



**MEKATRONİK TASARIM YÖNTEMİ İLE
HARİTALAMA YAPAN SABİT KANATLI İNSANSIZ
HAVA ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE
ENTEGRASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Yunus ARIKAN

DANIŞMAN

Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ

ELEKTRİK - ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ

ANABİLİM DALI

TEMMUZ, 2016

AFYON KOCATEPE ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**MEKATRONİK TASARIM YÖNTEMİ İLE HARİTALAMA YAPAN
SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE
ENTEGRASYONU**

Yunus ARIKAN

DANIŞMAN

Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ

ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ

ANABİLİM DALI

Temmuz, 2016

TEZ ONAY SAYFASI

Yunus ARIKAN tarafından hazırlanan “Mekatronik Tasarım Yöntemi İle Haritalama Yapan Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarlanması” adlı tez çalışması lisansüstü eğitim ve öğretim yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca 11.07.2016 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği/oy çokluğu ile Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Danışman : Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ

Başkan : Doç Dr. Yüksel OĞUZ

Üye : Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ

Üye : Doç. Dr. Ahmet SAMANCI

İmza

İmza

İmza

Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun

...../...../..... tarih ve

..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Hüseyin ENGİNAR

Enstitü Müdürü

BİLİMSEL ETİK BİLDİRİM SAYFASI

Afyon Kocatepe Üniversitesi

**Fen Bilimleri Enstitüsü, tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım
bu tez çalışmada;**

- Tez içindeki bütün bilgi ve belgeleri akademik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Görsel, işitsel ve yazılı tüm bilgi ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Başkalarının eserlerinden yararlanılması durumunda ilgili eserlere bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu,
- Atıfta bulunduğum eserlerin tümünü kaynak olarak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı,
- Ve bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya başka bir üniversitede başka bir tez çalışması olarak sunmadığımı

beyan ederim.

11/07/2016

Yunus ARIKAN

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MEKATRONİK TASARIM YÖNTEMİ İLE HARİTALAMA YAPAN SABİT KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE ENTEGRASYONU

Yunus ARIKAN

Afyon Kocatepe Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik - Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ

Bu tez çalışmasında, arazi haritalamada kullanılmak üzere sabit kanatlı insansız hava aracı geliştirilmesi, entegrasyonu ve ilk örnek üretimi mekatronik tasarım yöntemi ile gerçekleştirilmiştir. Mekatronik sistem başlı başına çok disiplinli ve disiplinler arası konuları kapsayan, mühendislik tasarım yöntemlerinin bütünleşmiş halidir. Üretilen ilk örnek, tasarım yöntemi ve aşamaları belirlenerek her bir tasarım adımı sisteme uygulanmak suretiyle oluşturulmuştur.

Mekatronik tasarım sürecinde tez çalışmasının konusunu oluşturan sabit kanatlı insansız hava aracı geliştirilmesi için öncelikli olarak modelleme ve simülasyon adımı ele alınmıştır. Bu adımda sistem için gerekli olan ihtiyaçlar belirlenerek kavramsal tasarım adımına geçilmiştir. Kavramsal tasarım sırasında ihtiyaçları karşılayacak olan ekipmanlar belirlenerek her biri değişik kriterlerde değerlendirilerek bir tercih yapılması suretiyle en iyi ekipman seçilmiştir. Aynı şekilde ekipmanlara uygun sürücü ve sensör seçimleri de yine belirli kriterlere uygun olarak derecelendirme yöntemiyle sisteme en uygun sensör ve sürücü seçilmiştir.

Sistem kurulumu öncelikli olarak matematiksel olarak yapılmış ve matematik model oluşturularak bu modele uygun kontrol sistemi tasarlanmış ve otopilot kontrol kartına uyarlanmıştır. Son olarak sabit kanatlı insansız hava aracının entegrasyonu yapılarak elde edilen veriler detaylı olarak incelenmiş, maliyet ve ağırlık optimizasyonu yapılmıştır. Elde edilen bulgular üzerinden sistem maliyetinin piyasadaki eşdeğerlerinin % 5,8'i kadar olduğu görülmüştür.

Tez çalışması kapsamında geliştirilen ilk örnek için gövde yapısında Genleştirilmiş Polistren Köpük (EPO) maddesi, itme hareketini sağlaması için dıştan dönmeli fırçasız motor, kanatçık hareketlerinin sağlaması için de servo motorlar kullanılmıştır. Sistem hareketinin bütünü oluşturarak otopilot kontrol kartı olarak Pixhawk modülü tercih edilmiştir. Kamera görüntüleme ara elemanı sayesinde tasarlanan sistemden elde edilen görüntüler fotogrametrik kıymetlendirme yöntemiyle ortofoto haline getirilerek arazi haritalama işlemi gerçekleştirilmiştir.

2016, xiii + 94 sayfa

Anahtar Kelimeler: Mekatronik Tasarım, Sabit Kanat İHA, Pixhawk, Arazi Haritalama, Optimizasyon

ABSTRACT

M.Sc. Thesis

UNMANNED FIXED WING MAPPING AIR VEHICLE DEVELOPMENT AND INTEGRATION WITH MECHATRONICS DESIGN METHOD

Yunus ARIKAN

Afyon Kocatepe University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electrical and Electronics Engineering

Supervisor: Assoc. Prof. Ahmet GAYRETLİ

In this research, fixed-wing unmanned aerial vehicle design and prototyping is made to be used for land mapping with mechatronic design methodology. Mechatronic system, including multi-disciplinary and interdisciplinary issues in it, is integrated into the engineering design process. Produced prototype is formed by determining and applying design method and design steps.

In the mechatronics design process, for the development of fixed-wing unmanned aerial vehicle forming the subject of the thesis as a priority modeling and simulation steps were discussed. In this step, required needs for the system are determined than conceptual design step has been initiated. During the conceptual design, equipment that will meet the needs was identified and each of them evaluated various criteria to make a best choice. Likewise, appropriate driver and sensors has been selected in the same way.

System setup is primarily done by mathematically. Control system is designed according to a mathematical model and adopted to autopilot control card. Finally, by making the integration of fixed-wing unmanned aerial vehicle obtained datum were examined in detail also cost and weight were optimized. According to obtained results, cost of the system comparison with equivalents on the market was up to 5.8%.

Produced prototype body is made from Expanded Polyolefin (EPO) foam. Propeller and flap movement is provided by outrunner brushless motor and servo motors. Pixhawk control module is used as Autopilot controlling. Images that obtained from designing system by camera auxiliary equipment were converted into orthophoto with photogrammetric sensing method and land mapping was performed.

2016, xiii + 94 pages

Keywords: Mechatronics Design, Fixed-Wing UAV, Pixhawk, Land Mapping, Optimization

TEŞEKKÜR

Bu araştırmanın konusu, deneysel çalışmaların yönlendirilmesi, sonuçların değerlendirilmesi ve yazımı aşamasında yapmış olduğu büyük katkılarından dolayı tez danışmanım Sayın Doç. Dr. Ahmet GAYRETLİ'YE araştırma ve yazım süresince yardımlarını esirgemeyen Sayın Arş. Gör. Serkan ÇAŞKA' YA, her konuda öneri ve eleştirileriyle yardımlarını gördüğüm başta kuzenim Ersin ARIKAN olmak üzere hocalarıma ve arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Bu araştırma boyunca maddi ve manevi desteklerinden dolayı aileme teşekkür ederim.

Yunus ARIKAN

AFYONKARAHİSAR, 2016

İÇİNDEKİLER DİZİNİ

	Sayfa
ÖZET	i
ABSTRACT	iii
TEŞEKKÜR	v
İÇİNDEKİLER DİZİNİ.....	vi
SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xii
RESİMLER DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR BİLGİLERİ	3
2.1 Mekatronik Tasarım.....	3
2.1.1 Mekatronik Tasarım Süreci	4
2.1.1.1 Örnekleme ve Benzetim (Modelleme ve Simülasyon)	5
2.1.1.2 İlk Model (Prototip)	8
2.1.1.3 Geliştirme ve Kullanım (Yaşam) Döngüsü	10
2.2 Haritalama.....	12
2.3 İnsansız Hava Araçları	13
2.3.1 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması.....	14
2.3.2 İnsansız Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi.....	16
2.4 Uçuş Denetim Kavramları.....	26
2.4.1 Uçağın Temel Hareket Eksenleri ve Kontrol Yüzeyleri.....	26
3. MATERYAL VE METOT.....	29
3.1 Mekatronik Tasarım Yöntemiyle Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarlanması	29
3.1.1 Örnekleme ve Benzetim	29
3.1.1.1 İhtiyaçların Belirlenmesi.....	29
3.1.2 Kavramsal Tasarım ve İşlevsel Özellikler.....	30
3.1.3 Temel Matematik Örneklem.....	45
3.1.3.1 Eksen Takımları	45
3.1.3.2 Eksen Takımları Arası Dönüşüm ve Temel Matematik Model.....	46
3.1.4 Sensör ve Sürücü Seçimi	47

3.1.5 Detaylı Matematik Modelin Geliştirilmesi.....	50
3.1.5.1 Hareket Denklemlerinin Ortaya Çıkarılması	51
3.1.5.2 Kinematik Denklemleri.....	53
3.1.5.3 Pozisyon Denklemleri.....	54
3.1.6. Kontrol Sistemi Tasarımı	60
3.2 İlk Modelin Entegrasyonu	64
3.2.1 Pixhawk Otopilot Kartı ve İlk Modelin Kurulumu	65
3.4 Tasarımın Eniyilemesi (Tasarım Optimizasyonu).....	71
3.5 Haritalama.....	73
4. BULGULAR	76
4.1 Servo PID Değerleri	76
4.2 Radyo Kontrolü Sınır Değerleri	77
4.3. Maliyet Analizi	82
4.3. Ağırlık Analizi.....	83
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	84
6. KAYNAKLAR.....	87
ÖZGEÇMİŞ.....	94

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler

m	: Kütle
U	: X eksenli hız bileşeni
V	: Y eksenli hız bileşeni
W	: Z eksenli hız bileşeni
P	: X eksenli açısal hızı
Q	: Y eksenli açısal hızı
R	: Z eksenli açısal hızı
ϕ	: Euler açısı (x eksenli)
θ	: Euler açısı (y eksenli)
ψ	: Euler açısı (z eksenli)
X_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) X pozisyonu
Y_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Y pozisyonu
Z_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Z pozisyonu
$\dot{U}$	: X Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{V}$	: Y Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{W}$	: Z Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{P}$	: X eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{Q}$	: Y eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{R}$	: Z eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{\phi}$	: Euler açısı (x eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{\theta}$	: Euler açısı (y eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{\psi}$	: Euler açısı (z eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{x}_E$	: Uçağın x yer eksenine göre değişimi
$\dot{y}_E$	: Uçağın y yer eksenine göre değişimi
$\dot{z}_E$	: Uçağın z yer eksenine göre değişimi
L_A	: X eksenli aerodinamik momenti
L_T	: X eksenli itki momenti
M_A	: Y eksenli aerodinamik momenti
M_T	: Y eksenli itki momenti
N_A	: Z eksenli aerodinamik momenti
N_T	: Z eksenli itki momenti

Simgeler (Devam)

H_x	: X eksenı açısal momentumu
H_y	: Y eksenı açısal momentumu
H_z	: Z eksenı açısal momentumu
F_{G_x}	: Ağırlığın x bileşeni
F_{G_y}	: Ağırlığın y bileşeni
F_{G_z}	: Ağırlığın z bileşeni
F_{A_x}	: Aerodinamik kuvveti x bileşeni
F_{A_y}	: Aerodinamik kuvveti y bileşeni
F_{A_z}	: Aerodinamik kuvveti z bileşeni
F_{T_x}	: İtke kuvveti x bileşeni
F_{T_y}	: İtke kuvveti y bileşeni
F_{T_z}	: İtke kuvveti z bileşeni
α	: Uçak hücum açısı
δ_e	: Elevatör açısı
X_b	: Gövde eksen takımının X eksenı
Z_b	: Gövde eksen takımının Z eksenı
H	: (Yer düzlemine göre) Yatay eksen
Γ	: Uçuş açısı
W	: Uçağın ağırlığı

Kısaltmalar

İHA	İnsansız Hava Aracı
HSAA	Hewitt-Sperry Automatic Airplane (Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı)
GPS	Global Positioning System (Küresel Konumlama Sistemi)
INS	Inertial Navigation System (Ataletsel Seyrüsefer Sistemi)
PID	Proportional Integral Derivative (Oransal İntegral Türevsel)
EPO	Expanded Polyolefin (Genleştirilmiş Polistren Köpük)
I2C	Inter-Integrated Circuit
LiPo	Lityum Polimer
LED	Light Emitted Diode
SD	Secure Digital (Güvenli Sayısal)

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 2.1 Mekatronik sistemin kilit elemanları.	3
Şekil 2.2 Mekatronik tasarım süreci algoritması.	4
Şekil 2.3 Yaşam Döngüsü Adımları.	10
Şekil 2.4 MQ-1B Predator.	15
Şekil 2.5 Bir sanatçının uçan pigeon (güvercin) tasviri, yaklaşık 200 metre havalandığı belirtilen tarihteki ilk İHA.	17
Şekil 2.6 Leonardo Da Vinci tarafından tasarlanan hava jiroskopu.	18
Şekil 2.7 Charles Kettering’in kendi adıyla anılan hava torpidosu “Kettering Bug” 19	
Şekil 2.8 Kraliyet Hava Kuvvetleri “Queen Bee” isimli İHA’yı kullanırken.	20
Şekil 2.9 SD-1 diğer adıyla MQM-57 Falconer 1970 yılına kadar Birleşik Devletlere hizmet etmiştir 21	
Şekil 2.10 AQM-34Q Ryan Model 147 (Lightning Bug) türü silahlı İHA.	22
Şekil 2.11 TAI tarafından üretilen ulusal Anka insansız hava sistemi.	25
Şekil 2.12 Bir uçağın temel hareket eksenleri.	27
Şekil 3.1 Gövde ve Kararlılık eksen takımı 46	
Şekil 3.2 İrtifa kontrol sistemi.	60
Şekil 3.3 Kontrolör blok şeması.	62
Şekil 3.4 x eksenini basamak cevabı.	63
Şekil 3.5 y eksenini basamak cevabı.	63
Şekil 3.6 z eksenini basamak cevabı.	64

Şekil 4.1 Servo motorların yatış (roll) hareketi kontrolü için tespit edilen PID kat sayıları.....	76
Şekil 4.2 Servo motorların yatış (roll) hareketi kontrolü için tespit edilen PID kat sayıları.....	77
Şekil 4.3 Yatış (roll) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.	78
Şekil 4.4 Yunuslama (pitch) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.	79
Şekil 4.5 Sapma (yaw) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.	79
Şekil 4.6 Hız dümeni (throttle) için tespit edilen sınır değerleri.	80
Şekil 4.7 Diğer radyo frekans kontrolü sınır değerleri.	81

ÇİZELGELER DİZİNİ

	Sayfa
Çizelge 3.1 Gövde tipi belirleme kriterleri.....	31
Çizelge 3.2 Otopilot kartı belirleme kriterleri	34
Çizelge 3.3 Yer Kontrol İstasyonu belirleme kriterleri.	37
Çizelge 3.4 Telemetri kiti belirleme kriterleri.....	39
Çizelge 3.5 Dıştan dönmeli fırçasız DC motor belirleme kriterleri.	41
Çizelge 3.6 CYS S0009 Analog servo motorun teknik özellikleri.....	42
Çizelge 3.7 Analog servo motor belirleme kriterleri.....	43
Çizelge 3.8 KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya temel özellikleri.....	44
Çizelge 3.9 Lipo batarya belirleme kriterleri.	44
Çizelge 3.10 Denklem çözümü sonunda oluşan uçuş parametreleri.	59
Çizelge 3.11 Ağırlık Optimizasyonu.....	71
Çizelge 3.12 Maliyet Optimizasyonu.....	72
Çizelge 4.1 Maliyet Analizi.....	82
Çizelge 4.2 Ağırlık Analizi.	83

RESİMLER DİZİNİ

	Sayfa
Resim 3.1 Pixhawk otopilot sistemi.....	32
Resim 3.2 FPV Radio telemetri kiti	38
Resim 3.3 SunnySky V2216-12 fırçasız DC motor.	40
Resim 3.4 CYS S0009 analog servo motor.....	42
Resim 3.5 KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya.....	43
Resim 3.6 3DR Ublox GPS Modül ve Pusula Sistemi.	48
Resim 3.7 Flycolor marka 30A LV Fırçasız motor ESC.	49
Resim 3.8 Pixhawk otopilot kartı.....	65
Resim 3.9 İlk model (Prototip).	70
Resim 3.10 Orhaniye Köyü Kumluk mevkiinde sabit kanatlı insansız hava aracı ile elde edilen fotoğraf.	73
Resim 3.11 Orhaniye Köyü Kumluk mevkiinde sabit kanatlı insansız hava aracı ile elde edilen birkaç fotoğraf.	74
Resim 3.12 Orhaniye Köyü Kumluk Mevkii ortofoto haritası.	75

GİRİŞ

Gelişen ve değişen dünya pazarları ve ilerleyen teknolojik gelişmelerin ışığında endüstriyel ürünler, nitelik ve işlev olarak değişime uğramaktadır. Hızla gelişen teknoloji sürekli değişen pazar koşulları, daha ekonomik ve kaliteli ürünlere yöneltirken; müşteri beklentileri ise daha esnek ve çok işlevli ürünler yönünde olmaktadır. Bu derece çetin koşullar karşısında alışılmış tasarım ve imalat teknolojileri yetersiz kalmış, bu ihtiyacı gidermek üzere yeni kavram ve yöntemler doğmuştur. Bunlardan birisi de mekatronik tasarım kavramıdır (Erden 2001).

Mekatronik tasarım, çok disiplinli ve disiplinler arası konuları kapsayan, mühendislik tasarım yöntemleriyle bütünleşmiş bir tasarım felsefesidir. Disiplinler arası fikir ve tekniklerin bir araya gelmesi ve benzetim mekanizmaları sayesinde ideal koşullara ulaşmayı sağlayan bir görevdeşlik (sinerji) oluşturmasının yanında yeni çözüm yolları ve tekniklerin karmaşık durumlara uygulanmasında katalizör rolünü de üstlenmektedir (Shetty *et al.* 2011).

İnsansız hava araçlarının (İHA) günümüzde birçok sivil ve askeri alanda kullanılmaktadır (Jodeh *et al.* 2006, Edos and Watkins 2008). Bu araçların temel bileşenlerini oluşturan kontrolcü kartı, elektrik motoru, batarya benzeri donanımların gün geçtikçe daha ekonomik hale gelmesiyle beraber insansız hava araçları da daha ulaşılabilir olmuştur (Chao *et al.* 2007). İnsansız hava araçları da mekanik, elektronik ve bilgisayar ekipmanlarından oluştuğuna göre bir bütün olarak mekatronik bir ürün olduğu görülmektedir.

Piyasada geliştirmeye tamamen kapalı modeller yanında, yazılım ve donanım değişikliklerine izin veren açık kaynaklı farklı sensör ve işlemcilerle donatılmış birçok ticari otomatik pilot sistemi bulunmaktadır ve bu sistemlerin araştırma çevrelerince kullanımı büyük bir hızla artmaktadır (Shih and Chang 2009). İnsansız hava aracı, manüel olarak radyo kontrollü bir kumanda aracılığıyla kontrol edilebildiği gibi çeşitli

sensörler ve kontrolcü kartları kullanılarak otonom uçuş da yapılabilir (Sullivan 2006, Stojcsics and Molnar 2011). Oto pilot sistemlerinin büyük bölümünde PID tabanlı kontrolcü algoritmaları kullanılsa da, bulanık mantık (Fuzzy Logic), sinir ağları (Neural Network), LQG (Linear Quadratic Gaussian) tabanlı kontrolcü algoritmaları da değişen gereksinimler nedeniyle sıklıkla kullanılmaya başlanmıştır (Kumon vd. 2006, Santoso *et al.* 2007). İnsansız hava aracı oto pilot sistemi sayesinde önceden belirlenen bir uçuş rotasını takip edip, çeşitli uçuş görevlerini otonom olarak yerine getirebilir. Aynı zamanda otomatik iniş ve kalkış yapabilir. İnsana bağımlılık tamamen ortadan kaldırılarak insansız hava aracı kullanımı, birçok alanda vazgeçilmez hale getirilmiştir. Bu alanların başında ise harita mühendisliği disiplini gelmektedir (Ataş vd. 2014).

Bu tez çalışmasında mekatronik tasarım metodu yöntemiyle haritacılık alanında kullanılmak üzere sabit kanatlı bir insansız hava aracı geliştirilmesi ve entegrasyonu yapılmıştır. Tasarım adımları, mekatronik tasarım felsefesine uygun olarak oluşturulmuş, her bir adım literatürde açıklanarak materyal metot bölümünde uygulanmıştır. Bulgular bölümünde sistemden elde edilen veriler incelenmiş optimizasyon aşamasındaki durumlar incelenerek ağırlık ve maliyet analizleri yapılmıştır. Tartışma ve sonuç bölümünde tasarım ile ilgili genel değerlendirmelere yer verilmiştir.

