri ise döner kanat modunda çalışmaktadır. İki kart üst üste monte edilmiş, her iki kartın da uçuş ekseni kendi uçuş moduna göre ayarlanmıştır. İki uçuş kontrol kartı kullanmak yedekleme açısından aracın güvenliğini arttırmaktadır. Sabit kanadın arızalandığı bir durum yaşanırsa araç döner kanat moduna geçerek uçuşunu ve inişini gerçekleştirebilir. Bu sinyaller sabit kanat modunda çalışan ve döner kanat modunda çalışan uçuş kontrol kartları tarafından işlenerek, anahtarlayıcı görev alan mikroişlemciye gönderilir. Sinyaller arasında bulunan sabit kanat, döner kanat mod

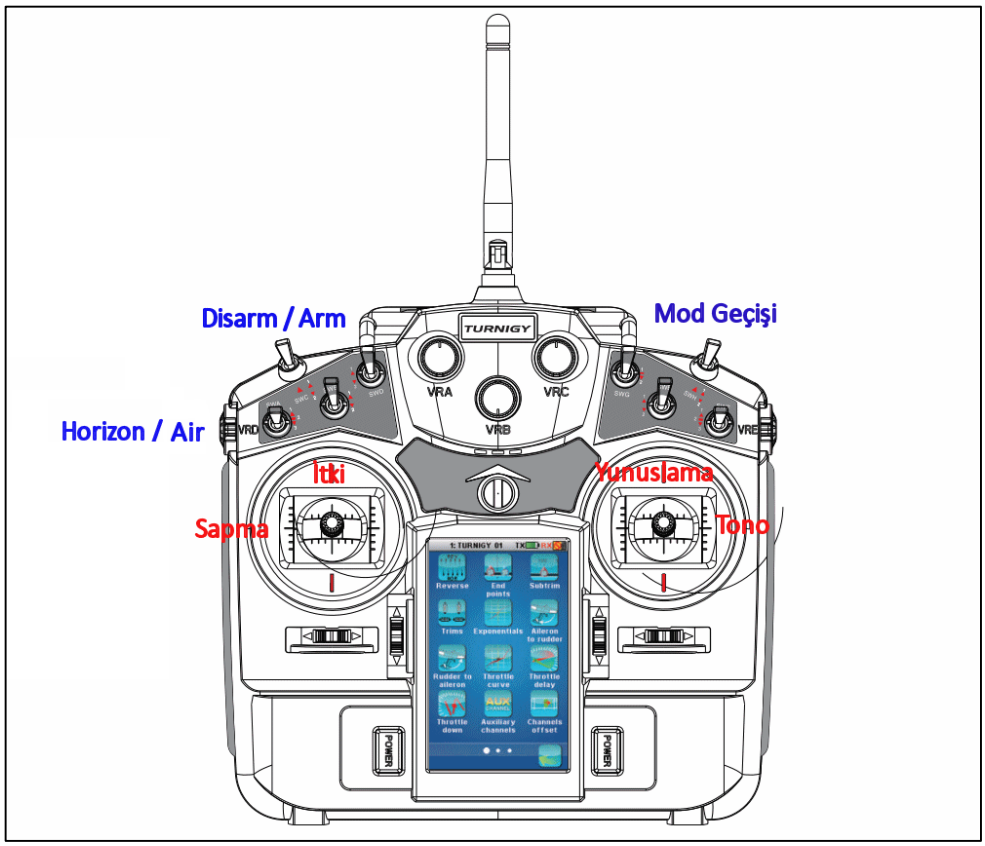
değişim kanalı da uçuş kontrol kartlarının biri tarafından mikroişlemciye gönderilir. Mod değişimini takip eden mikroişlemci, kumanda ile seçilen moda ait uçuş kontrol kartı verilerini ESC'lere iletmektedir. Her bir ESC mikroişlemciden aldığı sinyaller ile motorları kontrol etmektedir. Kullanılan motorlar 3S-4S LiPo ile çalıştığından direkt bataryaya bağlanırken, 5 *V* ile çalışan alıcı, uçuş kontrol kartları ve mikroişlemci 5 *V* çıkışı veren BEC'e bağlanmaktadır.

Sabit kanat ve döner kanat uçuş modları arasındaki geçişler mikroişlemci ile sağlanmıştır ve mod geçişi kumanda aracılığıyla yapılmaktadır. Alıcı sinyali PPM ile mikroişlemciye göndermektedir. Mikroişlemciye gelen sinyal ile motora iletilen sinyal arasında gecikmenin olup olmadığını gözlemlemek için, mikroişlemciye giren sinyal ve mikroişlemciden çıkan sinyal Şekil 4.21'de görüldüğü gibi incelenmiştir. İnceleme sonucunda yaşanan gecikmenin sistemi etkilemeyecek kadar küçük olduğu ve mod geçişlerinde geçişlerde atlamanın olmadığı sonucuna varılmıştır.



Şekil 4.21: Mikroişlemciye gelen ve giden sinyaller.