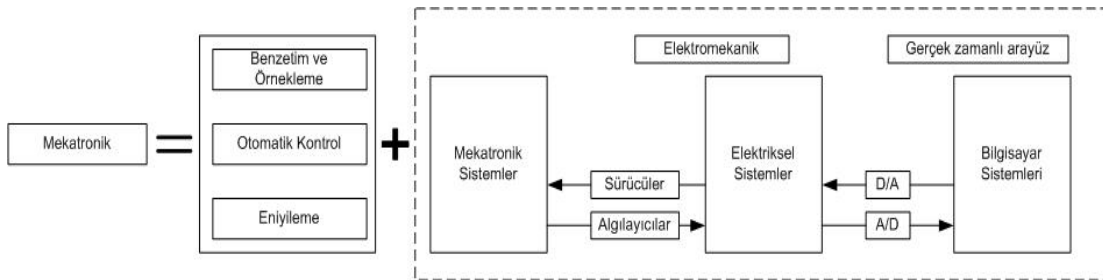
2. LİTERATÜR BİLGİLERİ

2.1 Mekatronik Tasarım

Mekatronik kelime olarak mekanik ve elektronik kelimelerinin birleşiminden oluşmaktadır. İçerik olarak ise Elektrik-Elektronik, Bilgisayar ve Makine mühendisliği disiplinlerini kapsamaktadır. Mekatronik; sensörler, sürme ve tahrik sistemleri, ölçme sistemleri, sistemlerin davranış analizi, mikroişlemci sistemleri ve kontrol sistemlerini içeren teknoloji alanlarını bir araya getirmektedir (Bolton 2000).

Tarihsel süreç içinde, teknolojinin gelişimi öncelikle mekanikleşmeyi tetiklemiştir. Ancak gelişen teknolojik gereksinimlerin sadece mekanik sistem ile karşılanamaması elektronik teknolojisinden yararlanılmasına ve elektromekanik sistemlerin oluşmasına yol açmıştır. Bunun sonucu olarak, mekanik, elektronik ve bilgisayar yazılım sistemlerinin yapısal ve işlevsel olarak tümleşmesiyle üretilen makine, cihaz, araç gibi ürünler, alışılmış ürünlere göre önemli üstünlükler sağlamıştır (Erden 2001).

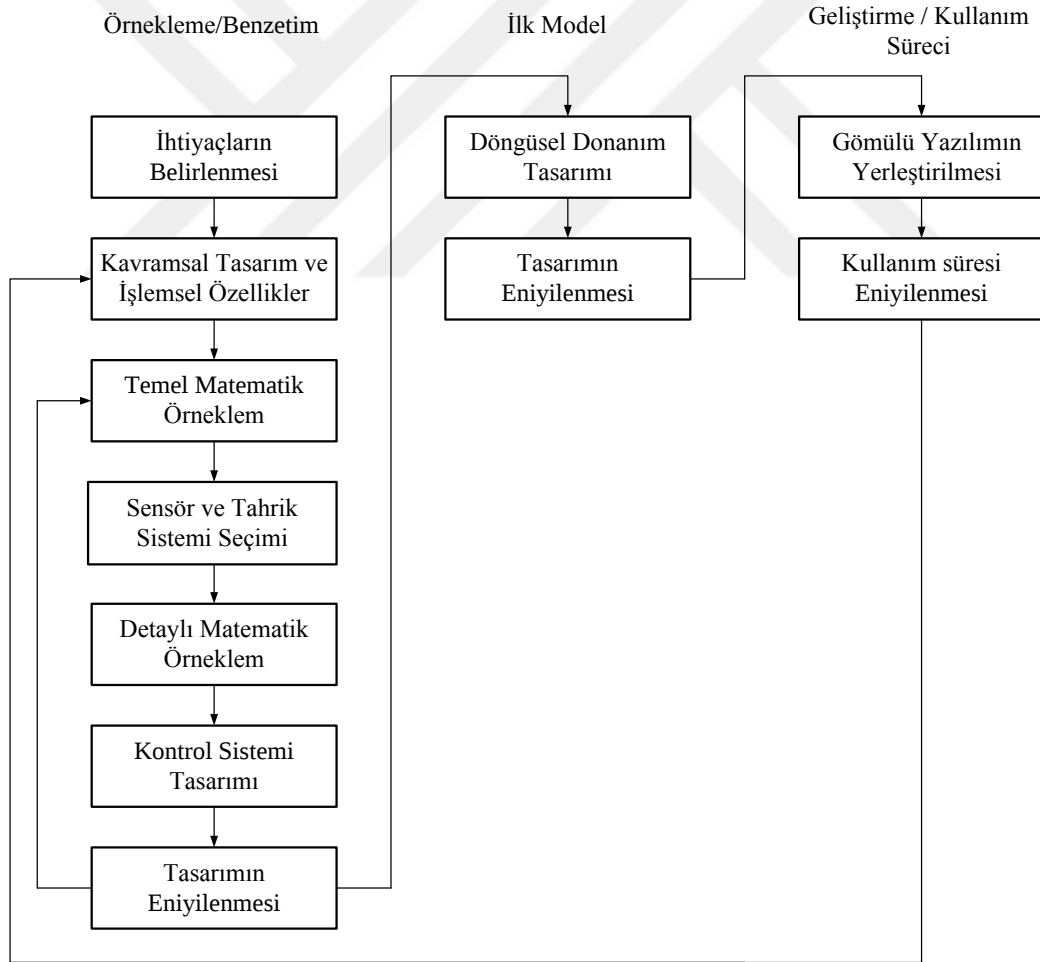
Mekatronik bir sistemde bulunan her bir alt sistemin tasarımı, o alt sistemin disiplin yöntemlerine uygun olmalıdır. Mekatronik tasarım yönteminde (metodolojisinde) farklı disiplinlerin tasarımı, bütünleştirilmesi, etkileşim süreci içinde birlikte ele alınıp her disiplinin çıktısı bir bütün halinde ilişkilendirilerek fiziksel ilk örneği (prototipi) oluşturmaktadır (Onwubolu 2005).



Şekil 2.1 Mekatronik sistemin kilit elemanları.

Özetle Mekatronik, Şekil 2.1’de de görüldüğü gibi; Benzetim ve Örneklem, Otomatik Kontrol ve Eniyilemeyi içeren bilgi sistemlerinin kesik çizgi ile gösterilmiş olan fiziksel sistem parametrelerine uyarlanmış halidir. Bu fiziksel sistem parametreleri irdelendiğinde mekatronik sistem ile elektriksel sistem arasındaki haberleşme sürücüler ve algılayıcılar sayesinde gerçekleşmektedir. Elektriksel sistem, sürücü ve algılayıcılar bir bütün halinde elektromekanik sistem olarak da adlandırılabilir. Elektriksel sistem ve bilgisayar sistemleri arasındaki iletişim ise analog – dijital ve dijital – analog dönüştürücüler ile sağlanmaktadır. Bu dönüştürücüler ve bilgisayar sistemleri de gerçek zamanlı arayüzü oluşturmaktadır (Zeigler *et al.* 2000).

2.1.1 Mekatronik Tasarım Süreci



Şekil 2.2 Mekatronik tasarım süreci algoritması.

Mekatronik tasarım süreci Şekil 2.2’de gösterildiği gibi Örneklem ve Benzetim, İlk Model, Geliştirme ve Kullanım Süreci olmak üzere üç temel aşamadan oluşmaktadır (Cros *et al.* 2006).

2.1.1.1 Örneklem ve Benzetim (Modelleme ve Simülasyon)

Örneklem, araştırma konusunun süreçlerini ve kayda değer veya ilginç özelliklerini yakalayan bir yapı oluşturmaktır. Bir başka ifadeyle örneklem, bir sistemin davranışlarıyla ilgili sanal deneyleri yürütmemize imkân sağlayan, bilgisayara uyarlanmış bir temsil vasıtasıyla söz konusu sistemin basitleştirilmiş tanımıdır (Hoover and Rinderle 1989). Benzetim ise; bir sistemin giriş, çıkış ve çevresiyle olan etkileşimler gibi dikkate alınması gereken özelliklerini belirleyen bazı süreçlerin taklididir (Kusiak and Szczerbicki 1990).

Örneklem ve benzetim 7 temel adımdan oluşmaktadır.

1. **İhtiyaçların Belirlenmesi:** ihtiyaçların belirlenmesi aşamasında literatürde çok değişik yaklaşım yöntemleri bulunmaktadır. Özellikle üretim ve tasarım süreçleri için müşteriler, ihtiyaç duyan hedef kitle veya gereksinimlerin karşılanması için sıklıkla başvurulanan “Sizin için olmazsa olmaz özellikler nelerdir?” sorusunun cevapları analiz edilerek ulaşılan veriler ihtiyaçlar olarak adlandırılır. Genelde bu ihtiyaçlar maddeler halinde önem sırasına göre derecelendirilir (Cros *et al.* 2006).
2. **Kavramsal Tasarım ve İşlevsel Özellikler:** Kavramsal tasarım; ihtiyaçların belirlenmesinden başlayıp fonksiyonların bir tarifinden, sonuçta tasarlanan sistemin performansına ve gerçek davranışının tahminine kadar geliştirme işlemidir. Kavramsal tasarım aşamasında fonksiyonlar olabildiğince alt fonksiyonlarına ayrıştırılmaya çalışılır ve ürün çalışma prensipleri belirlenir.

Kavramsal tasarımda, tasarımcı sistemin fonksiyonel kavram tarifini ihtiyaçları tamamlayan fiziksel bir tarife dönüştürür (Niss 1988, Kota and Ward 1990, Bakerjian 1992). Tasarım fonksiyonel uzaydan fiziksel uzaya dönüştürülmektedir. Diğer bir deyişle; davranış boyutundan sistemin fiziksel tanımının meydana getirilmesidir (Blum and Niss 1991).

3. Temel Matematiksel Örneklem: Kavramsal tasarımın ardından sistem özellikleriyle uygun olarak sistemin matematiksel örnekleme (modeli) oluşturulur. Bir fiziksel sistemin dinamik davranışını temsil eden matematiksel denklemler bütünüyle matematiksel model olarak ifade edilmektedir (Lingefjard 2002). Matematiksel bir örnekleme, öncelikle sistemin dinamik özelliklerine uygun bir değişken takımına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu değişkenler, sistemin dinamiğine uygun fiziksel kurallara ilişkili olarak matematiksel denklemler oluşturulmaktadır. Sistemin çalışma koşullarına ve örneğin ayrıntısına bağlı olarak türetilen sistem denklemleri doğrusal ya da doğrusal olmayan, zamanla bağlı değişen veya zamanla bağlı değişmeyen olabilmektedir (Galbraith and Clatworthy 1990). Matematiksel örnekleme temel amaç sistemin transfer fonksiyonunun belirlenmesidir. Sistem girişleri istenilen şekilde değiştirilerek transfer fonksiyonundan geçirilir. Böylelikle sistem çıktıları benzetim ortamında rahatlıkla elde edilebilir (VDI 2080 1984, Lysgaard *et al.* 2004).

4. Sensör ve Sürücü Seçimi: Mekatronik sistemlerde hız, sıcaklık, konum bilgisi gibi birçok veriyi algılamak üzere tasarlanmış değişik sensörler bulunmaktadır. Hassas ölçüm yapmanın en temel yolu doğru sensörü seçmektir. Uygulamaya yönelik sensör ve sürücü seçiminde şu ölçütler önemlidir: Ölçüm Aralığı, Hassasiyet, Sensör ve Sürücünün Cevap Süresi, Kullanım Alanı (Gheysens 1986).

5. Detaylı Matematik Örneklem: Mühendislik alanında uygulanan dinamik sistemlerin birçoğu matematiksel örneklemeyle diferansiyel denklemler olarak ifade edilebilmektedir. Dinamik sistemlere uygulanan herhangi bir giriş fonksiyonuna sistemin vereceği cevap diferansiyel denklemin çözümüyle elde edilebilmektedir. Fiziksel sistemlerin dinamik davranışını örnekleme için kullanılan diferansiyel denklemler, ilgili sistemin fiziksel yasalarından yararlanılarak elde edilmektedir. Sistemin diferansiyel durum denklemleri matris vektör formunda bulunmaktadır. Sıfır başlangıç koşulları için sistemin transfer fonksiyonu diferansiyel denklemin her iki tarafının Laplace dönüşümü olarak yazılmaktadır. Böylelikle sistem detaylı olarak matematiksel ifadelere dönüştürülmektedir (Yüksel 2001, Kuo 2002, Fukasawa *et al.* 2006, Baldacci *et al.* 2008).

6. Kontrol Sistemi Tasarımı: Bir otomatik kontrol sistemi tasarlamak için göz ardı edilmemesi gereken iki durum vardır. Bu durumlardan ilki, sistemin kararlılığına bağlı geçici durum tepkisi, ikincisi ise, durgun durum tepkisidir. Geçici durum tepkili sistemin çıkışı, zamana bağımlı olarak salınım yapmakta veya ani şekilde artma sergilemiyorsa, sistemin kararlı olduğu söylenebilir. Geçici durum tepkisi, aşma (overshoot) yüzdesi, yükselme zamanı ve yerleşme zamanının ölçülmesiyle belirlenebilir. Durgun durum tepkisi, yerleşme zamanı hatasının ölçülmesiyle belirlenmektedir (Lee and Chung 2001). Endüstride birçok alanda ortak olarak kullanılan kontrol düzeneği PID tip denetleyicilerdir. PID kontrolünde, denetleme işlemi üç farklı birimde gerçekleştirilmektedir. Buradaki amaç, yerleşme, aşma zamanını ve yerleşme zaman hatasını belirleyerek dengede tutmak ve sistem kararlılığını sağlamaktır (Nelson 1998). PID denetleyici; bu üç temel kontrol etkisinin üstünlüklerini tek bir birim içinde birleştiren bir denetleyicidir. İntegral etki, çıkabilecek kalıcı durum hatasını sıfırlamaya yönelik etki gösterirken türev etki, sadece PI denetleyici etkisi kullanılması durumuna bağlı olarak sistemin aynı kararlılığı sağlaması için cevap hızını artırmaktadır. Bu bağlamda PID denetleme elemanı sisteme sıfır kalıcı durum hatası olan hızlı bir cevap sağlamaktadır. Sistemin karmaşasının

artması durumunda, basit bir PID kontrolör de yeterli olmayabilir. Bu nedenle literatürde çok değişik kontrol metotlarına rastlamak mümkündür (Brandler 1989, Mclean 1990, Lewis 2000).

- 7. Tasarımın Eniyilemesi (Tasarım Optimizasyonu):** Optimizasyon belirli sınırlamalar ve uygulamalar altında tasarımın en büyük veya en küçük olması istenen değerleri ve bu koşulu sağlayacak değerlerini bulmaktan ibarettir. Genel olarak eniyileme yöntemleri, değişkenler kümesinin elemanlarını, hedef fonksiyonunda olması istenen değerleri sağlayacak yönde değiştirerek sonuca ulaşılır (Kirkpatrick *et al.* 1983, Karaboğa 2005). Hooke-Jeeve, Nelder-Mead, Rosenbrock ve Simplex yöntemleri, yaygın olarak kullanılan yerel eniyileme yöntemleridir. Bu ve benzeri yöntemler başlangıç noktasından başlayarak farklı en büyük veya en küçük noktalara yakınsamaktadır. Böylelikle verilen bir çözüm uzayı içerisinde hedef fonksiyonun mutlak en küçük veya mutlak en büyük olduğu noktayı aramaktadır. Elde edilen sonucun gerçekten de mutlak uygun değer olup olmadığını test etmek için kullanılan herhangi bir analitik yöntemin olmaması, bu yöntemler için mutlak uygun değerlerin bulunmasında istatistiksel yöntemlerden kullanılmaktadır. İstatistiksel yöntem olarak mutlak algoritmalar, diğer ismiyle yapay zekâ algoritmaları, yüksek performanslı ve esnek çözümler sunmaktadır. Böylelikle tasarım için gerekli minimum maliyet ve minimum enerji, maksimum verim ve maksimum fayda sağlanır (Goffe 1996, Özüğür 2006, David *et al.* 2009).

2.1.1.2 İlk Model (Prototip)

İlk örnek (model) üretiminin amacı imalat öncesi, tasarlanan örneğin üretilebilirliğinin, tasarımın işlevsel yönden yeterliliğinin, doğruluğunun ve estetikliğinin değerlendirilmesi, sökülebilme ve kurgulanabilme olanaklarının değerlendirilebilmesidir (Doğan 2007). Son yıllarda ilk örnek ürünler, mekatronik ve

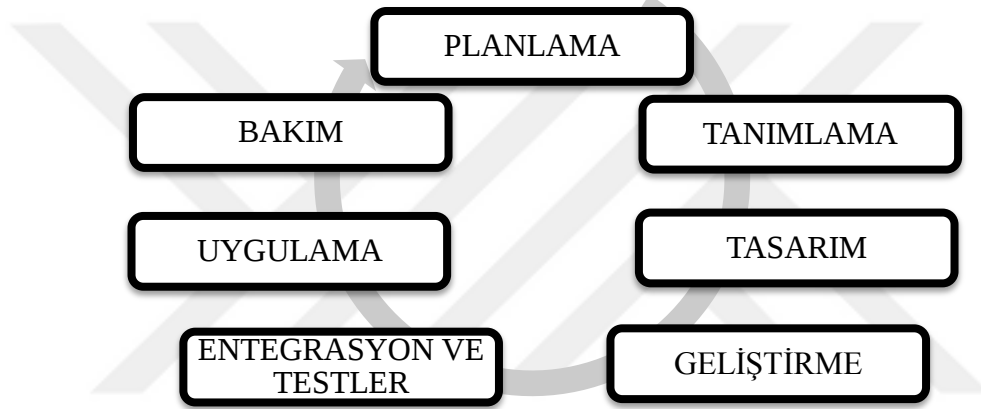
otomasyon sistemlerde önemli yer tutmaktadır. Bu durumda ilk örnekleme yöntemi, az sayıda üretim için, seri üretime göre çok daha ekonomik olması neticesinde tercih sebebi olmaktadır (Onuh and Yusuf 1999, Onuh and Hon 2001). Mühendislik alanında sıklıkla; doğru karar verebilmeyi sağlamak için ilk örnek yapımı, gerçek modelleme, kalıp tasarımı, ürün geliştirme, tasarım döngüsündeki geçen zamanı azaltma, maliyet azaltma, yeni ürünleri tanıtmak, mevcut ürün özelliklerini değiştirme, analiz, karmaşık parçaları üretebilme, tasarım ve imalatın bütünlüğünü sağlama gibi pek çok amaca hizmet etmek için sıklıkla başvurulmaktadır (Shetty *et al.* 2001, Şeker 2014). İlk örnek, döngüsel donanım tasarımı alt elemanından oluşmaktadır.

- **Döngüde Donanım Tasarımı (Gerçek Zamanlı Arayüz):** Yerine getirilmesi istenilen sürecin doğru olabilmesi, sadece mantıksal olarak doğru olmasıyla yeterli olarak kabul edilemez. Doğru zamanda da istenilen sürecin yerine getirilmiş olması gerekmektedir. Bu şekildeki sistemler gerçek zamanlı sistemler olarak tanımlanabilir. Mekatronik tutarlı bir çerçevede mekatronik sistem bileşenlerinin etkileşimini ve analizini sağlama için kontrol sistemlerinden yararlanmaktadır. Mekatronik sistem bütünlüğü bilgi işlemeyi kapsayan donanım ve yazılım kombinasyonundan oluşmaktadır. İşte bu tip sistemler döngüsel donanımlı sistemler olarak adlandırılır (Stark 2011).

Prototip aşamasında bilgisayar ile ilintili olmayan birçok alt sistem gerçek donanıma dönüştürülmektedir. Sensörler ve sürücüler arayüz sinyallerini üreterek, matematiksel model ile gerçek model arasındaki iletişimi sağlamaktadırlar. Şöyle ki, modelin gerçek parçaları gerçek zamanı, matematiksel bölümleri ise benzetim zamanını oluşturmaktadır. Asıl önemli olan ise bu ikili döngüsel bölümler arasındaki (senkronizasyon) eş zamanlılıktır (Cros *et al.* 2006).

2.1.1.3 Geliştirme ve Kullanım (Yaşam) Döngüsü

Mekatronik sistemlerde, sistemin modellenmesinden başlayıp kullanım süresi boyunca geçirdiği tüm aşamalar gelişim ve yaşam döngüsünü (life cycle) oluşturmaktadır. Başka bir ifadeyle Sistem Geliştirme Yaşam Döngüsü (SDLC) analistlerin ve kullanıcı faaliyetlerinin kendine has döngüsünün kullanılmasıyla en iyi geliştirilmiş sistemin oluşmasını sağlayan, analiz ve tasarım için safhalı bir yaklaşımdır. SDLC kavramı döngüsel bir yaklaşımdır. SDLC aşamaları Şekil 2.3'deki gibi sıralanabilir (Arnold *et al.* 2005, Saaksvuori and Immonen 2008, Stark 2011, Şeker 2014).



Şekil 2.3 Yaşam Döngüsü Adımları.

- 1. Planlama:** SDLC'de ilk adım ne istenildiğinin planlanması olarak düşünülmektedir. Plan aşaması aslında proje yönetimlerindeki en önemli aşamayı oluşturmaktadır. Diğer adımları geçişteki başlangıç aşamasıdır. Sistemin projelendirildiği, fikrin ortaya çıkarıldığı ve fikrin tartışıldığı SDLC bölümüdür.
- 2. Tanımlama:** Genelde istenilen fikrin ne olduğunun ve temel tanımlara bağlı olarak kavramların belirlendiği aşamadır. Diğer bir ifadeyle, problemin, yaşam döngüsünün, sistemin tanımlandığı aşamayı oluşturmaktadır. Tanım aşamasında sistemden nelerin beklenildiği ile ilgili analiz çalışmaları da yapılmaktadır.

3. **Tasarım:** Sistemimizin tasarımı yapılmaktadır. Kararlar verilir, seçimler yapılır, işlevsel olarak hangi adımların uygulanacağı, sistemin bileşenleri ve ara elemanları bu aşamada tasarlanmaktadır. Bir sonraki adım olan uygulama/geliştirmeye bütün durumlar gözden geçirilmiş olarak geçilmesi beklenmektedir.
4. **Geliştirme:** Bu aşama, sistemin vücut bulduğu ilk örneklerin çıkmaya başladığı aşamadır. Tasarım aşamasında verilen kararlar sistem ortamına uygun olarak, tasarım aşamasında alınan kararlar doğrultusunda gerçekleştirilmeye başlanmaktadır.
5. **Entegrasyon ve Testler:** Sistemin vücut bulduğu ve gerçek hayata geçtiği aşamadır. Tasarlanan sistemin tüm donanımlarının ve ara elemanlarının temini, sistemin bağlantılı olduğu tüm birimlerin sisteme bütünleştirilmesi, başka yazılım veya donanımlarla bir bütünlüğü varsa bu bütünlüğün sağlanması ve veri tabanı bağlantıları gibi pek çok adım bu aşamada ele alınmaktadır.
6. **Uygulama:** Uygulamaya geçilen her sistemden beklenen davranışlar ortaya çıkar. Bu davranışlar genelde problemlerden oluşmaktadır. Her bir probleme karşılık yeni bir fikirler ve yeni ihtiyaçlar ortaya çıkar ve tüm fikir ve ihtiyaçlar değerlendirilmeye alınır. Bu değerlendirmeler sonra bakım aşamasına geçilmektedir.
7. **Bakım:** Sistemin bakımı yapılırken uygulama aşamasında olduğu gibi yeni tanımlar ve yeni tasarımlar yapılmaktadır. Böylelikle tanımlama ve tasarım aşamalarına geri dönüş sağlanmaktadır. Bu şekilde devam eden döngü hiçbir zaman bitmez. Tasarlanıp kurulan her sistem sürekli yaşayan bir ürün canlı bir organizmadır.

2.2 Haritalama

Özellikle 1990'lı yıllardan sonra büyük bir ivme kazanan bilgisayar teknolojisindeki baş döndürücü gelişmeler; diğer birçok bilim dalı gibi haritacılık bilimini de etkilemiştir. Klasik haritacılığın yerini sayısal haritacılık almıştır. Klasik harita üretim teknikleri, yerini bilgisayar destekli harita üretimine bırakmıştır. Coğrafi Bilgi Sistemleri hayatın her alanında vazgeçilmez bir unsur olmaya başlamıştır. Basılı harita ihtiyacı yanında, Coğrafi Veri Setlerine ve sayısal haritalara olan ihtiyaç her geçen gün artmaktadır. Söz konusu bu gelişmelerin paralelinde, Ulusal Haritacılık Kuruluşları, ülkelerinin temel ölçek sayısal Coğrafi Veritabanlarını oluşturmaya öncelik vermişlerdir. Veri toplama işlemlerini bitirmesi sonrası, haritacılık bilimi; sayısal haritacılığın getirdiği ve aşması gereken iki dar boğaz ile karşılaşmıştır. Bunlardan birincisini sayısal veri güncelleme (versiyonlama) ve ikincisini ise temel ölçek dışı sayısal harita ve türetme coğrafi veri setlerin üretilmesi (sayısal genelleştirme) oluşturmaktadır (Hardy and Meyer 2003).

Genelleştirme, harita üretim sürecinin vazgeçilmez bir bileşenidir. Kısaca genelleştirme, büyük ölçekli mekânsal veri kaynağı ya da setinden, istenilen özelliklere uygun daha az ayrıntıya sahip veri seti türetme işlemi olarak tanımlanabilir (Lee 1996).

Coğrafi veri toplama, çoğunlukla çok maliyetli olan bir işlemdir. Fotogrametrik kıymetlendirme, coğrafi veri toplama yöntemlerinden biri olup, geniş alanlara ait coğrafi verilerin belirli ölçeklerde toplanmasında kullanılabilir. Fotogrametrik kıymetlendirme yapan bilgisayar operatörün yaptığı işlem, aslında nesne genelleştirmesidir. Ana coğrafi veri tabanı oluşturulduktan sonra, türetme coğrafi veri setlerini genelleştirme yöntemi ile üretmek çoğu zaman daha akılcı ve tercih edilen bir yöntem olmaktadır (Hardy and Meyer 2003).

Sayısal genelleştirmenin başlangıç sürecinde (1960-1975), çizgi basitleştirmesi için algoritmalar araştırılmış ve sunulmuştur. Bu zaman sürecinde ve günümüzde halen en çok kullanılan çizgi basitleştirme algoritması Douglas ve Peucker (1973) tarafından

geliştirilmiştir. Sayısal genelleştirmenin ikinci dönemi sayılabilecek 1970’li yılların sonu ile 1980’li yılların başlangıcı arasındaki süreçte, geliştirilen algoritmaların hızlı ve verimli çalışmaları konularına yoğunlaşmıştır.

1980’li yıllarda bilim adamları, genelleştirmenin daha kavramsal yönlerine odaklanmaya başlamışlardır. Monmonier (1982), bilgisayar destekli kartografyada genelleştirme konusundaki zorluğun sadece problemlerin karmaşıklığından kaynaklanmadığını, aynı zamanda harita basitleştirmesinin ilke ve amaçlarının tam olarak anlaşılmadığından kaynaklandığını ifade etmiştir.

Genelleştirme işlemlerinin modellerinden biri de Nickerson ve Freeman (1986) tarafından geliştirilmiş ve uzman sistemler yaklaşımı için özellikle tasarlanmıştır.

Gökgöz (1999), eş yükseklik eğrilerin basitleştirilmesinde, arazi karakteristik çizgilerini dikkate alınması gerekliliğini vurgulamış ve sayısal arazi modelinden operatör etkileşimli olarak türetilen karakteristik çizgilerini bu amaçla kullanmıştır.

Bu çalışmada da fotogrametrik kıymetlendirme yapan bilgisayar operatörleri yardımıyla entegrasyonu yapılan sabit kanatlı insansız hava aracı ile görüntüleri elde edilen arazinin haritalama işlemi gerçekleştirilmiştir.

2.3 İnsansız Hava Araçları

İnsansız hava araçları (İHA), herhangi bir pilot idaresinde olmayan, istenilen uçuşu veya görevi uzaktan komuta ile yerine getirebilen uçaklar olarak tanımlanmaktadır. İnsansız hava araçları, otomatik iniş ve kalkış yapabilir. Uzaktan kumanda edilerek veya önceden belli bir uçuş planı üzerinden otomatik olarak hareket edebilir (Austin 2010).

Günümüzde sivil ve askeri alanlarda sıklıkla kullanılmakta olan insansız hava araçlarının önemi gün geçtikçe daha da çok artmaktadır. Özellikle insanlı bir uçağın risk edilmek istenmediği durumlarda kullanışlı bir seçenek haline gelmiştir. İnsansız hava araçları karmaşıklık açısından daha basit bir yapıdadır ve maliyetleri insanlı bir uçağa göre daha düşüktür. Bu nedenle üretimi de kolaydır. Aynı zamanda uçuş maliyetleri insanlı bir uçağa göre düşük olmasından dolayı kullanıma daha elverişlidir. Elektrik veya akaryakıt ile çalışan motor desteği ile uçuşunu gerçekleştirebilir (Valavanis 2007).

2.3.1 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

Literatürde insansız hava araçları için en sık karşılaşılan sınıflandırma yöntemleri olarak kullandığı yerler ve tasarım özellikleri olarak başlıca iki sınıflandırma mevcuttur.

Kullanım yerlerine göre insansız hava araçları:

- ❖ Askeri kullanım: Savunma, saldırı, keşif ve gözetleme, hedef, takip, elektronik harp, tespit, mühimmat taşıma, özel görevler.
- ❖ Sivil kullanım: Bilimsel araştırma, zirai faaliyetler, lojistik, fotoğrafçılık, arama ve kurtarma, meteoroloji, yangın söndürme, hobi.

ABD ordusu tarafından askeri amaçla sıklıkla hareketli hedeflerin imhası için kullanılan MQ-1B Predator sınıfı bir insansız hava aracı Şekil 2.4'te gösterilmiştir.



Şekil 2.4 MQ-1B Predator (İnt.Kyn.1).

Uçuş irtifalarına ve uçuş menzilleri göre de insansız hava araçları çeşitli sınıflara ayrılmıştır. Bu sınıflar temel olarak şu şekildedir (Bomes 2009):

- ❖ NAV (Nano Air Vehicle, Nano Hava Aracı): Boyutsal olarak en küçük İHA'lara verilen addır. 5 cm'den daha küçük ölçülere sahiptir ve oldukça kısa menzillerde kullanılır.
- ❖ MAV (Micro UAV, Mikro İHA): Uçuş menzili 10km olarak belirtilmiştir. Havada kalma süresi yaklaşık olarak 1 saattir. Kanat açıklıkları oldukça küçük olup 15 cm'den fazla değildir. Yerleşim yerlerinde ve dar geçiş aralıklarının çok olduğu çevrelerde kullanım bulmaktadırlar. Aynı zamanda oldukça yavaş uçup, etkili bir şekilde süzülmesi ve çok dar alanlar üzerine inebilmesi için hareketli kanatlar geliştirme çalışmaları sürmektedir.
- ❖ MUAV (Mini UAV, Mini İHA): Menzili yaklaşık 30 km'yi bulmaktadır.

Havada kalma süresi birkaç saatle sınırlıdır. Küçük çaplı askeri operasyonlarda, gözetleme görevlerinde ve sivil amaçlarla kullanılmaktadır.

- ❖ CL-TUAV (Close Range Tactical UAV, Kısa Menzilli Taktiksel İHA): Menzilleri yaklaşık 100 km olarak belirtilmektedir. Sivil amaçlı veya kısa menzil etrafında çeşitli kara ve deniz askeri güçleri tarafından kullanılmaktadır.
- ❖ TUAV (Tactical or Medium Range UAV, Taktiksel veya Orta Menzilli İHA): Küçük boyutlara sahiptir. Deniz ve kara kuvvetleri tarafından kullanılmaktadır. İrtifa yüksekliği 2400 m ile 3000 m arası olarak tanımlanmakta ve yaklaşık 24 saat havada kalabilmektedir.
- ❖ MALE (Middle Altitude Long Endurance, Orta İrtifa Uzun Uçuş Süresi): İrtifa yükseklikleri yaklaşık 5000 m ile 15000 m arasındır. 24 saate yakın havada kalabilirler.
- ❖ HALE (High Altitude Long Endurance, Yüksek İrtifa Uzun Uçuş Süresi): İrtifa yüksekliği diğer insansız hava araçlarına göre çok yüksek olup yaklaşık olarak 15000 m olarak belirtilmektedir. 1 günden daha fazla süre havada kalabilirler. Uzak komuta kontrol merkezinden idare edilebilir. Ülkeler arası görevlerde kullanılabilirler.

2.3.2 İnsansız Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi

Modern çağda insan yardımıyla uçan araç fikri ilk olarak 1700’lü yılların sonlarında ortaya atılmış, aracın uçurulması ise sonraki yüzyılı bulmuştur. İnsan yardımıyla uçan araç fikrini takiben, insansız hava aracı I. Dünya Savaşı yıllarında (1916) uçan bir torpido hayaliyle doğsa da “uçan makine” fikri yaklaşık 2500 yıl önce Antik Yunan ve Çin’e dayanmaktadır (Dalamagkidis *et al.* 2012).

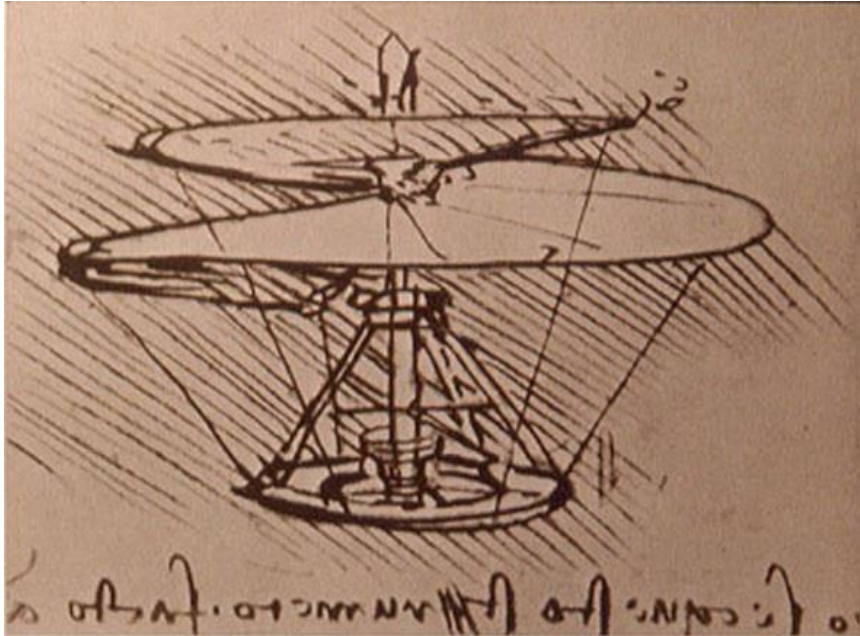
Pisagor, Arşimet ve diğerleri çeşitli uygulamalar için otonom mekanizmaların kullanılmasını incelemiştir. Bilinen ilk otonom uçan makine, Tarantolu Arhitas tarafından üretilmiştir. Arhitas, antik dünyanın Leonardo Da Vinci'si ve aynı zamanda rakam teorisinin babası olarak bilinmektedir (Valavanis *et al.* 2007). Arhitas muhtemelen, çeşitli mekanizmaları tasarlayan ve üreten ilk mühendistir. MÖ. 425 yılında Şekil 2.5'te gösterilen "Pigeon (Güvercin)" adında mekanik bir kuş inşa etmiştir. Cornelius Gellius'un "Noctes Atticae" isimli eserine göre; kuş ahşaptan yapılmış, ağırlığı güzelce dengelenmiş ve karnında hapsedtiği havayı (su buharını) kullanarak uçmaktadır (Gellius 1927). Arhitas'ın güvercini tüm enerjisini kullanıp yere düşmeden önce yaklaşık 200 metre havalandığı ileri sürülmektedir. Güvercinin tekrar uçuşu için mekanizmanın yenilenmesi gerekmektedir (Guedj 1998).



Şekil 2.5 Bir sanatçının uçan pigeon (güvercin) tasviri, yaklaşık 200 metre havalandığı belirtilen tarihteki ilk İHA (Dalamagkidis *et al.* 2012).

Aynı çağlarda antik dünyanın başka bir parçası olan Çin’de dikey uçan hava aracı fikri Çinliler tarafından MÖ. 400’lü yıllarında ilk kez belgelenmiştir. Uçan hava aracının ilk sürümü baştan sona tüylerle kaplı bir çubuktan oluşmaktadır. Serbest uçuşa yetecek gerekli yüksekliği sağlamak için çubuk iki el arasında bükülmüştür. Çinlilerin sıcak hava balonu, roketler ve uçurtmalar gibi diğer hava araçları deneyleri sonraki yıllarda devam etmiştir. Üretilen bu araçların kimisi eğlence için kimisi de askeri alanda kullanılmıştır. Aslında “wooden hawk” (ahşap şahin)in keşif ve gözetleme amaçlı olarak MÖ. 450 yıllarında kullanıldığına dair tarihsel kayıtlar bulunmaktadır. Aynı zamanda karga şeklinde bir uçurtmayla Ming Dynasty zamanında düşman mevzileri bombalanmıştır (Yinke 2005).

Birkaç yüzyıl sonra 1483 yılında Leonardo Da Vinci Şekil 2.4’te gösterilen “hava jiroskopu” adında, havada durabilen bir araç tasarlamıştır. 5 metre çapında ve döner şaftlıdır. Yeterli güç uygulandığında makinenin dönmesi ve uçuşu fikrine dayanmaktadır. Hava jiroskopu bazı araştırmacılar tarafından modern helikopterin atası olarak kabul edilmektedir. Da Vinci 1508’de bir kablo boyunca inen bir çift kol vasıtasıyla kanat çırpın mekanik bir kuş da tasarlamıştır (Leisman 2006).



Şekil 2.6 Leonardo Da Vinci tarafından tasarlanan hava jiroskopu (Dalamagkidis *et al.* 2012).

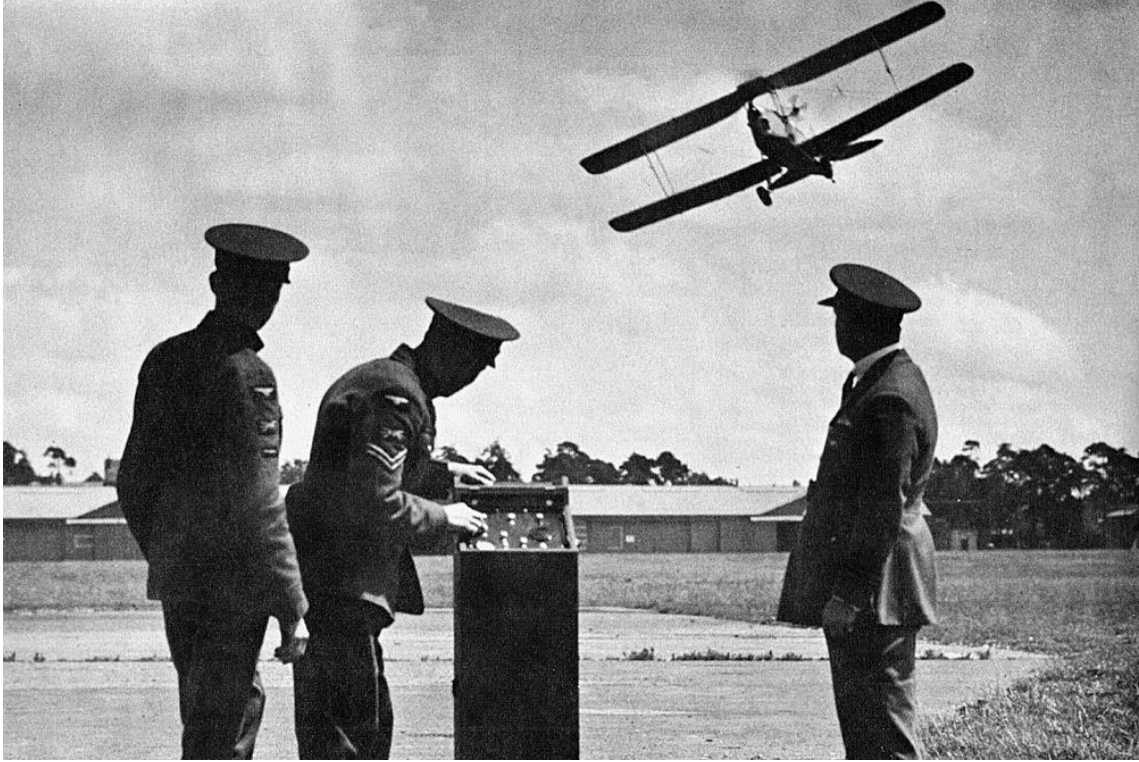
Daha sonraki yıllarda buhar gücü ile çalışan motorların sınırlarının kısıtlı olmasından dolayı dikey iniş kalkış yapabilen hava araçları İngiltere ve Fransa gibi ülkeler tarafından tasarlanmış ve kullanılmıştır. Güç ağırlık oranlı (ivmeli) motorların geliştirilmesiyle helikopter gibi dikey iniş kalkış yapan araçların yerlerine modern anlamdaki uçaklar tasarlanmıştır (Newcome 2004).

Wright kardeşlerin tarihe damga vuran uçuşlarından 15 yıldan daha kısa bir süre sonra 1916 yılında, ilk modern insansız hava aracı denemeleri başlamıştır. Bu insansız hava aracı, tasarımcısı olan iki mucidin ismiyle “Hewitt-Sperry Automatic Airplane” (Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı – HSAA) olarak anılmaktadır. Sperry’nin uçuş kararlılığını sağlamak için ihtiyaç duyulan jiroskopik aygıtlar üzerindeki önceki araştırmaları olmadan HSAA’nın gerçekleştirilmesi mümkün değildir. Sperry “Curtiss-Sperry Aerial Torpedo” (Curtiss-Sperry Hava Torpidosu) geliştirmesi sonucu Amerikan Deniz Kuvvetlerinin ilgisini çekmeyi başarmıştır. Bu gelişmeler yaşanırken Amerikan Hava Kuvvetleri de şekil 2.7’de gösterilen Charles Kettering’in “Liberty Eagle Aerial Torpedo” isimli çalışmasına sponsorluk yapmıştır. Teknik sorunlar ve hassasiyet eksikliği nedeniyle otomatik uçaklara olan ilgi kaybedilmiş fakat hedef uygulamalarda uzaktan kumandalı İHA kullanma potansiyeli kısa sürede anlaşılmıştır (Zaloga 2008).