Şekil 4.22'de kumanda kontrolleri görülmektedir. Bir İHA kontrolünde minimum kanal sayısı yunuslama, tono, sapma ve itkiyi kontrol edecek 4 kanal olmalıdır. Bu kanallara ilaveten sabit kanat ve döner kanat modları arasında geçiş yapmayı sağlayan mod geçişi, aracın arm/disarm kontrolünü sağlayan bir kanal ve uçuş sırasında seçilmiş sabit kanat ve döner kanat modları içerisine de uçuş modları tanımlanmıştır. Horizon ve Air olarak seçilen uçuş modları, uçuş kontrol kartı denetiminde pilotun işini kolaylaştırmaktadır.

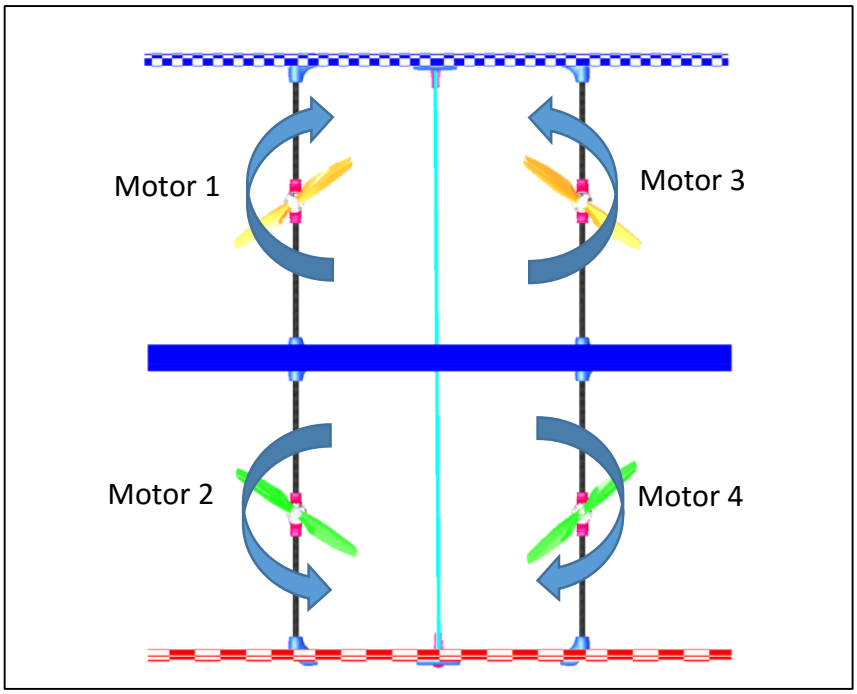


Şekil 4.22: Kumanda kontrolleri.

4.4.2. Yazılım

Bu çalışmada sabit kanat ve döner kanat modları için uçuş kontrol kartlarında kullanılacak yazılımlar için açık kaynak kodlu iNav kullanılmıştır. iNav seçiminin nedeni bu çalışmada kullanabileceğimiz birçok fonksiyonu içermesi, açık kaynak kodlu olması ve CLI *(Command Line Interface)* ile istenen özelliklerin kolayca programlanabilmesi olmuştur.

Sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA olmak üzere iki modu bulunan araç için iNav yazılımında halihazırda mevcut olan Quad-X yani 4 rotorlu X konfigürasyonlu araç, döner kanatlı İHA modu için seçilmiştir. Sabit kanatlı İHA modu için 4 rotorlu bir araç bulunmamaktadır. iNav yazılımında sabit kanatlı 4 rotorlu bir araç konfigürasyonu, CLI kodları ile oluşturulmuştur. Araç sabit kanat modunda iken Şekil 4.23'te görüldüğü gibi motor 1 ve motor 4 saat yönünde (CW), motor 2 ve motor 3 ise saat yönünün tersine (CCW) dönmektedir.



Şekil 4.23: Sabit kanat modunda motor dönüş yönleri.

CLI kodları oluşturulurken, CUSTOM yani özel motor konfigürasyonu seçilir. Şekil 4.23'te 1, 2, 3 ve 4 olarak numaralandırılmış motorlar, CLI kodlarında sırasıyla 0, 1, 2 ve 3 olarak numaralandırılmıştır. Gaz ayarı *(throttle)* her bir motor için gelen değer kadar etki edecek şekilde seçilmiştir.

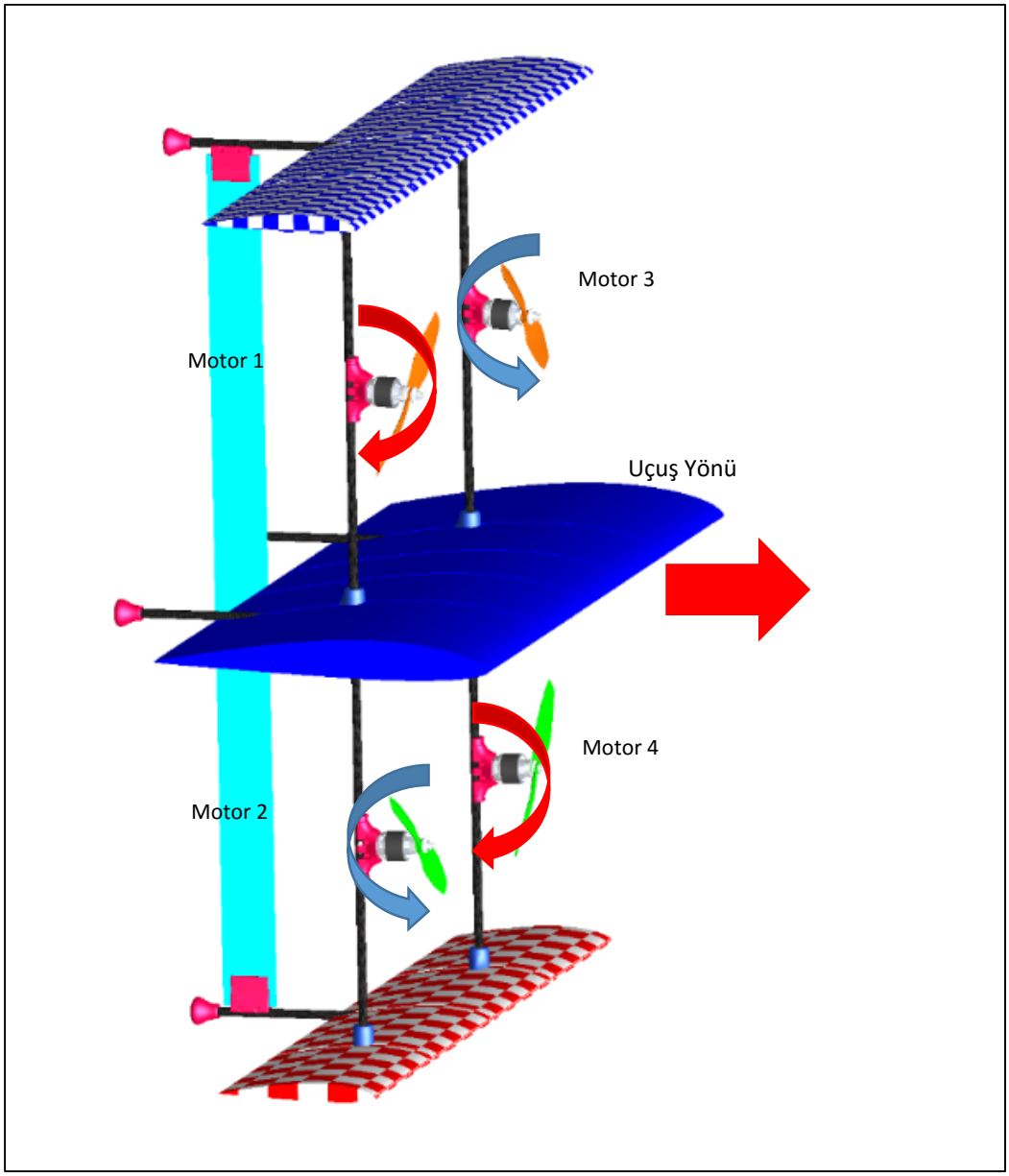
Aşağıda CLI kodları Tablo 4.4'te görülmektedir.

Tablo 4.4: CLI kodları.

```
# mixer
# mmix n THROTTLE ROLL PITCH YAW
mixer CUSTOM
mmix reset
mmix 0  1.000   0.4   0.4  -0.4 #1 motor
mmix 1  1.000  -0.4  -0.4  -0.4 #2 motor
mmix 2  1.000  -0.4   0.4   0.4 #3 motor
mmix 3  1.000   0.4  -0.4   0.4 #4 motor
save
```