Şekil 2.7 Charles Kettering’in kendi adıyla anılan hava torpidosu “Kettering Bug” (İnt.Kyn.2).

Birleşik Krallık'ta insansız hava aracı denemeleri 1920'lerde "RAE 1921 Target" ile yerini almıştır. 1933 yılında Kraliyet Hava Kuvvetleri ilk kez Şekil 2.8'de gösterilen "Queen Bee" isimli İHA'yı kullanmıştır. Queen Bee "DeHavilland Tiger Moth"un çift kanatlı olarak düzenlenmiş halidir ve silahlı uygulamalarda görevlendirilmiştir (Newcome 2004).



Şekil 2.8 Kraliyet Hava Kuvvetleri "Queen Bee" isimli İHA'yı kullanırken (İnt.Kyn.3).

Uzak uygulamalar için radyo kontrolünün mükemmelleştirilmesi kavramı önerilmiş ve sırasıyla 1895 ve 1898 yıllarında Tesla tarafından uygulanmıştır. Oyuncu Reginald Denny 1934 yılında "Reginald Denny Hobby Shops" u açtığında ve radyo kontrollü uçakları satmaya başladığında, özel sektörü bu araçlar için teşvik etmiştir. Birkaç yıl sonra Birleşik Devletler ordusu Reginald Denny'nin işine özel ilgi göstererek, çok başarılı bir hedef İHA'sının geliştirilmesine ve İkinci Dünya Savaşı boyunca kullanımına öncülük etmiştir (Newcome 2004).

İkinci dünya savaşından hemen sonra keşif ve gözetleme görevlerine olan ilgi giderek artmıştır. Reginald Denny'nin hedef İHA'sının altsoyu olan "SD-1" ilk keşif ve gözetleme amaçlı İHA'dır. Şekil 2.9'da gösterilen "MQM-57 Falconer" adıyla da bilinen SD-1, 1950'li yılların ortalarında geliştirilmiş ve envanterden çıkartıldığı güne kadar 1500'e yakın MQM-57 Falconer üretilmiştir (Newcome 2004). SD-1 uzaktan kontrol edilebilen, üzerinde kamera taşıyan ve 30 dakikalık uçuş süresinin ardından üsse dönerek inişini paraşütle gerçekleştiren, Birleşik Devletler ordusunun ilk keşif ve gözetleme amaçlı İHA'sıdır (İnt.Kyn.4).



Şekil 2.9 SD-1 diğer adıyla MQM-57 Falconer 1970 yılına kadar Birleşik Devletlere hizmet etmiştir (İnt.Kyn.4).

1960 yılında Sovyetler Birliği üzerinde U-2 casus uçağının kaybolması keşif ve gözetleme yapan İHA'lara karşı yeni bir ivme kazandırmış ve iki yıl sonra bir başka U-2 uçağının Küba üzerinde kaybolması bütün şüphelerin ve mali sorunların ortadan

kalkmasına yardımcı olmuştur (Zaloga 2008). Birleşik Devletler Hava Kuvvetleri farklı yeteneklere sahip bir dizi “Ryan Model 147” İHA’yı desteklemiştir. İki farklı türde iki düzineden fazla Ryan Model 147 serisi mevcuttur. Bunlardan bazıları 1960 ve 1970’li yıllarda Çin, Vietnam ve diğer ülkelerin üzerinde Birleşik Devletler tarafından keşif ve gözetleme amaçlı olarak kullanılmıştır. Bu süre zarfında 3500 adet “Lightning Bug” ismiyle de bilinen Ryan Model 147 İHA havalandırılmış ancak İHA’ların %84’ü dönebilmiştir (Wagner 1982).

Şekil 2.10’da gösterilen “AQM-34Q” Lightning Bug günümüzün insansız hava aracı tanımına uyan muhtemelen ilk insansız hava aracıdır. Aslında bu İHA’nın yenilenmiş sürümü halen üretilmekte ve görevini yerine getirmektedir (Newcome 2004, Zaloga 2008, İnt.Kyn.2).



Şekil 2.10 AQM-34Q Ryan Model 147 (Lightning Bug) türü silahlı İHA (İnt.Kyn.5).

Birleşik Devletlerle paralel olarak Sovyet Hava Kuvvetleri de kendi keşif ve gözetleme İHA'larını geliştirmiştir. Tutulan ilk sistem TBR-1 hedef İHA'sıdır. TBR-1'i çok kısa süre sonra daha uzun menzilli ve kapasiteli DBR-1 takip etmiştir. DBR-1 tümüyle kurtarılabilecek şekilde tasarlanmamıştır. İniş alanına geldiğinde yakıtını ve uçağın burun içeriğindeki sensör paketini boşaltarak gövdesi üzerine çakılmaktadır. Sonuç olarak, DBR-1 yüksek işletme maliyetinden dolayı 1970'li yılların ortalarında DBR-1'e göre orta ve kısa menzilli keşif ve gözetleme İHA'sı olan paraşüt eklentili Tu-141/143 ile değiştirilmiştir (Zaloga 2008, Van Blyenburg 2014).

Avrupa'da insansız sistemler Birleşik Krallık'ın ve Kanada'nın mali desteği ile Canadair şirketi tarafından geliştirilmiştir. Geliştirilen CL-89 Midge aynı zamanda Fransız ve Alman Orduları tarafından da satın alınarak ordu kayıtlarına geçmiştir (Van Blyenburg 2014).

CL-89 Midge önceden belirlenen bir rotayı izleyip gece veya gündüz fotoğraflarını çeken, dönüşünde paraşütle iniş yapabilen bir sistem olarak tasarlanmıştır. Daha gelişmiş sürümü olan CL-289 1970'li yılların sonlarında Almanya'dan gelen muazzam bir bütçe desteğiyle daha uzun menzilli olarak geliştirilmiştir (Zaloga 2008, Van Blyenburg 2014).

İnsansız hava araçları alanında bir başka büyük güç olan İsrail Hava Kuvvetleri de gelişmelere kısa sürede uyum sağlamıştır. Yom Kippur Savaşı sırasında keşif ve gözetleme amacıyla Amerikan ordusunun bir filosunu askeri amaçlı kullanmıştır. Daha sonra İsrail Uçak Endüstrisi ve Tadiran kendi İHA'ları olan Scout ve Mastiff'i geliştirmiştir (Zaloga 2008). Mastiff tasarımı bakımından kendi ailesinin öncüsü konumundadır ve İsrail'in bu tasarımı Predator ve Shadow insansız hava sistemlerinin tasarımına ilham kaynağı olmuştur (Newcome 2004).

1980’li yılların sonlarına doğru günümüzün çağdaş sistemleri olarak adlandırılan birçoğu halen kullanımda olan insansız hava sistemleri geliştirilmiştir. Bu sistemlerden bazıları ve özellikleri şunlardır (Newcome 2004, Dalamagkidis *et al.* 2014, İnt.Kyn.6).

- RQ-2 Pioneer: Çöl Fırtınası Harekâtında etkin bir şekilde kullanılmıştır.
- MQ-1Predator: Silahlı keşif ve gözetleme görevlerinde kullanılmaktadır.
- RQ-4 Global Hawk: HALE sınıfıdır.
- MQ-9 Reaper: Avcı lakaplı zaman hassasiyetli silahlı sistemdir.
- Neptune: Su üzerine iniş yapabilmektedir.
- RQ-7 Shadow: Irak üzerinde etkin bir şekilde kullanılmıştır.
- Scan Eagle: Düşük maliyetlidir ve uzun uçuş süresine sahiptir.
- Silver Fox: Amerikan Deniz Kuvvetleri tarafından keşif ve gözetleme amaçlı kullanılmaktadır.
- IAI Heron: İsrail üretimi MALE sınıfıdır ve iki tam güne yakın havada kalabilmektedir.
- BAE Phoenix: İngiliz üretimidir. Kosova ve Irak’ta etkin bir şekilde kullanılmıştır.
- SPERWER: Fransız üretimidir. Birkaç Avrupa ülkesi tarafından kullanılmaktadır.
- Pchela: Rusya tarafından gözetleme ve denetim amaçlı üretilmiştir.
- Irkut 2M, 3, 10, 200: Rusya tarafından üretilen sistemlerdir.

Ülkemizde ise milli savunma sanayi kapsamında TAI tarafından üretilen ve Türk Ordusu tarafından kullanılan, geliştirilmesi ve güncel sürümleri üzerinde halen çalışılan Anka İHA mevcuttur. Şekil 2.11’de gösterilen Anka MALE sınıfı bir insansız hava aracıdır. Temel özellik bakımından 30.000ft irtifa yüksekliği ve 24 saat havada kalış süresine sahiptir (İnt.Kyn.7).



Şekil 2.11 TAI tarafından üretilen ulusal Anka insansız hava sistemi (İnt.Kyn.7).

İnsansız hava araçları gelişimi günümüze kadar katlanarak devam etmiş ve gelişen teknoloji ile entegre edilerek (bütünleşerek) sürekliliği devam etmektedir. Güneş panelleri ile şarj edilebilen bataryaların kullanımı ve akaryakıt ile çalışan daha verimli motorların üretilmesi günümüzde de sürmektedir. Bununla beraber uydudan kontrol, yüksek çözünürlüklü optik ve termal kameraların İHA'lara bütünleştirilmesi görünmezlik ve uzay keşiflerinde İHA'ların kullanılması alanında da büyük çalışmalar yapılmaktadır. Ayrıca teknolojinin gelişmesi cihazların küçülmesini ve maliyetlerin düşmesini sağlamaktadır. Böylelikle Çok Pervaneli İnsansız Hava Aracı (Quadrotor – Hexarotor) ve sabit kanatlı insansız hava araçları hobi amaçlı olarak değişik ebatlarda rahatlıkla elde edilmektedir.

2.4 Uçuş Denetim Kavramları

Bir aracın havada uçuş yapabilmesi için, o aracın kontrol edilebilir olması ve uçuş dengesine sahip olması gerekir. Uçaklar, kanatlarında harekete bağlı oluşan rüzgârın kaldırma kuvveti sayesinde havalanır ve uçuşlarını gerçekleştirirler. Uçakların düzgün bir şekilde uçuş yapabilmesi ve uçuşu sürdürebilmesi için uçuş denetimleri olması şarttır. Uçuş denetimleri, uçaktaki kontrol yüzeyleri olarak nitelendirilebilir. Bu kontrol yüzeyleri, uçağın belirli hareket eksenleri etrafında hareketini sağlar. Her bir kontrol yüzeyinin uçağın hareketinde ayrı bir rolü bulunmaktadır ve uçağa hareketi boyunca birçok kuvvet etki etmektedir (Nelson 1998).

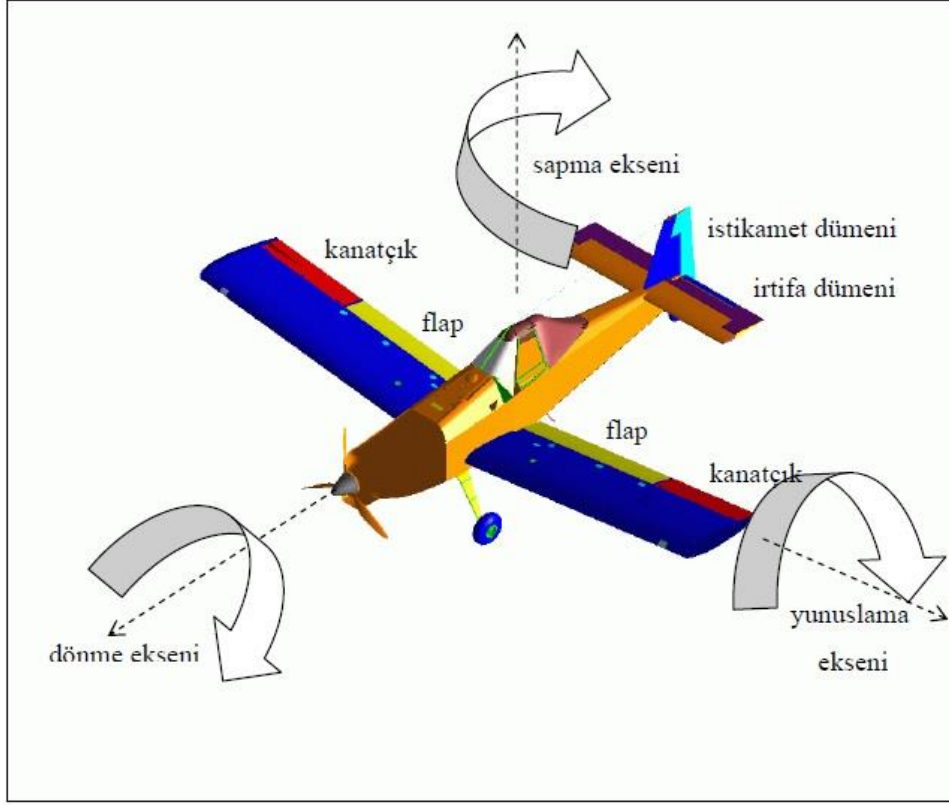
2.4.1 Uçağın Temel Hareket Eksenleri ve Kontrol Yüzeyleri

Bir uçak, hepsi ağırlık merkezi üzerinde çakışan ve birbirlerine dik olacak şekilde üç farklı hareket eksenini etrafında hareket etmektedir. Uçağın kontrollü şekilde uçuşabilmesi, bu üç eksen etrafında hareket kabiliyetine bağlıdır. Kara araçlarının aksine bir uçak, üç boyutlu hareket eden bir araç olarak düşünülebilir. Bir uçağın temel hareket eksenleri şekil 1.12’de verilmiştir.

Bir uçağın hareket eksenleri şu şekilde açıklanabilir (Nelson 1998).

- **Dikey eksen:** Uçağın en altından en üst noktasına doğru ağırlık merkezinden diklemesine geçen eksendir. Uçak bu eksen etrafında sapma (yaw) hareketi yapar. Sapma hareketi ile beraber uçağın burnu sağa veya sola doğru hareket eder.
- **Enlemesine eksen:** Uçağın bir kanadından diğer kanadına doğru uzanan ve ağırlık merkezinden geçerek uçağı enlemesine kesen eksendir. Bu eksen etrafında uçak yunuslama (pitch) hareketi yapar. Yunuslama hareketi ile beraber uçağın burnu yukarı veya aşağı hareket ettirilerek hücum açısı değiştirilir ve irtifa kontrolü sağlanır.

- **Uzunlamasına eksen:** Uçağın kuyruğundan burnuna doğru, ağırlık merkezinden uzunlamasına geçen eksenidir. Uçak bu eksen etrafında yatış (roll) hareketi yapar. Yatış hareketi ile beraber uçak sağa veya sola yatar.



Şekil 2.12 Bir uçağın temel hareket eksenleri (Akman vd. 2001).

Şekil 1.12’de gösterilen temel uçuş kontrol yüzeylerinin işlevleri şu şekildedir (Akman vd. 2001).

- **Kanatçıklar:** Kanatların uçlarında yer alan, uçağı sağa veya sola yatırmaya yarayan yüzeylerdir. Bu yüzeylerin kanatların en ucunda yer almasının sebebi, uçağın ağırlık merkezine göre yüksek dönme momenti oluşturabilmek ve etkin bir yatış hareketi yapabilmektedir. Kanatçıklar sıfır konumuna gelmediği sürece uçak yatış hareketi yapmaya devam eder. Kanatçıklar birbirine göre zıt yönlerde çalışarak işlevlerini yerine getirirler. Aynı zamanda kanatçıklar, açılı dönüş sayesinde sapma hareketi yapıp, uçağın temel yönelimlerini sağlarlar.

- **İrtifa Dümeni:** Uçağın burnunu yukarı veya aşağı kaldırıp irtifa kontrolü sağlayan kontrol yüzeyidir. En arka yatay kuyrukta yer alır. Uçağın tipine göre tek veya çift slotlu olabilir. Uçağın en arkasında yer almasının sebebi, uçağın ağırlık merkezinden olabildiğince uzak şekilde yüksek bir dönme momenti oluşturup etkin bir yunuslama hareketi sağlamaktır. Kanatçıklar ile birlikte beraber kullanıldığında çok sert dönüşler yapılabilir.
- **İstikamet dümeni:** Uçağın en arkasındaki dikey kuyrukta bulunan, uçağın burnunu sağa veya sola hareket ettirerek sapma hareketini sağlayan yüzeydir. Aynı zamanda kanatlar arasında farklı bir kaldırma kuvveti dağılımı oluşturarak ufak çaplı bir yatış hareketine de sebep olur.

3. MATERYAL VE METOT

3.1 Mekatronik Tasarım Yöntemiyle Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Tasarlanması

Bu çalışmada literatür kısmında belirtilen mekatronik tasarım yöntemi yardımıyla sabit kanatlı bir insansız hava aracı detaylı olarak tasarlanmıştır. Üç temel tasarım adımı alt basamakları ile birlikte mekatronik tasarım yöntemine uygun olarak şu şekilde detaylandırılabilir.

3.1.1 Örneklem ve Benzetim

3.1.1.1 İhtiyaçların Belirlenmesi

Bu aşamada tasarım ürünü hakkında LİHKAB Ali Kazım Telli Altyapı Haritalama Mimarlık Mühendislik Proje LTD. ŞTİ. tarafından istenilen İHA özellikleri belirlenmiş ve isteklere en uygun İHA türü seçilerek diğer tasarım adımına geçilmiştir.

İstenilen İHA özellikleri şu şekildedir.

- 50 – 300 altimetre¹ yükseklikte bir irtifaya sahip olmalı;
- Fotoğraflama yapabilmeli;
- Belirli uçuş planına göre yol alabilmeli;
- Havada kalış süresi en az 40 dakika olmalı;
- Hızı 20 – 30 m/s olmalı;
- İniş ve kalkış için özel bir alana gereksinim duymadan iniş ve kalkışını gerçekleştirebilmeli;
- Mevzuat gereği özel bir ruhsat ve ehliyet gere duymamalı;
- GPS ve INS sensörlerini üzerinde barındırmalı;

¹Altimetre: 30 ft $\approx$ 10,5 m olarak hesaplanan yükseklik birimi

Belirlenen özellikler dikkatle irdelendiğinde, havada kalış süresinin en az 40 dakika olması ve 50 ila 300 altimetre irtifa yüksekliği istendiği göze çarpmaktadır. Bu iki parametre tasarlanacak sistem hakkında temel bilgiyi oluşturmaktadır.

Şöyle ki, yüksek irtifa ve havada kalış süresi bakımından en uygun insansız hava aracı, sabit kanatlı hava araçlarıdır (Bomes 2009). Bu bilgiler ışığında sabit kanatlı bir insansız hava aracı tasarlanması kararlaştırılmıştır.

3.1.2 Kavramsal Tasarım ve İşlevsel Özellikler

Bu aşamada sabit kanatlı insansız hava aracının teknik ve donanımsal gereksinimleri ve bu gereksinimlerin özellikleri ele alınmıştır.

- **Sabit kanatlı İHA gövdesi yapısı:** EPO (Genleştirilmiş Polistren Köpük) kullanımı uygun bulunmuştur. EPO çok sağlam ve hafif bir genişletilmiş köpüktür. Strafora benzer fakat strafora nazaran yapıştırmaya daha uygundur. EPO tercih edilme sebepleri şu şekilde sıralanabilir:

1. EPO genelde EPS (Sıkılaştırılmış İzolasyon Köpüğü) den daha güçlüdür.
2. EPO çoğunlukla EPS den daha ağırdır.
3. EPO EPP den daha az elastiktir.
4. Değişik sınıflarda ve çeşitlerde birçok EPO bulunmaktadır.