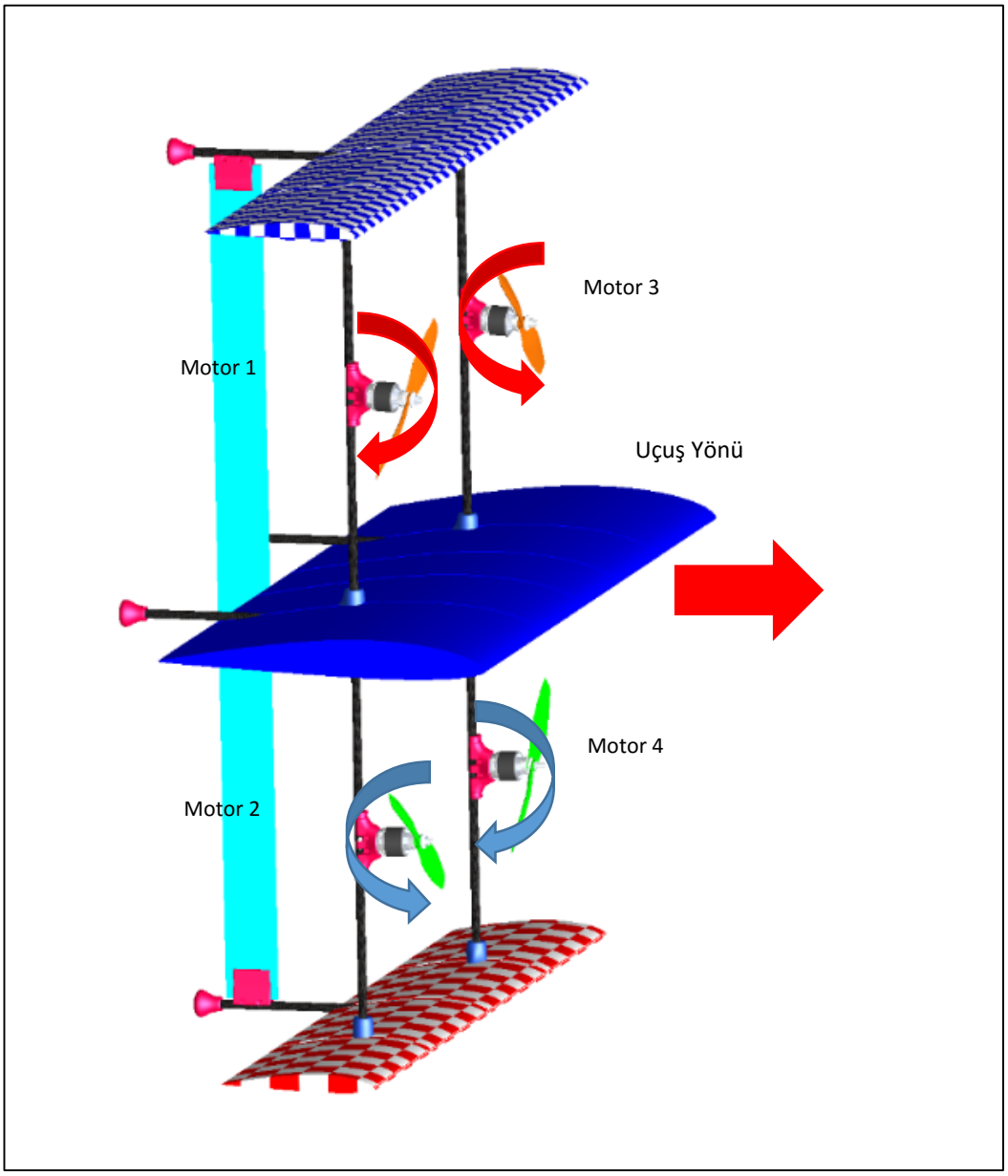
Araç tono hareketi yaptığında kanatlardaki taşıma ve dikey stabilizeden dolayı tono hareketi bir bozuntu gibi küçük kalır ve araç tarafından düzeltilir. Tono hareketinin etkisini arttırmak için motor açılarından faydalanılır.

Aracın sağ kanadının aşağı yönde olması pozitif tono olarak tanımlanmaktadır. Şekil 4.24'te kırmızı oklar motorların hızlandığını, mavi oklar ise yavaşladığını ifade etmektedir. Araç pozitif tono komutu aldığında, 1 ve 4 numaraları motorların gaz ayarı arttırılmakta, 2 ve 3 numaralı motorların ise azaltılmaktadır. Bu durumda araç sağa yatmaktadır. Bu yapılandırma CLI kodlarında hızlanmanın + (artı), yavaşlamanın ise – (eksi) olması olarak tanımlanmıştır. Tono diğer yönde yapılmak istendiğinde, motor 2 ve motor 3'ün güç ayarı arttırılırken, motor 1 ve motor 4'ün azaltılır. Böylece aracın tono yapması sağlanır.