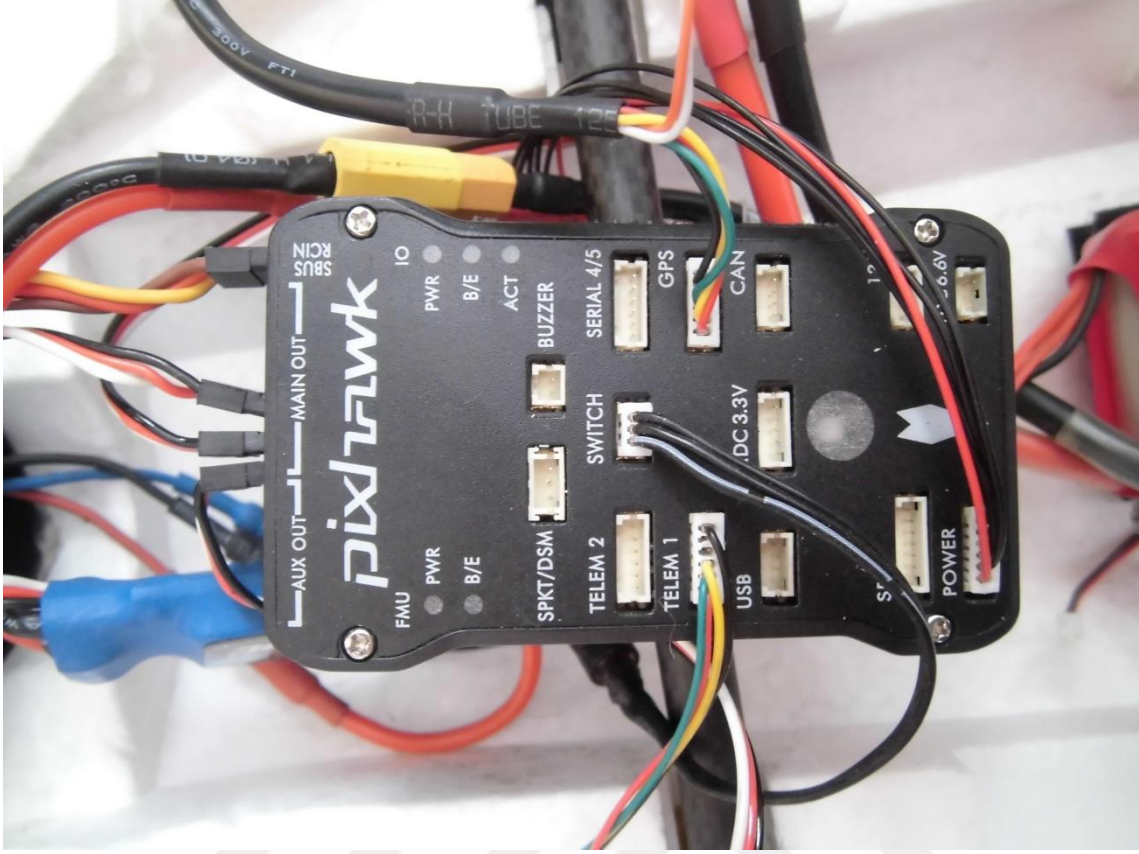
Çizelge 3.1 Gövde tipi belirleme kriterleri.

Özellik	Dayanıklılık	Ağırlık	Elastiklik	Çeşitlilik	Toplam
Cins					
EPO	3	2	3	3	11
EPP	1	1	1	2	5
EPS	2	3	2	1	8

Çizelge 3.1’de görüldüğü gibi gövde tipleri için kullanılabilecek malzemeler dayanıklılık, ağırlık, elastikiyet ve çeşitlilik kriterleri bakımından 1-3 arasında puanlama ile derecelendirilmiştir. Yapılan derecelendirmenin sonucunda EPS 8 derecelendirme puanı, EPP ise 5 derecelendirme puanı almıştır. En çok puanı 11 derecelendirme puanı ile alan EPO köpük maddesi gövde yapısında kullanılmasına karar verilmiştir.

Sabit kanat İHA yazılımsal donanım yapılarında;

- **Otopilot sistemi:** Sabit kanatlı İHA için 3DR Pixhawk otopilot sistemi seçilmiştir. Resim 3.1’de gösterilen Pixhawk otopilot sistemi, PX4 projesi kapsamında tasarlanmış ve 3D Robotics firması tarafından üretilmiş bir üründür. ST Microelectronics ve NuttX gerçek zamanlı işletim sistemi desteği ile gelişmiş algılayıcı ve işlemci teknolojisi sunmaktadır. Bu nedenle Pixhawk, performansı yüksek, esnek ve güvenilir bir otopilottur. Bütünleşik Unix/Linux tarzı programlama ortamının yanı sıra, tamamen yeni otopilot fonksiyonları (Lua scripti vb.) üzerinde bulundurmaktadır. Pixhawk bu gelişmiş özellikleri sayesinde otonom projelerde sıklıkla kullanılmaktadır.



Resim 3.1 Pixhawk otopilot sistemi.

Pixhawk otopilot modülü içeriği şu elemanlardan oluşmaktadır.

- Pixhawk otopilot
- SD kart ve USB adaptörü
- Servo kablosu
- Güvenlik anahtarı
- 3DR Güç modülü
- 3DR GPS+Pusula modülü için 6-pozisyonlu kablo
- Micro USB kablo
- Buzzer
- Montaj süngeri
- I2C splitter modülü ve kablosu

Boyutları;

- Ağırlık: 38g
- Genişlik: 50mm
- Yükseklik: 15.5mm
- Boy: 81.5mm

3DR Pixhawk donanımsal özellikleri aşağıdaki gibi tespit edilmiştir.

- 32-bit STM32F427 Cortex M4
- 168 MHz/256 KB RAM/2 MB Flash
- 32 bit STM32F103 failsafe coprocessor
- ST Micro L3GD20 3 eksen 16 bit jiroskop
- ST Micro LSM303D 3 eksen 14 bit ivmeölçer / manyetometre
- InvenSense MPU 6000 3 eksen ivmeölçer/jiroskop
- MEAS MS5611 barometre
- 5x UART (seri port), 1x yüksek voltaj uyumlu, 2x HW flow control
- 2x CAN
- Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X® Satellite uyumlu giriş (DX9 aşağısı için uyumlu)
- Futaba S.BUS® uyumlu giriş ve çıkış
- PPM sum sinyali
- RSSI (PWM veya voltaj) girişi
- I2C®
- SPI
- 3.3 ve 6.6V ADC giriş
- Harici microUSB port
- Yüksek güç ve voltaj (7V) uyumsuz servo yolu
- Tüm çıkışlar yüksek akım korumalı
- Tüm girişler ESD korumalı

3DR Pixhawk oto pilot sisteminin tasarımıda kullanılmasının başlıca nedenleri şu şekilde sıralanmıştır:

1. Gelişmiş 32 bit ARM Cortex M4 işlemciye sahip olması;
2. Ek donanımlar için bağlantı seçenekleri (UART, I2C, CAN) bulundurması;
3. Uçuş sırasında kurtarma ve manüel kontrol için ayrı besleme sahip bütünleşik yedek işlemciye sisteme sahip olması;
4. 14 PWM/servo çıkışı (6 adedi auxiliary, yüksek-voltaj uyumlu, 8 tanesi de failsafe ve manüel kontrol) sağlaması;
5. Fazladan güç girişleri ve kendiliğinden yük devredebilme özelliği;
6. Motorun kolay çalışmasını sağlamak için harici güvenlik butonu;
7. Çok renkli ledli uyarı göstergesi;
8. Yüksek güçte, çok tonlu sesli uyarı göstergesi;
9. Uzun süreli veri günlük bilgisi için MicroSD kart eklenebilirliği Pixhawk modülünün seçilmesinde başlıca etkenler olmuştur.

Piyasada hali hazırda APM Ardupilot, APM RCTimer ArduFlyer, DJI NAZA otopilot kontrol kartları da bulunmaktadır. Performans, diğer modüller ile uyumluluk, güncellenebilirlik ve maliyet kriterleri bakımından değerlendirilmesi Çizelge 3.2’de görüldüğü gibidir.

Çizelge 3.2 Otopilot kartı belirleme kriterleri.

Özellik	Performans	Uyumluluk	Güncellenebilirlik	Maliyet	Toplam
Marka					
ArduFlyer	1	2	2	3	8
ArduPilot	4	3	1	1	9
NAZA	2	1	3	4	10
Pixhawk	3	4	4	2	13

Çizelge 3.2’de piyasada en çok tercih edilen 4 adet otopilot kartı için 1 – 4 arasında derecelendirme yapılmıştır. Derecelendirme sonucu ArduPilot 9 puan, ArduFlyer 8 puan, NAZA 10 puan almıştır. Bu derecelendirme en önemli kriter olarak güncellenebilirlik ele alınmışsa da sonuç değişmemiş, 13 derecelendirme puanı ile en yüksek derecelendirme puanını alan Pixhawk otopilot kartı sistem otopilot kartı olarak tercih edilmiştir.

- **Yer kontrol istasyonu yazılımı:** Yer Kontrol İstasyonu (YKİ) yazılımı olarak Mission Planner tercih edilmiştir. Mission Planner Michael Osborne tarafından geliştirilmiş açık kaynak kodlu otopilot projeleri için tasarlanmış bir yer istasyonu uygulamasıdır. Mission Planner otonom araçlar için yapılandırma özelliğinin yanı sıra dinamik kontrol desteği de sağlamaktadır.

Mission Planner’ın başlıca tercih edilme nedenleri şu şekilde sıralanmıştır.

1. **Yapı:** iyi tasarlanmış ve kolay modellenenebilir bir yapıya sahiptir.
2. **Kolay hata ayıklama:** Mission Plannera giden her bir iletişim bilgisinde olduğu gibi hata ayıklama adımı zaman alan karmaşık bir yapının ve kodlamanın ötesinde mantıklı ve kolaydır.
3. **Standardizasyon:** Mission planner ve diğer modüller ve modül kodları arası haberleşmede sadece kraken msg kullanılır. Böylelikle haberleşen modüller arasında genel bir standart oluşturulmuş olur.
4. **Anlaşılması kolay:** Mission Planner’ın alt fonksiyonları sonlu durum makinesine mantığına göre yerleştirilmiştir. Bu özelliği sayesinde ölçeklendirilebilen ve yeniden tasarlanabilen yapısı sayesinde basit bir durum diyagramı ile rahatlıkla anlaşılabilir.

Mission Planner’da kullanılan Uçuş modları ve anlamları şu şekilde belirtilmiştir:

- Stabilize: Kumandaların pilotta olduğu moddur. Ancak, pilot kumandayı bıraktığında araç kendini düzeltir.
- Acro: Kumandaların pilotta olduğu moddur. Pilot kumandayı bıraktığında araç bulunduğu pozisyonu sürdürür.
- Alt Hold: Araç barometreyi kullanarak yüksekliğini korur.
- Auto: Araç planlanarak yüklenmiş görevleri yerine getirir. GPS gereklidir.
- Guided: Araç anlık olarak bilgisayardan verilen görevi yerine getirir. GPS, telemetre ve bilgisayar gerekir.
- Loiter: Araç GPS verilerini kullanarak yüksekliğini ve yatay düzlemde konumunu korur. GPS gereklidir.
- RTL: Araç ARM edildiği noktaya (HOME pozisyonu) geri döner. GPS gereklidir.
- Circle: Araç 10m yarıçaplı çember çizerek sabit yükseklikte uçar. GPS gereklidir.
- Pozision: Gazın (yüksekliğin) pilot tarafından kontrol edildiği Loiter modudur. GPS gereklidir.
- Land: Barometreyi kullanarak araç iniş yapar.
- OF_Loiter: Optik akış sensörü ile kontrol edilen Loiter modudur. Optik akış sensörü gereklidir.
- Drift: Drift modda multikopter bir uçak gibi kontrol edilir.
- Sport: Açık kontrollü stabilize + alt hold.
- Follow Me: GPS modüllü bir taşınabilir bilgisayar, GPS ve telemetreli Ardu Copter gerekir. Araç taşıdığınız bilgisayarı takip eder.
- Simple ve Super Simple: Stabilize, drift, sport ve land modlarıyla birleştirilerek kullanılır. Arm sırasındaki yönler araç çevrilse de aynı kalır.

Çizelge 3.3 Yer Kontrol İstasyonu belirleme kriterleri.

Özellik	Performans	Uyumluluk	Güncellenebilirlik	AKK	Toplam
Marka					
Horizon	2	1	4	1	8
UgCS	3	3	2	2	10
MP	4	4	3	4	15
ASSECO	1	2	1	3	7

Çizelge 3.3’de yer kontrol istasyonu seçimi için oluşturulan kriterler, puanlamalar ve günümüzde en çok tercih edilen yazılımlar görülmektedir. YKİ yazılım derecelendirme kriterleri olarak performans, diğer modüllerle özellikle de otopilot kontrol kartıyla uyumluluk, güncellemelere yönelik izinler ve açık kaynak kod yazılımına sahip olup yazılıma ücret ödememek olarak 4 ana kriter belirlenmiştir. Bu derecelendirme sonunda, Horizon YKİ yazılımı toplamda 8 puan, UgCS YKİ yazılımı toplamda 10 puan ACCECO YKİ yazılımı toplamda 7 puan almıştır. Değerlendirme kriterleri bakımından en çok puanı Mission Planner YKİ yazılımı toplamda 15 puan ile almıştır. Böylelikle geliştirilen sisteme en uygun YKİ yazılımı olarak Mission Planner YKİ yazılımı seçilmiştir.

- **Telemetri sistemi:** 3D Robotics firması tarafından üretilen FPV Radio telemetri kiti tercih edilmiştir. Resim 3.2’de gösterilen FPV Radio telemetri kiti yer ve hava birimleri olan otopilot ve yer istasyonu arasındaki veri ağını ve akışını sağlamaktadır.



Resim 3.2 FPV Radio telemetri kiti.

3DR FPV Radio telemetri kiti içeriği şu şekildedir.

1. 2 adet 433 Mhz anten eklentili, yer ve hava modülleri için telemetri kiti;
2. Android adaptör kablosu;
3. Mikro-USB kablosu;
4. 6 kanallı Pixhawk bağlantı kablosu;
5. 6/5 pozisyonlu Pixhawk veri kablosu;

3DR FPV Radio telemetri kiti özellikleri aşağıdaki gibi özetlenmiştir.

- 100mW ayarlanabilir maksimum çıkış gücü;
- -117 dBm ye kadar iletim hasaslığı;
- 2 yollu tam yönlü ayarlanabilir Zaman Bölmeli Çoğullama iletişimi;
- UART arayüzü;

- Geçişli seri ağ;
- Ayarlanabilir görev çevrimi;
- %25 e kadar bit hatası düzeltme;
- Açık kaynak kodlu aygıtsal yazılım;
- Mission Planner ile uyumlu olarak çalışabilme;

Çizelge 3.4 Telemetri kiti belirleme kriterleri.

Özellik	Menzil	Uyumluluk	Hata Ayıklama	AKK	Fiyat	Toplam
Marka						
DF Robot	4	3	5	4	1	17
FPV	3	5	4	5	4	21
NFC	2	1	3	3	2	11
RF Link	1	4	1	1	5	12
Speed Studio	5	2	2	2	3	14

Çizelge 3.4’te telemetri kiti belirlemek için kullanılan 5 adet kriter sıralanmıştır. Bu kriterler menzil, diğer donanım yapıları ile olan uyumluluk, hataya ayıklama, açık kaynak kod desteği ve telemetri kitinin fiyatı olarak tespit edilmiştir. Bu beş kritere göre piyasada en çok tercih edilen 5 telemetri kitine 1 – 5 arası derecelendirme puanı verilmiştir. Bu derecelendirmede; RF Link telemetri kiti toplamda 12 puan, DF Robot telemetri kiti toplamda 17 puan, NFC telemetri kiti toplamda 11 puan, Speed Studio telemetri kiti toplamda 14 puan almıştır. Derecelendirme kriterleri bakımından en çok puanı FPV telemetri kiti toplamda 21 puan ile almıştır. En ucuz telemetri kiti olmamasına rağmen sisteme maksimum faydayı sağlaması açısından FPV telemetri kiti seçilmiştir.

- **Motor:** Dıştan dönmeli DC motor olarak Resim 3.3’te gösterilen Sunnysky V2216-12 fırçasız DC motor tercih edilmiştir. Tercih edilme nedenini motor teknik özellikleri oluşturmaktadır.



Resim 3.3 SunnySky V2216-12 fırçasız DC motor.

SunnySky V2216-12 fırçasız DC motor teknik özellikleri şu şekilde sıralanabilir:

- Devir sayısı: 880 rpm/V;
- Lipo aralığı: 2 yada 3 hücre (her hücre 3.7 V);
- Önerilen pervane: 10x4,7;
- Ağırlık: 75 g;
- Şaft çapı: 3 mm;
- Stator çapı: 22 mm;
- Maksimum akım: 17 A;
- Maksimum güç: 180 W;

Test Değerleri;

- Besleme : 11.1 V
- Akım : ~ 10.5 A
- Pervane : 10x4.7
- Güç : 116.55 W
- İtme : 960 g

Çizelge 3.5 Dıştan dönmeli fırçasız DC motor belirleme kriterleri.

Özellik	Güç	İtme	Kv	Ağırlık	Fiyat	Toplam
Marka						
IFlight XM	4	3	1	1	4	13
Scorpion	1	2	2	4	2	11
SunnySky	3	4	4	2	3	16
X-NOVA	2	1	3	3	1	10

Dıştan dönmeli fırçasız motor seçiminde güç, itme, volt başına düşen devir sayısı (Kv), ağırlık ve fiyat kriterleri belirlenmiştir. Güncel olarak ulaşılabilirlik bakımından en çok tercih edilen 4 adet dıştan dönmeli fırçasız motor IFlight XM, Scorpion, SunnySky ve X-NOVA marka motorlar olarak tespit edilmiştir. Çizelge 3.5'teki puanlamada standartlığı sağlamak için her motorun 10x4.7 ölçütlerinde pervaneye göre test değerleri ele alınmıştır. Bu derecelendirmede IFlight XM marka dıştan dönmeli fırçasız DC motor toplamda 13 derecelendirme puanı, Scorpion marka dıştan dönmeli fırçasız DC motor toplamda 11 derecelendirme puanı, X-NOVA marka dıştan dönmeli fırçasız DC motor toplamda 10 derecelendirme puanı almıştır. En yüksek puanı toplamda 16 derecelendirme puanı ile SunnySky marka dıştan dönmeli fırçasız DC motor almış olup tasarımda kullanılmasına karar kılınmıştır.

- **Servo Motor:** Kanatçık hareketini sağlamak için her bir tarafta birer adet olmak üzere toplamda iki adet servo motor kullanılmıştır. Servo motor olarak Resim 3.4'te gösterilen CYS S0009 Analog servo motor tercih edilmiştir.



Resim 3.4 CYS S0009 analog servo motor.

CYS S0009 Analog servo motorun teknik özellikleri ve katalog değerleri Çizelge 3.6’da gösterilmiştir.

Çizelge 3.6 CYS S0009 Analog servo motorun teknik özellikleri.

Ağırlık	9g
Boyut	22.3*11.8*26.3mm
Kontrol Sistemi	(+) PWM 1500 μ sn
Çalışma Voltajı	4.5~6.0 V
Çalışma Sıcaklığı	-10 / +50 $^{\circ}$ C
Çalışma Hızı (4.8V)	0.12sn/60 $^{\circ}$ yüksüz
Çalışma Hızı (6.0V)	0.10sn/60 $^{\circ}$ yüksüz
Durma Torku (4.8V)	1.2kg.cm
Durma Torku (6.0V)	1.5kg.cm
Çalışma Açısı	45 derece. Tek taraflı darbe hareketi 500 μ sn
Yön	Ters Saat Yönü/Darbe Hareketi 1000~2000 μ sn
Çekilen Akım (4.8V)	4mA/Boşta ve 260mA Yüksüz
Çekilen Akım (6.0V)	5mA/Boşta ve 300mA Yüksüz
Zorlama Akımı	800mA/900mA
Ölü Band Genişliği	4 μ sn
Dişli Tipi	Plastik

Çizelge 3.7 Analog servo motor belirleme kriterleri.

Özellik	Boyut	Tork	Ağırlık	Fiyat	Toplam
Marka					
Arduino mikro	3	1	4	3	11
CYS S0009	4	3	2	4	13
Emax Es08ma	1	2	3	2	8
MG955 Tower Pro	2	4	1	1	8

Analog servo motor seçiminde boyut, tork, ağırlık ve fiyat kriterleri belirlenmiştir. Güncel olarak ulaşılabilirlik bakımından en çok tercih edilen 4 adet analog servo motor Arduino Mikro, CYS S0009, Emax Es08ma, MG955 Tower Pro marka motorlar olarak tespit edilmiştir. Çizelge 3.7’deki derecelendirmede Arduino Mikro marka analog servo motor toplamda 11 derecelendirme puanı, Emax Es08ma marka analog servo motor toplamda 8 derecelendirme puanı, MG955 Tower Pro marka analog servo motor yine toplamda 8 derecelendirme puanı almıştır. En yüksek puanı toplamda 13 derecelendirme puanı ile CYS S0009 marka analog servo motor almış olup tasarımda kullanılmasına karar verilmiştir.

- **Güç kaynağı:** Sistem için gerekli olan besleme motorların güç durumları ve özellikle dıştan dönmeli motor test değerleri göz önünde bulundurularak Resim 3.5’te gösterilen KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya kullanımı uygun bulunmuştur.



Resim 3.5 KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya.

Sistemde kullanılan KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya temel özellikleri Çizelge 3.8’de gösterilmiştir.

Çizelge 3.8 KyPOM 3s 5000mah 40c lipo batarya temel özellikleri.

Model No	Kapasite (mAh)	Voltaj (V)	Boyut (mm)	Ortalama Ağırlık (g)	Sürekli Durum Boşalma Akımı	Ani Durum Boşalma Akımı
K6 Serisi 40C-3S	5000	14,8	36.2*44.0*154.0	519.0	40C (200.0A)	80C (400.0A)

Çizelge 3.9 Lipo batarya belirleme kriterleri.

Özellik	Boyut	Ağırlık	Fiyat	Toplam
Cins				
KyPOM	3	3	4	10
Traxxas	2	2	1	5
Turnigy	4	2	3	9
Venom	1	4	2	7

Lipo batarya markasının belirlenmesinde Çizge 3.9’da gösterilen Boyut, Ağırlık ve Fiyat kriterleri ele alınmıştır. En çok tercih edilen 4 farklı marka Lipo batarya 1 – 4 arası belirlenen kriterlere göre puanlanmıştır. Bu değerlendirmede Traxxas marka Lipo batarya toplamda 5 değerlendirme puanı, Turnigy marka Lipo batarya toplamda 9 değerlendirme puanı, Venom marka Lipo batarya toplamda 7 değerlendirme puanı almıştır. Değerlendirme sonucunda KyPOM marka Lipo batarya toplamda 10 değerlendirme puanı almıştır. En çok puanı alan KyPOM marka Lipo batarya tasarımın güç kaynağı olarak seçilmiştir.