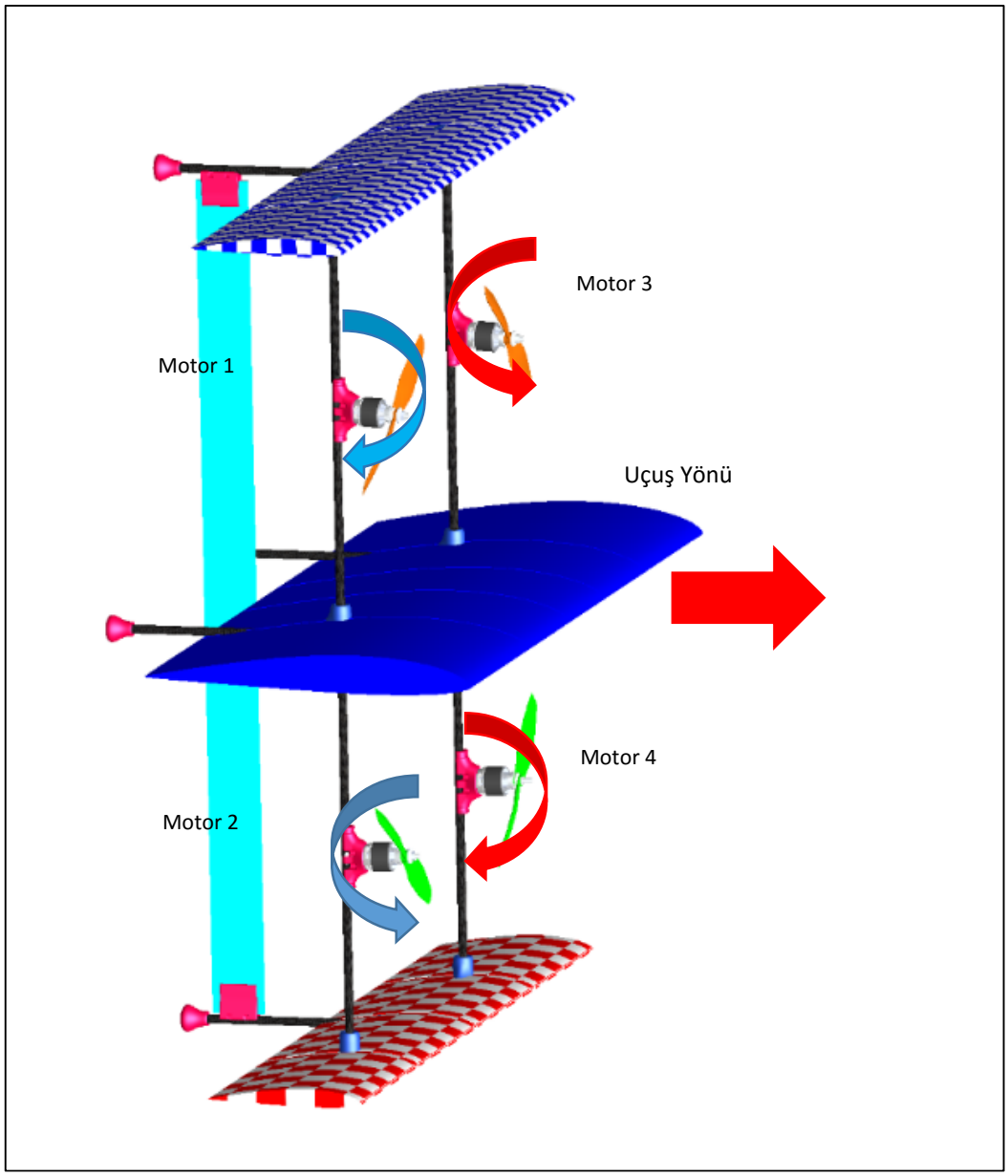
Şekil 4.24: Sabit kanat modu pozitif tono hareketi.

Aracın burun aşağı hareketi negatif yunuslama olup, bu durumda Şekil 4.25'te görüldüğü gibi motor 1 ve motor 3'ün gaz ayarı arttırılmakta, motor 2 ve motor 4'ün ise azaltılmaktadır.



Şekil 4.25: Sabit kanat modu pozitif yunuslama hareketi.

Aracın sağa veya sola sapması da motorlar arasındaki gaz ayarının değiştirilmesi ile elde edilmektedir. Aracın sağa sapması pozitif sapma olup, Şekil 4.26'da görüldüğü gibi motor 3 ve motor 4'ün gaz ayarının arttırılması, motor 1 ve motor 2'nin gaz ayarının azaltılması ile elde edilmektedir.



Şekil 4.26: Sabit kanat modu pozitif sapma hareketi.

5. SONUÇ

Bu çalışmada, hareketli kontrol yüzeyi olmayan 3 kanatlı 4 rotorlu hem dikey kalkış ve iniş yapabilen hem de gövdeyi yatırarak yatay uçuş yapabilen bir insansız hava aracının aerodinamik, kontrol ve yapısal tasarımı gerçekleştirilmiş ve imalatı yapılmıştır. Söz konusu insansız hava aracında tono hareketini gerçekleştirmek için motorlara özel oturma açıları verilmiş, yatay uçuş ve havada asılı kalma modları için farklı kontrolcüler kullanılmıştır. Bu iki kontrolcüden gelen motor kontrol sinyallerini uçuş moduna göre dağıtan üçüncü bir anahtarlayıcı mikroişlemci sisteme dahil edilmiş ve buna özgü yazılım geliştirilmiştir. Kullanılan kontrol kartlarına özgü varsayılan tasarımlarından farklı, özgün bir tasarım oluşturulduğu için özel motor-sinyal kombinasyonu geliştirilmiş ve kontrol kartlarına kodlanmıştır.

Geliştirilen TriPlane hava aracında döner kanatların çevresine zarar verme ihtimalini en aza indirmek için 3 sabit kanat kullanılması yoluna gidilmiştir. Sabit kanatlar arasında kalan emniyetli bölgede döner kanatlar yer almaktadır. Döner kanatların çapları, sabit kanatlar üzerindeki aerodinamik oluşumu olumsuz etkilemeyecek büyüklükte seçilmiştir. Döner kanatların üzerine monte edildiği karbon borulardan oluşan 8 şeklindeki dikdörtgensel çerçevenin üç paralel borusu üç sabit kanadın içinden geçirilmiştir. Bu da bilhassa esneme ve çarpılmalara karşı yapıya direnç kazandırmıştır. Gerçekleştirilen VTOL uçuşta da bu rijitliğin gerçekten işe yaradığı görülmüştür.