3.1.3 Temel Matematik Örneklem

Bir hava aracının uçuş davranışlarını belirleyebilmek için öncelikli olarak uçağın dinamik denklemlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Hava aracının dinamik denklemleri altı adet hareket denklemidir. Hareket denklemlerinde, denklemlerin sağ tarafında uygulanan kuvvet ve momentler, sol tarafında uçağın bu kuvvet ve momentlere vermiş olduğu tepki cevapları bulunmaktadır. Altı adet hareket denklemlerinde bilinmeyen sayısı altıdan fazladır. Bu nedenle hareket denklemlerinin sayısal yöntemler ile çözülebilmesi için, ek olarak kinematik denklemleri ve pozisyon denklemleri incelemesi yapılması gerekmektedir (Yechout and Thomas 2003).

3.1.3.1 Eksen Takımları

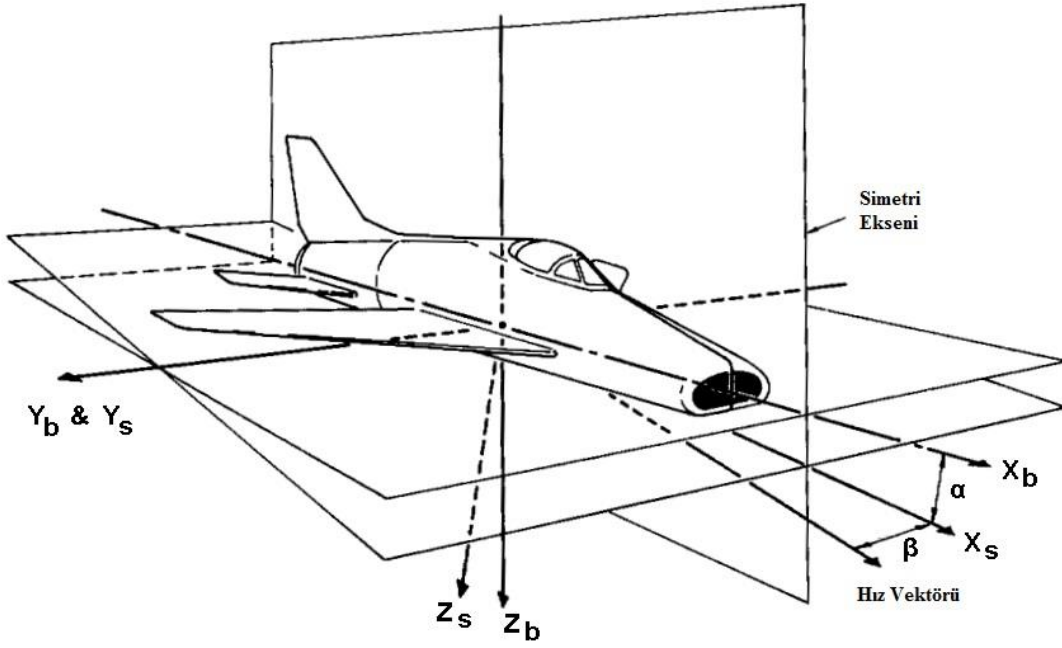
Hareket denklemleri, kinematik denklemleri ve pozisyon denklemlerinin yazılabilmesi için koordinat sistemleri tanımlamalarına ve bu koordinat sisteminde dönüşüm formüllerine ihtiyaç duyulmaktadır. Genellikle uçuş hareketi için üç koordinat sistemi tanımlanmıştır. Bunlar; Gövde Eksen Takımı, Yer Eksen Takımı ve Kararlılık Eksen Takımıdır (Etkin and Reid 1996).

➤ Gövde Eksen Takımı

Gövde eksen takımı uçak gövdesine sabitlenmiş olarak düşünülebilir. Bu eksen takımında orijin noktası uçağın ağırlık merkezi, X eksenini uçak gövde eksenini, Y eksenini pilota göre sağ kanat ucu istikameti ve Z eksenini de yer merkezi istikametini belirtir.

➤ Kararlılık Eksen Takımı

Kararlılık eksen takımında orijin yine uçağın ağırlık merkezi olup, kararlılık eksen takımı için, gövde eksen takımının Y eksenini üzerinde hücum açısı kadar döndürülmesi şeklindedir. Kararlılık eksen takımında X eksenini serbest rüzgâr doğrultusundadır. Gövde ve kararlılık eksen takımı Şekil 3.1 de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Gövde ve Kararlılık eksen takımı

➤ Yer Eksen Takımı

Yer eksen takımı orijini uçak ağırlık merkezinde olup X ve Y eksenleri düzlemsel olarak diktirler. Z eksenini yer merkez istikameti olup X eksenini genellikle kuzey ve Y eksenini genellikle doğu istikametidir.

3.1.3.2 Eksen Takımları Arası Dönüşüm ve Temel Matematik Model

Hareket denklemleri, kinematik ve pozisyon denklemleri arasındaki bağıntıların tanımlanabilmesi için eksen takımları arasında dönüşüm yapılması gerekmektedir. Eksen takımlarındaki dönüşüm matrislerini özet olarak şu şekilde yazabiliriz.

Yer Eksen takımından Gövde eksen takımına;

$$F_B = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi)F_E \quad (3.1)$$

$$F_B = R_{EB}F_E$$

$$R_{EB} = R_1(\emptyset)R_2(\theta)R_3(\Psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \emptyset & \sin \emptyset \\ 0 & -\sin \emptyset & -\cos \emptyset \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Kararlılık Eksen takımından Gövde eksen takımına;

$$F_B = R_2(\theta) F_S \quad (3.3)$$

$$F_B = R_{SB} F_S$$

$$R_{SB} = R_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Böylelikle eksen takımları ve eksen takımları arasındaki geçiş denklemleri oluşturulur. Oluşturulan bu denklem takımları temel matematik modeli vermektedir. Sonuç olarak temel matematik modele hareket denklemleri, kinematik denklemler ve pozisyon denklemleri eklenerek detaylı matematik model oluşturulmuş olacaktır. Detaylı matematik model ilgili başlık altında ayrıntılı olarak irdelenmiştir.

3.1.4 Sensör ve Sürücü Seçimi

Arazi haritalama başta olmak üzere hassas yer belirleme gerektiren birçok insanlı veya insansız araçta GPS modülüne ihtiyaç duyulmuştur. Küresel yer belirleme sistemi olan GPS, uydular arası iletişim ile çok yüksek bir hassasiyetle konum belirleme işlemini gerçekleştirmektedir.

Tasarlanan sistemde Resim 3.6'da gösterilen 3DR Ublox GPS Modül ve Pusula Sistemi kiti kullanılmıştır. 3DR Ublox GPS Modül ve Pusula Sistemi HMC5883L dijital pusulaya sahiptir. Diğer gelişmiş GPS ve Pusula modüllerine nazaran daha büyük anteni ve daha gelişmiş çipi sayesinde daha iyi bir performansa sağlamaktadır.

GPS hassasiyetinin çok önemli olduğu arazi araçları gibi yerlerde kullanıma oldukça uygun olması en önemli tercih sebebi olmuştur. Ayrıca, sistem için oldukça uygun bir seramik antene, tekrar şarj edilebilir bir yedek bataryaya ve ayarların kaydı için I2C EEPROM'a sahip olması diğeri önemli etken olmuştur.



Resim 3.6 3DR Ublox GPS Modül ve Pusula Sistemi.

3DR Ublox GPS Modül ve Pusula Sistemi temel teknik ve katalog özellikleri şu şekildedir:

- uBlox LEA-6H modülü
- 5Hz güncelleme hızı
- 25mm x 25mm x 4mm seramik anten
- LNA ve SAW filtresi
- Tekrar şarj edilebilir 3V lityum yedek batarya
- Düşük gürültülü 3.3V regülatör

- Ayar kaydı için I2C EEPROM
- Güç ve ayar göstergesi için LED
- Koruyucu kutu
- Pixhawk uyumlu 6-pin JST konektör
- Açıkta RX, TX, 5V ve GND pad
- 38mm x 38mm x 8.5mm boyut
- 16.8 gram ağırlık.

Tasarlanan sisteme uygun sürücü seçiminde sürücünün kullanılacağı dıştan dönmeli fırçasız motor özellikleri dikkate alınmıştır. Bölüm 3.1.2’de belirtilen dıştan dönmeli fırçasız motor özellikleri dikkatle incelendiğinde sisteme uygun ESC (Electronic Speed Controller) Resim 3.7’de gösterilen Flycolor marka 30A LV Fırçasız motor ESC’si uygun bulunmuştur.



Resim 3.7 Flycolor marka 30A LV Fırçasız motor ESC.

Flycolor marka 30A LV Fırçasız motor ESC’nin tercih edilme nedenler şu şekilde sıralanabilir:

1. SBEC Voltaj çıkışı 5.0V, 5.5V;
2. Gelişmiş Yönetici modu ve soft start (Yumuşak Başlangıç);
3. Yüksek ısı koruma, düşük voltaj koruma ve sinyal kaybı koruma;
4. Programlama kartıyla ayarlanabilirlik;

5. Gaz sinyali lineerleřtirmedeki dűzgűnlűk ve keskinlik;
6. Yűksek devirli motor desteęi;
7. Programlanabilir motor zamanlaması;
8. MOSFET teknolojisi sayesinde minimize edilmiş ağırlık;

Teknik ۆzellikleri bakımından Flycolor 30A LV Fırçasız motor ESC’si şu katalog değerlerine sahiptir:

1. ıkıř Akımı: Sűrekli 30A, Ani 40A / 10 sn.
2. Giriř Voltajı: 2-4 hűcre LiPo batarya ya da 5-12 hűcre NiCd/NiMh batarya.
3. BEC: 5V/3A anahtarlama BEC.
4. Gaz sinyali yenileme oranı: 50Hz- 450Hz.
5. Maksimum hız: 240000rpm 2 kutuplu BLM, 80000rpm 6 kutuplu BLM, 40000rpm 12 kutuplu BLM. (BLM = BrushLess Motor [Fırçasız Motor])
6. Boyut: 53mm*25mm*11mm.
7. Ağırlık: 30.8g.

3.1.5 Detaylı Matematik Modelin Geliştirilmesi

Bu bۆlűmde daha ۆnce Bۆlűm 3.1.3’te oluřturulan temel matematik model detaylandırılmıř; Hareket Denklemleri, Kinematik Denklemler ve Pozisyon Denklemleri oluřturularak tasarımı uygun denklem ۆzűmű yapılmıřtır.

3.1.5.1 Hareket Denklemlerinin Ortaya Çıkarılması

Altı adet hareket denkleminde, denklemlerin sağ taraflarında uygulanan kuvvet ve momentler sol taraflarında da uçağın tepkileri yer almaktadır.

Hareket denklemlerinin türetilmesinde öncelikli olarak uçağın katı cisim özellikleri gösterdiği kabulü yapılır. Bu kabule göre uçak üzerindeki her hangi bir kütle parçasının, diğer bir kütle parçasına göre rölatif hareket yapmadığı kabul edilir (Etkin and Reid 1996, Yechout and Tomas 2003).

Bu kabul dâhilinde, Newton'un 2. Yasası uçağa uygulayacak olursak;

Kuvvet Denklemleri içi;

$$m \left[\frac{d(\vec{V})}{dt} \right]_{inertia} = m * a_{inertia} = F \quad (3.5a)$$

$$a_{inertia} = \dot{V}_{Body} + \omega_{Body} \times V_{Body} \quad (3.5b)$$

yazılır.

$$V_{Body} = U\hat{i} + V\hat{j} + W\hat{k} \quad (3.6a)$$

$$\omega_{Body} = P\hat{i} + Q\hat{j} + R\hat{k} \quad (3.6b)$$

bileşenleri yerine koyacak olursak;

$$a_{inertia} = \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

bulunmuş olunur.

Newton' un 2. yasasından;

X – Kuvvet Denklemi

$$m(U + QW - RV) = F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x} \quad (3.8a)$$

Y – Kuvvet Denklemi

$$m(V + RU - PW) = F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y} \quad (3.8b)$$

Z – Kuvvet Denklemi

$$m(W + PV - QU) = F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z} \quad (3.8c)$$

Burada U , V , W uçağın hız bileşenlerinin zamana bağlı değişimidir. Denklemlerin sağ tarafında bulunan F_G , F_A , F_T uçağın kütle, aerodinamik, itki modelinden gelen kuvvetlerdir (Hull 2007).

Moment Denklemleri için;

Newton'un 2. Yasası uçağa uygulanacak olursak;

$$\left[\frac{dH}{dt} \right] = M \quad (3.9)$$

Uçağın atalet momentleri için;

$$H_x = PI_{xx} - QI_{xy} - RI_{xz} \quad (3.10a)$$

$$H_y = QI_{yy} - RI_{yz} - PI_{xy} \quad (3.10b)$$

$$H_z = RI_{zz} - PI_{xz} - QI_{yz} \quad (3.10c)$$

yazılabilir.

Bu atalet momentlerinin türevleri alınır ve uçağın simetri eksenlerindeki atalet momentleri için 0 değeri yerleştirilirse;

Yalpa – Moment Denklemi;

$$P I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (R + PQ)I_{xz} = L_A + L_T \quad (3.11a)$$

Yunuslama – Moment Denklemi;

$$Q I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P - R)I_{xz} = M_A + M_T \quad (3.11b)$$

Sapma – Moment Denklemi;

$$R I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - P)I_{xz} = N_A + N_T \quad (3.11c)$$

Denklemleri bulunabilir.

Burada, P, Q, R açısal hız bileşenlerinin zamana bağlı değişimidir. L_A , L_T , M_A , M_T , N_A , N_T uçağın aerodinamik ve itki etkilerinden gelen momentlerdir.

3.1.5.2 Kinematik Denklemleri

Uçağın kinematik denklemleri, uçağın rotasyonel hızları ile Euler açıları arasındaki bağıntılardan elde edilir. Uçağın açısal hızları ile Euler arasındaki bağıntı şu şekilde tanımlanabilir;

$$\omega_{body} = Pi + Qj + Rk = \psi + \theta + \phi \quad (3.12)$$

Her bir Euler açısı, eksen dönüşüm matrisleri ile yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüştürülür. Böylelikle şu denklem takımları elde edilir.

$$P = -\sin \theta \psi + \phi \quad (3.13a)$$

$$Q = \sin \phi \cos \theta \psi + \cos \phi \theta \quad (3.13b)$$

$$R = \cos \phi \cos \theta \psi - \sin \phi \theta \quad (3.13c)$$

3.1.5.3 Pozisyon Denklemleri

Uçağın yer eksen takımına göre pozisyonunun bulunabilmesi için; uçağın gövde eksen sisteminde tanımlanmış olan hız bileşenlerinin yer eksen sistemine dönüştürülmesi gerekmektedir.

$$V_E = R_E V_B \quad (3.14)$$

yazılmıştır.

Burada R_{BE} , yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm matrisi (R_{EB}) nin transpozesidir.

Bu denklem;

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{bmatrix} = R_{BE} * V_B \quad (3.15)$$

şeklinde yazılmıştır.

Bu denklem takımları açılarak yerine konulacak olursa;

$$\begin{aligned} \dot{x}_E = & U \cos \theta \cos \psi + V(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (3.16a)$$

$$\begin{aligned}\dot{y}_E = & U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)\end{aligned}\quad (3.16b)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (3.16c)$$

Yukarıda belirtilmiş olan dinamik denklemlerin sayısal çözümünün yapılabilmesi için diferansiyel denklemlerin içinde bulunan türev ifadelerinin denklemin sol tarafında toplanması gerekmektedir. Elde edilen (3.8, 3.11, 3.13 ve 3.16) denklemlerinde türev ifadeleri sol tarafta toplarsak;

$$U = -QW + RV \frac{1}{m} (F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (3.17a)$$

$$V = -RU + PW \frac{1}{m} (F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y}) \quad (3.17b)$$

$$W = -PV + QU \frac{1}{m} (F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (3.17c)$$

$$P = \frac{1}{I_{xx}} [-QR(I_{zz} - I_{yy}) + (R + PQ)I_{xz} + L_A + L_T] \quad (3.17ç)$$

$$Q = \frac{1}{I_{yy}} [PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} + M_A + M_T] \quad (3.17d)$$

$$R = \frac{1}{I_{zz}} [-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - P)I_{xz} + N_A + N_T] \quad (3.17e)$$

$$\phi = P + \sin \theta \psi \quad (3.17f)$$

$$\cos \phi \theta = Q - \sin \phi \cos \theta \psi \quad (3.17g)$$

$$\cos \phi \cos \theta \psi = R + \sin \phi \theta \quad (3.17ğ)$$

$$\begin{aligned}\dot{x}_E = & U \cos \theta \cos \psi + V(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)\end{aligned}\quad (3.17h)$$

$$\begin{aligned}\dot{y}_E = & U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)\end{aligned}\quad (3.17i)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (3.17i)$$

denklemleri elde edilmiş olunur.

Yukarda verilen denklemler hava araçları için genelleştirilmiş hareket denklemleri olarak tanımlanmıştır (Hull 2007). Bu denklemlerden (3.17ç), (3.17e), (3.17f), (3.17g), (3.17ğ) denklemlerinde eşitliğin sağ tarafında halen türev ifadeleri bulunmaktadır. Bu denklemlerin sağ tarafında bulunan türev ifadelerinin sayısal çözüm için kaldırılması gerekmektedir. Bu değişiklik aşağıdaki şekilde yapılmıştır.

Denklem (3.17ç) ve (3.17e) incelenirse;

$$P - R \frac{1}{I_{xx}} = R4 = \frac{1}{I_{xx}} \left[-QR(I_{zz} - I_{yy}) + (R + PQ)I_{xz} + L_A + L_T \right] \quad (3.18)$$

$$-P \frac{I_{xz}}{I_{zz}} + R = R6 = \frac{1}{I_{zz}} \left[-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - P)I_{xz} + N_A N_T \right] \quad (3.19)$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \\ \frac{I_{xz}}{I_{zz}} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R4 \\ R6 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

halinde yazılabilir. Cramer Kuralı' nı kullanırsak;

$$P = \frac{R4 + R6 \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}} \quad (3.21)$$

$$R = \frac{R6 + R4 \frac{I_{xz}}{I_{zz}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}} \quad (3.22)$$

Aynı şekilde denklem (3.17g) ve (3.17ğ) de Cramer Kuralı' nı kullanırsak;

$$\begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (3.24)$$

$$\dot{\psi} = \frac{R \cos \phi + Q \sin \phi}{\cos \theta} = R9 \quad (3.25)$$

şeklinde yazılmıştır.

Denklem (3.17f) de ψ yerine R9 ifadesi konulacak olursa;

$$\dot{\theta} = P + \sin \theta R9 \quad (3.26)$$

ifadesi elde edilmiştir.

Yukarıda belirtilen hareket denklemlerini sayısal çözüm sırasına göre tekrar düzenlersek (3.27) denklemlerini elde edebiliriz.

$$U = -QW + RV \frac{1}{m} (F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (3.27a)$$

$$V = -RU + PW \frac{1}{m} (F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y}) \quad (3.27b)$$

$$W = -PV + QU \frac{1}{m} (F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (3.27c)$$

$$P = \frac{R4 + R6 \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}} \quad (3.27\text{ç})$$

$$Q = \frac{1}{I_{yy}} [PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} + M_A + M_T] \quad (3.27d)$$

$$R = \frac{R6 + R4 \frac{I_{xz}}{I_{zz}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}} \quad (3.27e)$$

$$\dot{\phi} = P + \sin\theta R \quad (3.27f)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos\phi - R \sin\phi \quad (3.27\text{ğ})$$

$$\dot{\psi} = R \quad (3.27g)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_E &= U \cos\theta \cos\psi + V(\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) \\ &+ W(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \end{aligned} \quad (3.27h)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_E &= U \cos\theta \sin\psi + V(\sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi) \\ &+ W(\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \end{aligned} \quad (3.27ı)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin\theta + V \sin\phi \cos\theta + W \cos\phi \cos\theta \quad (3.27i)$$

Yukarıda belirtilen denklemlerde, R4, R6 ve R9 ifadeleri;

$$R4 = \frac{1}{I_{xx}} [- QR(I_{zz} - I_{yy}) + (R + PQ)I_{xz} + L_A + L_T] \quad (3.27)$$

$$R6 = \frac{1}{I_{zz}} [- PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - P)I_{xz} + N_A + N_T] \quad (3.29)$$

$$R9 = \frac{R \cos \phi + Q \sin \phi}{\cos \theta} \quad (3.30)$$

(3.27) denklemlerin çözümlenmesi sonucunda bir uçağın uçuş karakteristiği belirlenebilmektedir. Bu denklemlerin çözülmesi sonucunda hava aracının, hız bileşenleri, açısal hız bileşenleri, hücum açısı, yön açısı, yer eksenine göre pozisyonu bulunabilir.