Yatay uçuş modundaki sürükleme kuvvetini minimize ederek uçuş süresini arttırmak planlanmıştır. Bu doğrultuda, kullanılan profillerin oturma hücum açıları uçuş hücum açısı olan 0°'ye sabitlenmiştir. Yatay uçuş modundaki kontrol ve manevraların gerçeklenmesi herhangi bir hareketli aerodinamik yüzey kullanılmadan uygulanacak şekilde tasarım yapılmıştır. Bu yüzden bütün sistemde herhangi bir servo motor kullanılmamıştır. Motor devir oranları, dolayısı ile itki değişimi ile kontrol ve kararlılık sağlanmaktadır.

Çalışmada özgün bir yatan gövde *(tail-sitter)* platformu geliştirilmiş, tasarımı ve imalatı yapılmıştır. Bütün elektronik ve elektrik donanım ana kanadın içine yerleştirilmiş, eklemeli imalat yöntemi ile üretilmiş özgün bir kompartımanın içinde

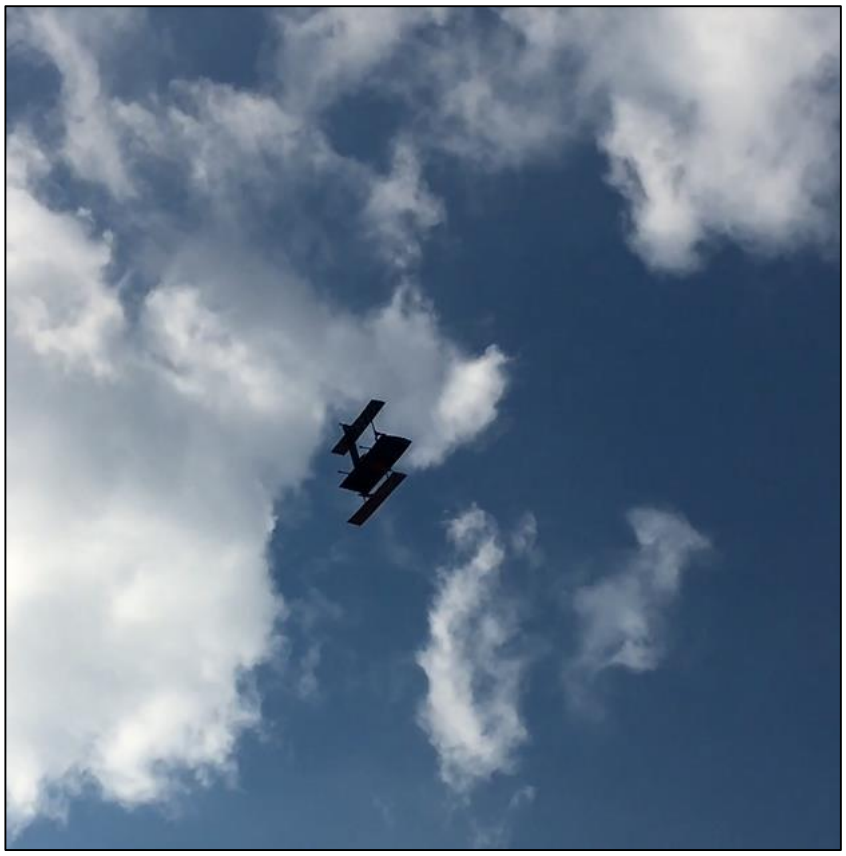
yer almıştır. Her üç kanat da sürüklemeyi en aza indirgemek ve mukavemeti arttırmak için kanat kaplama malzemeleri ile kaplanmıştır. Taşıyıcı ana çerçeveye ve kanatlara monte olan iniş takımının iki bacağına birleşik bir dikey stabilize düzlemi de kullanılmıştır. Toplam havada kalma süresi yaklaşık 15 *dk* olarak hesaplanmıştır. Yatan gövde tasarımının avantajı olacağı düşünülen havada kalma süresinin artışı bu çalışmada ciddi olarak hissedilmiştir. Havada kat edilebilecek en çok mesafe, yaklaşık 10 *km* olarak hesaplanmıştır. İki farklı uçuş kontrol devresi kullanımı sayesinde devrelerden birinin arızalanması durumunda diğerinin yedekleme yaparak aracı güvenle geri getirebileceği veya indirebileceği değerlendirilmektedir.

Bu çalışma, farklı özgün İHA tasarımları üzerinde çalışan araştırmacılar için bir başvuru kaynağı olabilecek şekilde bileşen bazında ve İHA genelinde detaylandırılmıştır.

Uçuşa ait görseller Şekil 5.1, Şekil 5.2 ve Şekil 5.3'te sunulmaktadır.

Şekil 5.1: TriPlane aracının döner kanat modunda *(hover)* uçuşu.

Şekil 5.2: TriPlane aracının döner kanat modunda yükselişi.



Şekil 5.3: TriPlane aracının döner kanat modundan sabit kanat moduna geçişi.

KAYNAKLAR

Balcı Ç. C., (2018), "İnsansız Hava Araçları için Elektrik Motor Statik Testleri Yapan Sistem Tasarımı, İmalatı ve Uygulaması", Yüksek Lisans Çalışması, Gebze Teknik Üniversitesi.

Brumbach M. E., Clade, J. A., (2018), "Electronic variable speed drives", 4th Edition, Cengage Learning.

Büchi R., (2012) "Brushless motors and controllers", 1st Edition, Norderstedt.

Çetinsoy E., Sırımoğlu E., Öner K. T., Hançer C., Ünel M., Akşit M. F., Kandemir İ., Gülez K., (2011), "Design and development of a tilt-wing UAV", Turk J Elec Eng & Comp Sci, 19 (5), 733-741.

Costa F. G., Ueyama J., Braun T., Pessin G., Osorio F. S., Vargas P. A., (2012) "The use of unmanned aerial vehicles and wireless sensor network in agricultural applications", IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, 5045–5048, Munich, Germany, 22-27 July.

Das Patel K., Kumar Maurya S., (2017), "Selection of BLDC Motor and Propeller for Autonomous Amphibious Unmanned Aerial Vehicle", International Research Journal of Engineering and Technology, 04 (04), 2395–56.

Doherty P., Rudol P., (2007), "A UAV Search and Rescue Scenario with Human Body Detection and Geolocalization", AI 2007: Advances in Artificial Intelligence, 1–13, Springer Berlin Heidelberg.

Dole C. E., Lewis J. E., Badick J. R., Johnson B. A., (2016), "Flight theory and aerodynamics : a practical guide for operational safety", 3rd Edition, John Wiley & Sons.

Emadi A., (2014), "Advanced electric drive vehicles", 1st Edition, CRC Press

Fahlstrom P. G., Gleason T. J., (2012), "Introduction to UAV Systems: 4th Edition", Fourth Edition, Wiley

Fredriksen J. C., (2001), "International warbirds : an illustrated guide to world military aircraft, 1914-2000", 1st Edition, ABC-CLIO.

Hochstenbach M., Notteboom C., Theys B., De Schutter J., (2015), "Design and Control of an Unmanned Aerial Vehicle for Autonomous Parcel Delivery with Transition from Vertical Take-off to Forward Flight – VertiKUL, a Quadcopter Tailsitter", International Journal of Micro Air Vehicles, 7, 395–405.

Braz J., Pettré J., Richard P., Kerren A., Linsen L., Battiato S., (2016), "Computer vision, imaging and computer graphics theory and applications : 10th International Joint Conference", VISIGRAPP 2015, Berlin, Germany, March 11-14 2015, Revised selected papers, Springer.

Juniper A., (2016), "The complete guide to drones : build + choose + fly + photograph", 1st Edition, Wellfleet Press.

Li B., Jiang Y., Sun J., Cai L., Wen C.-Y., (2016), "Development and Testing of a Two-UAV Communication Relay System", Sensors 16, 16(10), 1696.

Marshall D. M., Barnhart R. K., Shappee E., Most M., (2009), "Unmanned Aircraft Systems", Civilian Applications of Unmanned Aircraft Systems , Boulder, Colorado, 1-3 November.

Marshall D. M., Barnhart R. K., Shappee E., Most M., (2016), "Introduction to unmanned aircraft systems ", 2nd Edition, CRC Press.

Namuduri K., Chaumette S., Kim J. H., Sterbenz J. P. G., (2017), "UAV networks and communications", 1st Edition, Cambridge University Press.

Oosedo A., Abiko S., Konno A., Koizumi T., Furui T., Uchiyama M., (2013), "Development of a quad rotor tail-sitter VTOL UAV without control surfaces and experimental verification", IEEE International Conference on Robotics and Automation, 6-10 May.

Quan Q., (2017), "Introduction to multicopter design and control", 1st Edition, Springer.

Raymer D.P., (2004), "Aircraft Design: A Conceptual Approach", 2nd Edition, AIAA.

Sadraey M. H., (2012), "Aircraft design : a systems engineering approach", 1st Edition, John Wiley & Sons.

Siciliano B., Khatib O., (2008), "Springer handbook of robotics", 1st Edition, Springer.

Sinha P., Esden-Tempski P., Forrette C. A., Gibboney J. K., Horn G. M., (2012), "Versatile, modular, extensible vtol aerial platform with autonomous flight mode transitions", 2012 IEEE Aerospace Conference, 3-10 March.

Towler J., Krawiec B., Kochersberger K., (2012), "Radiation Mapping in Post-Disaster Environments Using an Autonomous Helicopter", Remote Sens, 4, 1995–2015.

Web 1, (2018), https://www.space.com/20647-vertol-vz2-model-76.html (Erişim Tarihi: 01/01/2018).

Web 2, (2016), https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1580 (Erişim Tarihi: 21/04/2018).

Web 3, (2018), https://www.boeing.com/defense/v-22-osprey/ (Erişim Tarihi: 17/04/2018).

Web 4, (2018), https://www.f35.com/about/variants/f35b (Erişim Tarihi: 21/04/2018).

Web 5, (2013), http://www.sikorskyarchives.com/X-WING.php (Erişim Tarihi: 21/04/2018).

Web 6, (2018), https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=47 (Erişim Tarihi:04/04/2018).

Web 7, (2018), https://www.birdseyeview.aero/products/firefly6 (Erişim Tarihi: 17/04/2018).

Web 8, (2018), https://xcraft.io/products/x-plusone (Erişim Tarihi: 04/04/2018).