Özetle, denklem çözümünde çok değişik metotlar kullanılabilir. Sayısal yaklaşım ve lineerleştirme yöntemi başlıca denklem çözüm metotları arasında yer almaktadır. Herhangi bir metodun uygulanıp denklemlerin çözümünün elde edilmesinden sonra Çizelge 3.2'deki parametreler bulunmuştur.

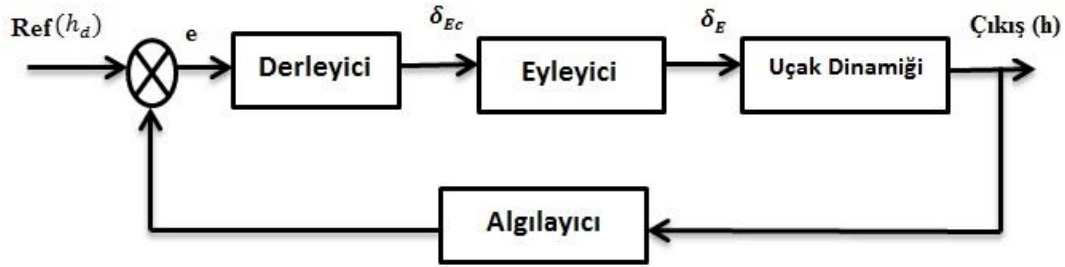
Çizelge 3.10 Denklem çözümü sonunda oluşan uçuş parametreleri.

U:	X ekseni hız bileşeni
V:	Y ekseni hız bileşeni
W:	Z ekseni hız bileşeni
P:	X ekseni açısal hızı
Q:	Y ekseni açısal hızı
R:	Z ekseni açısal hızı
ϕ :	Euler açısı (x ekseni)
θ :	Euler açısı (y ekseni)
ψ :	Euler açısı (z ekseni)
$\dot{x}_E$:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) X pozisyonu
$\dot{y}_E$:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Y pozisyonu
$\dot{z}_E$:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Z pozisyonu

3.1.6. Kontrol Sistemi Tasarımı

Bir otomatik kontrol sistemi tasarlamak için göz önünde bulundurulması gereken iki önemli durum vardır. Bunlardan ilki, sistemin kararlılığına bağlı geçici durum tepkisi [30]. Bir sistemin çıkışı, zamana bağımlı olarak salınım yaparak veya ani şekilde artma sergilemiyorsa, sistemin kararlı olduğu söylenebilir. İkinci durum ise, durgun durum tepkisidir. Durgun durum tepkisi, yerleşme zamanı hatasının ölçülmesiyle belirlenir.

Detaylı matematiksel model kısmında değinilen denklemler sayesinde oluşturulan cihaz modeli, kontrol katmanları sayesinde kararlı ve istikrarlı bir uçuş gerçekleştirmektedir. İrtifa kontrolünün klasik PD kontrolör kullanılarak tasarımı yapılmıştır. Klasik PD kontrolle sağlanan uçak irtifa kontrolüne ait blok diyagram Şekil 3.2’de gösterilmiştir.



Şekil 3.2 İrtifa kontrol sistemi.

Sistem çıkışındaki irtifanın (h) girişteki referans irtifa değerini (h_d) izlemesi için eyleyici girişindeki irtifa dümeni açısının (δ_{Ec}) kontrolü sağlanmaktadır. Newton’un ikinci hareket yasasından elde edilen, doğrusal olmayan uçak hareket denklemleri Taylor serisi ile doğrusallaştırıldığında;

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.31)$$

Denklem (3.31) de gösterilen durum uzayı şeklinde gösterilebilir. Denklemden belirtilen x durum değişkenleri vektörünü, u girdi vektörünü, A ve B ise katsayılar matrislerini göstermektedir.

$$x = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad u = [\delta_E] \quad (3.32)$$

Genel haliyle elde edilen bu denklemler hareket kontrol dinamiklerine ayrıldığında uzunlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi;

$$\alpha = \frac{w}{U_0} \quad (3.33)$$

olarak elde edilir. Kararlılık türevlerini oluşturan A ve B matrisleri;

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ \tilde{M}_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

biçiminde ifade edilmiştir. Bu ifadelerde u uçağın ileriye doğru hızı, w uçağın dönüş hızı, (U_0) uçağın ileriye doğru denge hızı, q yunuslama açısal hızı, θ yunuslama açısı g yerçekimi ivmesi $X_u, X_w, Z_u, Z_w, \tilde{M}_u, \tilde{M}_w, \tilde{M}_q, X_{\delta_E}, Z_{\delta_E}, \tilde{M}_{\delta_E}$ uçuş durumunun kararlılık türevleridir.

$$\tilde{M}_u = (M_u + M_w Z_w) \quad (3.35)$$

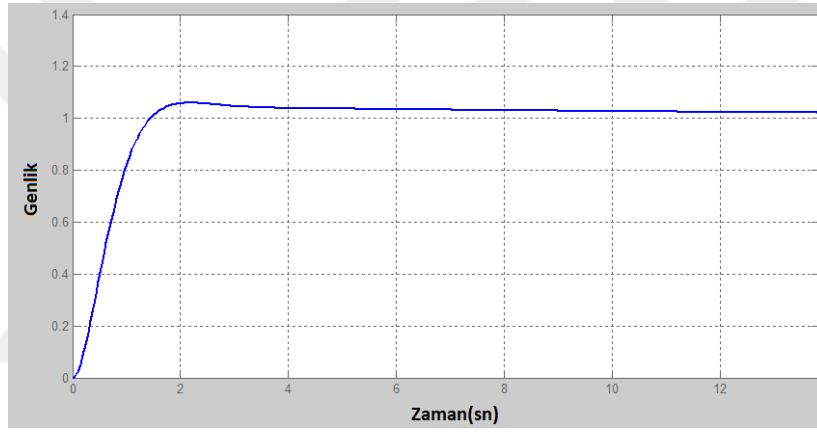
$$\tilde{M}_w = (M_w + M_w Z_w)$$

$$\tilde{M}_q = (M_q + U_0 Z_q)$$

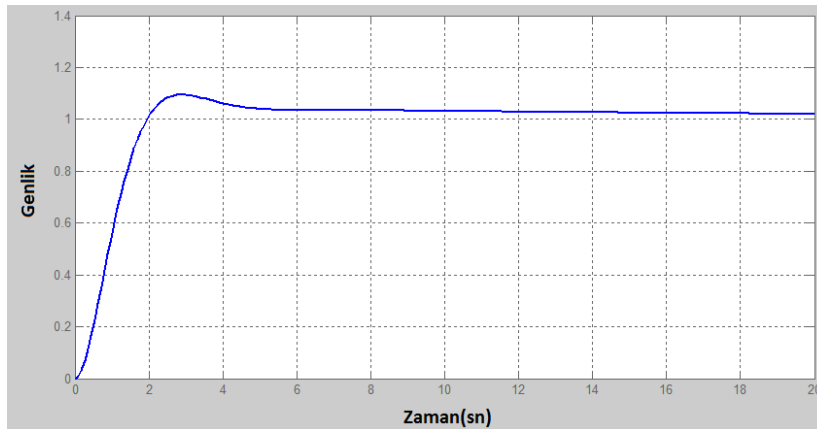
$$\tilde{M}_{\delta_E} = (M_{\delta_E} + M_w Z_{\delta_E})$$

Kararlılık türevleri cinsinden diğer ifadeler (3.35) denkleminde görüldüğü gibidir. Durum değişkenleri arasına irtifayı dâhil etmek için denklem (3.36) daki dönüşüm yapılmıştır.

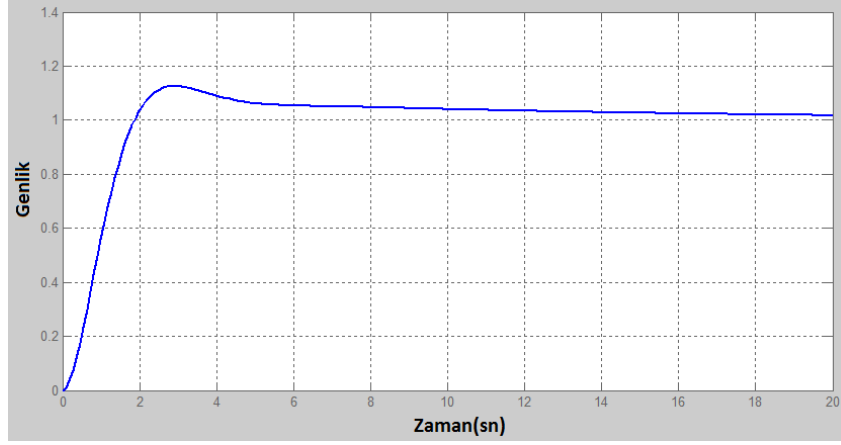
PID kontrolcü katsayıları belirlenirken “Matlab PID Toolbox” kullanılmıştır. Toolbox ile öncelikle Φ (roll), θ (pitch), ψ (yaw) eksenleri için sonra da x, y, z eksenleri için kontrolör tasarlanmıştır. Kontrolörlerin ayarlamasında ilk olarak sistemin basamak (step) cevabı elde edilerek yükselme zamanını azaltmak için orantısal sabit eklenmiştir. Maksimum aşma miktarını azaltmak için türev sabiti, sürekli hal hatasını azaltmak için de integral sabiti eklenmiştir. Bu şekilde, istenilen sistem cevabı elde etmek için gereken katsayılar ayarlanmış ve sabit kanatlı insansız hava aracı için uygun katsayılar tespit edilmiştir. Kontrolör tasarlandıktan sonra x, y ve z eksenleri için sistem cevapları sırasıyla Şekil 3.4, Şekil 3.5 ve Şekil 3.6’daki gibidir.



Şekil 3.4 x eksen basamak cevabı.



Şekil 3.5 y eksen basamak cevabı.



Şekil 3.6 z eksenli basamak cevabı.

3.2 İlk Modelin Entegrasyonu

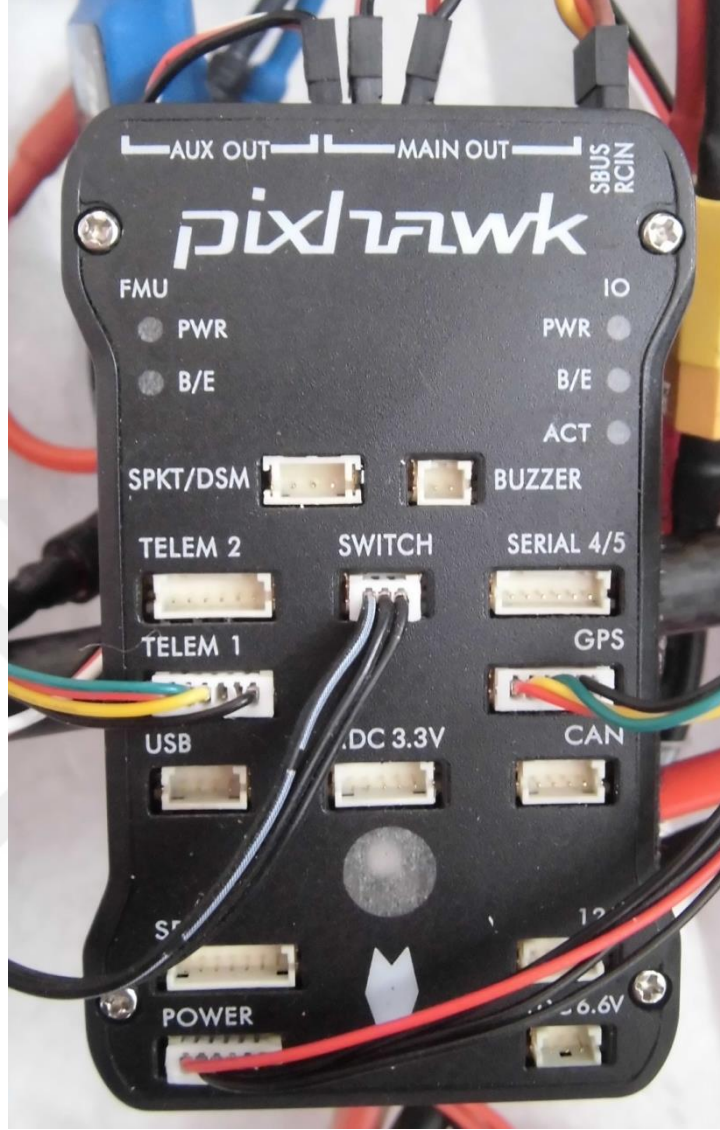
Prototip aşamasında bilgisayar ile ilintili olmayan alt sistemler gerçek donanıma haline getirilmiştir. Sensörler ve sürücüler güdüm sinyallerini üretirken, fırçasız motor ve servo motorların sürücü sinyallerine uygun olarak hareketi sağlanmıştır.

Bu aşamada Bölüm 3.1.1’ de konu edilen örnekleme ve benzetim adımları gerçek sisteme uyarlanmıştır.

Gövde tasarımında EPO köpük kullanılmış. Gövde ölçüleri için piyasada hali hazırda kullanılan örnekler incelenerek yaklaşım tasarımı yapılmıştır. Yapılan tasarımın teknik olarak kanat açıklığı ve uzunluğu şu şekildedir:

- Kanat Açıklığı: 1550mm
- Uzunluk: 683mm

3.2.1 Pixhawk Otopilot Kartı ve İlk Modelin Kurulumu



Resim 3.8 Pixhawk otopilot kartı.

Resim 3.8’de gösterilen Pixhawk otopilot kontrol kartı kurulum aşamasında öncelikli olarak kartın gövde üzerinde yerleştirileceği yeri belirlenmiştir. Gövde üzerinde, gövde ağırlık merkezine mümkün oldukça yakın bir yere monte edilmiş böylelikle jiroskop, GPS ve pusula sinyallerinin keskinliği sağlanmıştır. Diğer bir dikkat gerektiren husus ise modülün yönüdür. Modül üzerindeki ok yönü insansız hava aracının yönü ile aynı olmalısına dikkat edilmiştir.

Otopilot kontrol kartı üzerine yerleştirilmesi gereken ekipmanların bağlantı aşamasında olmazsa olmazlar ve isteğe bağlı ekipmanlar olarak şu şekilde açıklanmıştır:

1. Gerek şart ekipmanların bağlantıları:

- a. Güvenlik Anahtarı (SWITCH):** Otopilot kontrol kartı üzerinde SWITCH olarak isimlendirilmiş soket girişine güvenlik anahtarı soketi takılmıştır.
- b. Sesli Uyarı Aygıtı (BUZZER):** Sesli ikaz uyarı aygıtı soketi otopilot kontrol kartı üzerinde BUZZER olarak isimlendirilmiş soket girişine takılmıştır.
- c. GPS ve Pusula Modülü (GPS ve I2C):** İnsansız hava aracına uçuşu boyunca konum bilgisini sağlamak amacıyla kullanılan GPS ve pusula kiti bütünleşik modül olarak kullanılabildiği gibi ayrı ayrı da kullanılabilmektedir. Tasarlanan sistemde bütünleşik modül kullanılmıştır. Bütünleşik modülde GPS 6 kablolu giriş soketi otopilot kontrol kartı üzerinde GPS olarak adlandırılan girişe, pusulanın 4 kablolu giriş soketi ise seri haberleşme protokolü olan I2C (Inter-Integrated Circuit) isimli soket girişine takılmıştır. Ayrıca isteğe bağlı olarak I2C soket girişine 4 girişi bulunan pusula, LED gibi çevresel modüllerin eklenebildiği splitter da takılabilmektedir.
- d. Güç Kaynağı (POWER):** Tasarlanan sistemin ve otopilot kontrol kartının çalışması için ihtiyaç duyduğu enerji LiPo batarya sayesinde sağlanmıştır. LiPo bataryanın 6 kablolu giriş soketi otopilot kontrol kartı üzerindeki POWER isimli girişe takılmıştır.

2. İsteğe bağlı donanım bağlantıları:

- a. **Telemetri Kiti (TELEM 1):** Otopilot ile haberleşmeyi sağlayan telemetri kitinin 6 kablolu giriş soketi otopilot kontrol kartının TELEM 1 isimli giriş yuvasına takılmıştır.
- b. **SD Hafıza Kartı:** Güvenli Sayısal Hafıza Kartı (SD Memory Card) kitin en alt kısmında bulunan SD kart yuvasına yerleştirmiştir.

Radyo kontrol bağlantısı, radyo kontrol protokolleri doğrultusunda iki şekilde yapılmıştır. Bu bağlantılar:

- 1. PPM RC alıcı ve Futaba S.BUS alıcı bağlantısı için otopilot kontrol kartının üst kısmında bulunan soket girişleri kullanılmıştır.
 - Siyah Kablo: Toprak (-)
 - Kırmızı Kablo: Güç (+)
 - Beyaz Kablo: Sinyal Kablosu (S)olacak şekilde kontrol kartının RC isimli girişine takılmıştır.
- 2. Spectrum Satellite alıcı bağlantılarında; (DSM,DSM2,DSM-X) otopilot kontrol kartı üzerinde bulunan SPKT/DSM soket yuvasına takılmıştır.

Pixhawk otopilot kontrol kartı çıkış bağlantıları sabit kanatlı, pervaneli ve tekerlekli insansız hava araçları için farklı olmakla beraber sonuç olarak otopilot kontrol kartının üst kısmında bulunan MAIN OUT (Ana Çıkış) kısmına giriş soketi takılmıştır. İnsansız hava aracı için bağlantılar şu şekildedir:

- Pin 1 = Kanatçık
- Pin 2 = İrtifa Dümeni
- Pin 3 = Hız (Gaz) Kontrol
- Pin 4 = Dümen

Pixhawk otopilot kontrol kartı bağlantılarının ardından APM donanım yazılımının Pixhawk otopilot kontrol kartı donanımına yüklenmesi gerekmektedir. Donanım yazılımını yüklemek için, yer kontrol istasyonu bilgisayara, Mission Planner uygulaması uygun işletim sistemine göre tavsiye edilen tüm sürücülerle beraber kurulmuştur. Kurulum işleminin ardından uygulama açılarak Micro-USB bağlantı kablosu yardımıyla Pixhawk otopilot kontrol kartına bağlanmıştır. Bu sırada bilgisayar tarafından gerekli olan sürücüler ve donanım yazılımı kendiliğinden yüklenir ve BAĞLANTI (CONNECT) imgesine basılmamalıdır. Kurulum sırasındaki talimatlar yerine getirilmiştir. Durum çubuğu ve bağlantının kopup tekrar başlaması indirme işleminin bittiğini göstermektedir. Müzikal bir ses tonu duyulduğunda indirme işlemi tamamlanmış olduğu anlaşılır. Dikkat edilmesi gereken bir durum da üç BİP sesinden oluşan bir seridir. Böyle bir ses duyulduğunda ivedilikle GÜVENLİK ANAHTARINA basılı tutarak USB kablosu çıkarılmalıdır. Yeniden başlatma sırasında seri ses tonları tekrar dinlenmiş, iki BİP sesi donanım yazılımının başarılı bir şekilde yüklendiğini göstermiştir.

Pixhawk otopilot kontrol kartı ölçüleme (kalibrasyon) ayarları yapılırken şu basamaklar izlenmiştir:

1. Pixhawk otopilot kontrol kartının bilgisayar bağlantısını sağlamak için İLETİŞİM (COMMUNICATION) seçeneği PX4 FMU ve oranı 115200 değerine ayarlanmıştır.
2. BAĞLANTI (CONNECT) imgesine basılarak BAŞLANGIÇ AYARLARI (INITIAL SETUP) seçilerek ölçüleme sihirbazına geçiş yapılmıştır.

Ölçüleme sihirbazına giriş yapılmasının ardından Aygıt Başlangıç Yazılımı bölümünden sırasıyla ölçülemeler yapılmıştır. Aygıt Başlangıç Yazılımı bölümündeki ilk basamak olan Çerçeve Tipi (Frame Type) kısmı yalnızca çok rotorlu araçlar için geçerlidir. Diğer adımlar sırasıyla şu şekilde ölçümlendirilir:

1. **Pusula Ölçüleme:** Pusulayı etkinleştirmek için öncelikli olarak etkinleştir (Enable) seçimi yapılarak otomatik pusula sapması hesaplamasına izin verilmiştir. Live Calibration seçeneği seçilerek yönlendirmeler takip edilmiştir.
2. **Accelerometer (İvme Ölçer) Ölçüleme:** Öncelikle AC 3.0 seçeneği işaretlenerek ölçüleme imgesi seçilmiştir ve yönlendirmeler takip edilmiştir. Bu esnada dikkat edilmesi gereken husus aracın konumu değiştirilmeden önce birkaç saniye beklenmesi gerektiğidir.
3. **Radio Kontrol Ölçüleme:** Radyo Ölçümleme (Radio Calibration) adımı Pixhawk otopilot kontrol kartına radyo kontrol vericisinin nasıl çalıştığı öğretilmiştir. Verici çalışır duruma getirilerek Radyo Ölçüleme (Calibrate Radio) imgesi seçilmiştir. Verici üzerindeki bütün kontrol çubukları ve anahtarlar sınır değerlerine getirilmiştir. Click when Done imgesi seçildiğinde çubuk grafikler (histogram) üzerindeki kırmızı sınır çizgileri bütün kullanılabilir kanallar için oluşturulmuştur.
4. **Uçuş Yöntemleri Seçimi ve Ayarları:** Uçuş yöntemleri (Flight Modes) adımı gelindiğinde verici üzerindeki her bir anahtar açıp kapatılarak uygun konuma getirilmiştir. Mission Planner halihazırda seçili olan konumu yeşil vurgu ile belirtecektir. Her bir anahtar için bir uçuş modu seçilerek Save Modes imgesine basılarak ayar kaydı yapılmıştır.