Web 9, (2018), https://martinuav.com/portfolio/v-bat/ (Erişim Tarihi: 04/04/2018).

Web 10, (2018), https://www.parrot.com/eu/minidrones/parrot-swing#technicals (Erişim Tarihi: 28/06/2018).

Web 11, (2018), https://transition-robotics.com/ (Erişim Tarihi: 28/06/2018).

Web 12, (2016),https://www.youtube.com/watch?v=A_b3QEsbpDU (Erişim Tarihi: 28/06/2018).

Web 13, (2018), https://docs.emlid.com/navio2/common/ardupilot/img/navio2-typical-plane-setup-frame.png (Erişim Tarihi: 25/04/2018).

Web 14, (2018), https://docs.emlid.com/navio2/common/ardupilot/img/navio2-typical-quadcopter-setup-frame.png (Erişim Tarihi: 25/04/2018).

Web 15, (2015), https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/forces.html (Erişim Tarihi: 16/06/2018).

Web 16, (2015), https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rotations.html (Erişim Tarihi: 16/05/2018).

Web 17, (2015), https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/airplane.html (Erişim Tarihi: 16/05/2018).

Web 18, (2018), https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/flap.html (Erişim Tarihi: 16/05/2018).

Web 19, (2014), http://learn.linksprite.com/drone/what-does-the-model-of-drone-propeller-mean/ (Erişim Tarihi: 10/05/2018).

Web 20, (2018), https://www.fetchcfd.com/view-project/668 (Erişim Tarihi: 10/05/2018).

Web 21, (2018), https://aeonreviews.com/high-altitude-drones-for-sale/ (Erişim Tarihi: 12/05/2018).

Web 22, (2015), https://www.robotshop.com/blog/en/make-uav-lesson-3-propulsion-14785 (Erişim Tarihi: 12/05/2018).

Web 23, (2018), http://howthingsfly.si.edu/media/thrust (Erişim Tarihi: 28/05/2018).

Web 24, (2018), https://howtomechatronics.com/how-it-works/how-servo-motors-work-how-to-control-servos-using-arduino/ (Erişim Tarihi: 12/05/2018).

Web 25, (2017), https://oscarliang.com/pwm-ppm-sbus-dsm2-dsmx-sumd-difference/ (Erişim Tarihi: 05/05/2018).

Web 26, (2017), https://oscarliang.com/fpv-guide/ (Erişim Tarihi: 05/05/2018).

Web 27, (2016), https://www.youtube.com/watch?v=cc9avZibuWo (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 28, (2016), http://ardupilot.org/ardupilot/ (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 29, (2018), https://blog.dronetrest.com/flight-controller-firmware/ (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 30, (2015), http://www.multiwii.com/wiki/index.php?title=Main_Page (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 31, (2017), https://oscarliang.com/mini-quad-fc-firmware/#cleanflight (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 32, (2017), http://qgroundcontrol.com/ (Erişim Tarihi: 08/05/2018).

Web 33, (2016), http://ardupilot.org/planner/index.html (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 34, (2016), http://ardupilot.org/planner2/docs/credits-and-contributors.html#credits-and-contributors (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 35, (2018), http://ez-gui.com/ (Erişim Tarihi: 17/05/2018).

Web 36, (2018), http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (Erişim Tarihi: 05/05/2018).

Webster J.G., Eren H., (2014), “Measurement, instrumentation, and sensors handbook. Spatial, mechanical, thermal, and radiation measurement”, 2nd Edition, CRC Press.

Yanguo S., Huanjin W. , (2009), “Design of Flight Control System for a Small Unmanned Tilt Rotor Aircraft”. Chinese Journal of Aeronautics 22(3), 250–256.

ÖZGEÇMİŞ

Esma Pala 2014 yılında Akdeniz Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümünü bitirdi. Araştırma görevliliğine ve yüksek lisans eğitimine Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalında başladı. Halen araştırma görevlisi olarak Gebze Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda görev yapmaktadır.

EKLER

Tablo Ek-1: Anahtarlama devresi yazılımı

```
volatile int pwm_value = -1;
volatile int prev_time = 0;

int intrpPin = 0; // interrupt 0 is digital pin 2
int inPinA[] = { 1, 3, 4, 5 };
int inPinB[] = { 10, 11, 12, 13 };
int outPin[] = { 6, 7, 8, 9 };

int i;

void setup() {
for (i=0; i<4; i++) {
  pinMode(inPinA[i], INPUT);
  pinMode(inPinB[i], INPUT);
  pinMode(outPin[i], OUTPUT);
}

  attachInterrupt(intrpPin, falling, FALLING);
}

void loop() {
  if (1&&(pwm_value <= 1500)) {
    for (i=0; i<4; i++) {
      digitalWrite(outPin[i], digitalRead(inPinA[i]));
    }
  } else {
    for (i=0; i<4; i++) {
      digitalWrite(outPin[i], digitalRead(inPinB[i]));
    }
  }

}

void rising() {
  attachInterrupt(intrpPin, falling, FALLING);
  prev_time = micros();

}

void falling() {
  attachInterrupt(intrpPin, rising, RISING);
  pwm_value = micros()-prev_time;

}
```