Kontrol kartı kurulumu, bağlantıları ve ölçülenmesi yapılan ilk model Resim 3.9’da görüldüğü gibidir.



Resim 3.9 İlk model (Prototip).

3.4 Tasarımın Eniyilemesi (Tasarım Optimizasyonu)

Eniyileme mutlak bir doğruya sahip kısıtlamalar ve gerek şartlar olarak kabul edilmemektir. Bu nedenle optimize edilen bir sistemde hiçbir zaman mutlak doğru aranmamalıdır. Eniyileme ancak ve ancak mutlak doğruya yakınsamak olduğuna göre haritalama yapan sabit kanatlı insansız hava aracı tasarımında da doğruya mümkün olduğunca yakınsamaya çalışılmıştır.

Çizelge 3.11 Ağırlık Optimizasyonu.

İLK TASARIM		OPTİMİZASYON	
Optimize Edilebilir Ekipman	Ağırlık (g)	Optimizasyon Sonucu Kullanılan Ekipman	Ağırlık (g)
1. Analog Servo Motor	9	1. Analog Servo Motor	9
2. Analog Servo Motor	9	2. Analog Servo Motor	9
3. Analog Servo Motor	9	Gövde ve Servo Ekipmanları	15
4. Analog Servo Motor	9		
5. Analog Servo Motor	9		
Gövde ve Servo Ekipmanları	22		
TOPLAM	67	TOPLAM	33
Optimizasyon sonucu Ağırlık kazancı			34

Bölüm 2.4.1’de anlatıldığı gibi bir uçağın hareket kontrolü kanatçıklar, irtifa dümeni ve istikamet dümeni olmak üzere üç ana kontrol mekanizmasından sağlanmaktadır. Haritalama yapan sabit kanatlı insansız hava aracı tasarım aşamasında kanatçıkların hareketi için 2 adet, irtifa dümeni için 2 adet ve istikamet dümeni kontrolü için de 1 adet olmak üzere toplamda 5 adet servo motora ihtiyaç duyulmuştur. Ancak literatürde konu edilen araştırmalar sonucu sabit kanatlı bir insansız hava aracının kontrolünün yalnız kanatlar ve aracın hızını oluşturan dıştan dönmeli bir adet fırçasız motorla da sağlanabildiği görülmüştür. Böylelikle Çizelge 3.11’de gösterildiği gibi 5 adet servo motor yerine 2 adet servo motor kullanılarak hem tasarım kolaylaştırılmış hem de insansız araçlar için en önemli problemlerin başında gelen ağırlık probleminden yaklaşık olarak 34 g kar sağlanmıştır.

Çizelge 3.12 Maliyet Optimizasyonu.

İLK TASARIM		OPTİMİZASYON	
Optimize Edilebilir Ekipman	Maliyet (TL)	Optimizasyon Sonucu Kullanılan Ekipman	Maliyet (TL)
1. Analog Servo Motor	52,36	1. Analog Servo Motor	52,36
2. Analog Servo Motor	52,36	2. Analog Servo Motor	52,36
3. Analog Servo Motor	52,36		
4. Analog Servo Motor	52,36		
5. Analog Servo Motor	52,36		
TOPLAM	261,8	TOPLAM	104,72
Optimizasyon sonucu Maliyet kazancı			157,08

Aynı şekilde sistem maliyet optimizasyonu için Çizelge 3.12 ele alındığında 5 adet servo motor maliyeti toplamda 261,8 TL iken optimizasyon sonucu kullanılan 2 adet servo motorun maliyeti toplamda 104,72 TL olduğu görülmüştür. Optimizasyon sonucunda ulaşılan maliyet kazancı toplamda 157,08 TL olarak hesaplanmıştır. Tüm sistem maliyeti yaklaşık olarak 2000 TL olduğu düşünüldüğünde toplamda % 8 oranında maliyet kazancı elde edilmiştir.

Gövde tasarımının değişmesiyle beraber gövde ölçülerinde de yuvarlamalar yapılarak Bölüm 3.1.2’de yer alan kanat açıklığı ve uzunluk ölçüleri elde edilmiştir.

3.5 Haritalama

Bu bölümde fotometrik kıymetlendirme yapan bilgisayar yazılımları yardımıyla görüntüleri elde edilen arazinin haritalama işlemi gerçekleştirilmiştir. Haritalama işlemi için tasarlanan sabit kanatlı insansız hava aracına destek sağlayan LİHKAB Ali Kazım Telli Altyapı Haritalama Mimarlık Mühendislik Proje LTD. ŞTİ. tarafından belirlenen Afyonkarahisar ili Çay ilçesi Orhaniye Köyü mevki seçilmiştir. Orhaniye Köyü Kumluk mevkiinde sabit kanatlı insansız hava aracının uçuşu ve fotoğraflaması gerçekleştirilerek veriler toplanmıştır. Toplamda, yaklaşık 30 dakikalık uçuş boyunca 10.000'e yakın fotoğraf elde edilmiştir. Elde edilen ham fotoğraflardan birkaçı Resim 3.10 ve Resim 3.11'de görüldüğü gibidir.



Resim 3.10 Orhaniye Köyü Kumluk mevkiinde sabit kanatlı insansız hava aracı ile elde edilen fotoğraf.



Resim 3.11 Orhaniye Köyü Kumluk mevkiinde sabit kanatlı insansız hava aracı ile elde edilen birkaç fotoğraf.

Sabit kanatlı insansız hava aracının araziyi fotoğraflamasından elde edilen veriler hava fotogrametrisi adı verilen bir fotogrametri yöntemini oluşturmaktadır. Bu veriler fotogrametri tekniği ile ölçülmek istenen nesnenin ve yakın çevresinin ya da arazinin fotoğrafları çekilmesiyle oluşturulmuştur. Fotoğraf üzerindeki görüntüler ölçülerek istenen bilgiler sağlanmaktadır ve özel aletlerle de bu görüntüler harita veya plan biçimine dönüştürülebilmektedir. Ortofotografi denilen yöntemle çizgi harita ile aynı geometrik doğruluğa sahip foto haritalarının üretimi gerçekleştirilmiştir.

Tasarlanan sabit kanatlı insansız hava aracı sayesinde elde edilen görüntüler çeşitli bilgisayar programları vasıtasıyla işlenmiş ve ortofoto adı verilen fotografik harita elde edilmiştir. Elde edilen haritanın %0.02 oranında küçültülmüş hali Resim 3.12’de gösterilmiştir.



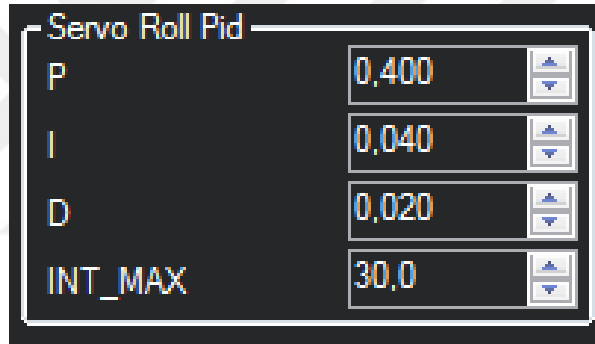
Resim 3.12 Orhaniye Köyü Kumluk Mevkii ortofoto haritası.

4. BULGULAR

Bu bölümde tez çalışmasının konusunu oluşturan haritalama yapan sabit kanatlı insansız hava aracı geliştirilmesi ve entegrasyonu sonucu elde edilen bulgular incelenmiştir.

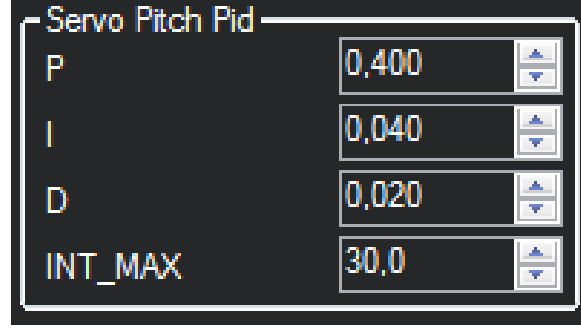
4.1 Servo PID Değerleri

Prototip uçuş testleri sırasında Bölüm 3.1.6’da oluşturulan kontrol sistemi sonucu elde edilen PID kat sayıları sisteme uyarlanmıştır. Teoride elde edilen değerlerin $\pm\%1$ sapma ile uygulama değerleriyle uyumlu olduğu görülmüştür. Servo motorlar için elde edilen PID katsayılarının değerleri yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) hareketleri için ayrı ayrı tespit edilmiştir.



Şekil 4.1 Servo motorların yatış (roll) hareketi kontrolü için tespit edilen PID kat sayıları.

Prototipin uçuşu esnasında yapılan denemeler sırasında “Matlab PID Toolbox” “Autotunning” işlemi sonucu elde edilen değerler sisteme uygulanarak, sistem dinamiğine uygun “deneme – yanılma” metoduyla küçük değişiklikler yapılmıştır. Yapılan değişiklikler sonucu Şekil 4.1’de gösterilen yatış hareket kontrolü için gerekli PID kontrol kat sayıları sırasıyla $P = 0,400$, $I = 0,040$, $D = 0,020$ olarak bulunmuştur.



Şekil 4.2 Servo motorların yunuslama (pitch) hareketi kontrolü için tespit edilen PID kat sayıları.

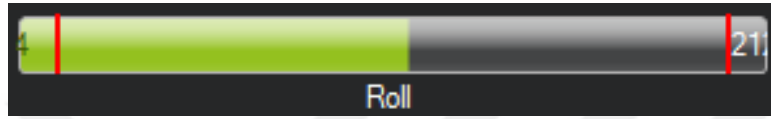
Aynı şekilde sistemin yunuslama hareketi için gerekli olan PID katsayıları hesaplanmasında da prototipin uçuşu sırasında yapılan denemelerle “Matlab PID Toolbox” “Autotunning” işlemi sonucu elde edilen değerler sisteme uygulanarak, sistem dinamiğine uygun “deneme – yanılma” metoduyla küçük değişiklikler yapılmıştır. Yapılan değişiklikler sonucu Şekil 4.2’de gösterilen yunulama hareket kontrolü için gerekli PID kontrol kat sayıları sırasıyla $P = 0,400$, $I = 0,040$, $D = 0,020$ olarak bulunmuştur.

Son olarak entegre sistemin sapma açısı için sistem bir bütün olarak tek bir ekseninde sapma hareketi yapamadığı için herhangi bir PID kontrolör kat sayısı belirlenmemiştir. Bu işlemi gerçekleştirmek için de P değeri “1” olarak ayarlanmış diğer değerler “0” olarak belirlenmiştir.

4.2 Radyo Kontrolü Sınır Değerleri

Entegrasyonu yapılan sistemin otopilot kontrolüne geçmeden önce gerekli irtifa yüksekliğine sahip olabilmesi için sabit kanatlı insansız hava aracının ilk kalkışı radyo frekans kontrollü alıcı ve verici sayesinde yapılmıştır. Sistem hareketinin temelini oluşturan yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) hareketleri için sınır değerler belirlenmiştir.

Yatış hareketi için sistemin kanatçıklarına bağlı olan servo motorlar kullanılarak hareket gerçekleştirmiştir. Servo motorların birbirlerine göre ters yönde döndürülmesiyle kanatçıklardan biri $-z$ eksenini doğrultusunda yani yer yüzeyine doğru, diğeri ise $+z$ eksenini doğrultusunda yani atmosfer katmanlarına doğru hareket etmektedir. Böylelikle sabit kanatlı insansız hava aracı dönme ekseninde yatış hareketinin gerçekleştirmektedir. Bu hareket için belirlenen sınır değerler Şekil 4.3’de gösterilmiştir.



Şekil 4.3 Yatış (roll) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.

Şekil 4.3’de yatış değerinin alabileceği maksimum ve minimum değerleri görülmektedir. Bu değerler $\text{Min} = 1124$, $\text{Maks} = 2128$ olarak tespit edilmiştir.

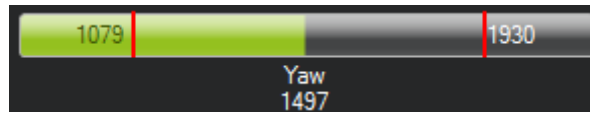
Yunuslama hareketi için sistemin kanatçıklarına bağlı olan servo motorlar kullanılarak hareket gerçekleştirmiştir. Servo motorların aynı yönde döndürülmesiyle kanatçıklardan biri $-z$ eksenini doğrultusunda yani yer yüzeyine doğru ya da diğeri ise $+z$ eksenini doğrultusunda yani atmosfer katmanlarına doğru hareket etmektedir. Böylelikle sabit kanatlı insansız hava aracı yunuslama ekseninde yunuslama hareketinin gerçekleştirmektedir. Başka bir ifadeyle sabit kanatlı insansız hava aracı dalış veya kalkış hareketini yunuslama eksenindeki hareketi sayesinde yapmaktadır. Bu hareket için belirlenen sınır değerler Şekil 4.4’de gösterilmiştir.



Şekil 4.4 Yunuslama (pitch) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.

Şekil 4.4’de yunuslama hareketi değerinin alabileceği maksimum ve minimum değerleri görülmektedir. Bu değerler Min = 974, Maks = 2124 olarak tespit edilmiştir.

Sapma hareketi için sistemin kanatçıklarına bağlı olan servo motorlar kullanılarak hareket gerçekleştirmiştir. Anacak sistem yapısı gereği sabit kanatlı olması sapma hareketinin yatış hareketine benzer şekilde gerçekleşmesine neden olmuştur. Sapma hareketi için belirlenen sınır değerler Şekil 4.5’de gösterilmiştir.



Şekil 4.5 Sapma (yaw) hareketi için tespit edilen sınır değerleri.

Şekil 4.5’de sapma hareketi değerinin alabileceği maksimum ve minimum değerleri görülmektedir. Bu değerler Min = 1079, Maks = 1930 olarak tespit edilmiştir.

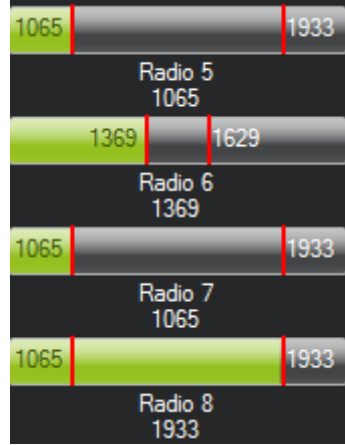
Sabit kanatlı insansız hava aracının hız kontrolü aracın arkasında bulunan dıştan dönmeli fırçasız DC motor ile sağlanmıştır. Hız kontrol dümeni olarak da tanımlanan Throttle değerinin alabileceği en yüksek ve en düşük değerler şekil 4.6’da gsteilmıştir.



şekil 4.6 Hız dümeni (throttle) için tespit edilen sınır değerleri.

şekil 4.6’de hız dümeni değerinin alabileceği maksimum ve minimum değerleri görülmektedir. Bu değerler Min = 1098, Maks = 1930 olarak tespit edilmiştir.

Diğer radyo frekans kontrol kanallarından radyo frekans 6 değeri otopilot ve manüel kontrol arasındaki geçişte kullanılmış radyo frekans 5, radyo frekans 7 ve radyo frekans 8 değerleri yedek olarak tutulmuştur. Bu değerlerin alabileceği maksimum ve minimum değerler şekil 4.7’de gsterilmıştir.



Şekil 4.7 Diğer radyo frekans kontrolü sınır değerleri.

Şekil 4.7’de görüldüğü gibi sınır değer farkı en küçük olan radyo frekans kontrol 6 kanalı otopilot ve manüel kontrol arasındaki geçişi sağlamaktadır. Radyo frekans kontrol 6 kanalının otopilot ve manüel kontrol arasındaki geçiş amacıyla kullanılmasının nedeni daha önce karşılaşılan problemlerdir. Radyo frekans 5, radyo frekans 7 ve radyo frekans 8 kanalları sırasıyla otopilot ve manüel kontrol arasındaki geçiş amacıyla denenmiştir. Fakat sistem bu değerler arasının çok geniş olması nedeniyle kısa zamanda tepki veremeyerek insansız hava aracının kontrolü kaybetmesine ve defalarca çakılmasına neden olmuştur. Bu problemi ortadan kaldırmak için radyo frekans kontrol 6 kanalı seçilerek maksimum ve minimum değerleri arasındaki farkın az olmasından yararlanılmıştır. Böylelikle karşılaşılan problemin önüne geçilmiştir.

Şekil 4.7’de gösterilen radyo frekans kontrol kanalları için maksimum ve minimum değerler her bir kanal için şu şekilde belirlenmiştir.

- Radyo 5 : Min = 1065 , Maks = 1933
- Radyo 6 : Min = 1369 , Maks = 1629
- Radyo 7 : Min = 1065 , Maks = 1933
- Radyo 8 : Min = 1065 , Maks = 1933

4.3. Maliyet Analizi

Sabit kanatlı insansız hava aracı için kullanılan malzemeler ve ekipmanlar tek tek ele alınarak sistem maliyet analizi yapılmıştır.

Çizelge 4.1 Maliyet Analizi.

	KULLANILAN EKİPMAN	MALİYET (TL)
1	Gövde	288,9
2	1. Servo Motor	52,36
3	2. Servo Motor	52,36
4	Fırçasız DC Motor	45,51
5	Kamera	599,99
6	ESC	26,91
7	Otopilot Kontrol Kartı	579,97
8	Radyo Telemetry Kiti	101,471
9	GPS Modülü	258,07
TOPLAM		2005,54

Çizelge 4.1’de gösterildiği gibi sistem maliyet analizi için belirlenen ve kullanılan ekipmanlar gövde, servo motorlar, dıştan dönmeli fırçasız DC motor, kamera, ESC, otopilot kontrol kartı, radyo telemetry kiti ve GPS + pusula modülü olarak tespit edilmiştir. Her bir ekipman için harcanan maliyet malzemelerin çoğunun yurt dışı kaynaklı olması nedeniyle dolar kuru üzerinden değişiklik göstere bilmektedir. Türk Lirası cinsinden hesaplanmış değerleri ile sırasıyla; Gövde = 288,9 TL, 1. Servo Motor = 52,36 TL, 2. Servo Motor = 52,36 TL, Fırçasız DC Motor = 45,51 TL, Kamera = 599,99 TL, ESC = 26,91 TL, Otopilot Kontrol Kartı = 579,97 TL, Radyo Telemetry Kiti = 101,471 TL ve GPS Modülü = 258,07 TL olmak üzere toplamda 2005,54 TL malzemeler için harcama yapılmıştır.

Piyasadaki hazır sistemlerle karşılaştırıldığında hazır sistemler için ödenmesi gereken maliyet 5400 \$ ile 12000 \$ arası değişmektedir. En küçük maliyete oran Türk Lirası cinsinden % 12,8, en yüksek maliyete oran ise % 5,8 olarak hesaplanmaktadır. Böylece entegrasyonu ve kurulumu yapılan sistemin maliyet olarak eş değerlerinden çok daha ucuza mal edildiği görülmüştür.

4.3. Ağırlık Analizi

Sabit kanatlı insansız hava aracı için kullanılan malzemeler ve ekipmanlar tek tek ele alınarak sistem maliyet analizi yapılmıştır.

Çizelge 4.2 Ağırlık Analizi.

KULLANILAN EKİPMAN		AĞIRLIK (g)
1	Gövde	187,5
2	1. Servo Motor	9
3	2. Servo Motor	9
4	Fırçasız DC Motor	56
5	Kamera	423
6	ESC	24
7	Otopilot Kontrol Kartı	38
8	Radyo Telemetry Kiti	14,7
9	GPS Modülü	16,8
TOPLAM		778

Çizelge 4.1’de gösterildiği gibi sistem ağırlık analizi için belirlenen ve kullanılan ekipmanlar gövde, servo motorlar, dıştan dönmeli fırçasız DC motor, kamera, ESC, otopilot kontrol kartı, radyo telemetry kiti ve GPS + pusula modülü olarak tespit edilmiştir. Her bir ekipman için yapılan hassas ölçümler sonucu elde edilen değerler sırasıyla; Gövde = 187,5 g, 1. Servo Motor = 9 g, 2. Servo Motor = 9 g, Fırçasız DC Motor = 56 g, Kamera = 423 g, ESC = 24 g, Otopilot Kontrol Kartı = 38 g, Radyo Telemetry Kiti = 14,7 g ve GPS Modülü = 16,8 g olmak üzere toplamda sabit kanatlı insansız hava aracı ağırlığı 778 g olarak hesaplanmıştır.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Yapılan çalışmada mekatronik tasarım yöntemi ile arazi haritalamada kullanılmak üzere sabit kanatlı insansız hava aracı tasarlanmış ve ilk örneği üretilmiştir. Tasarım aşamasında sistem gerekleri belirlenerek mekatronik tasarım yönteminin aşamaları örnekleme ve benzetim, ilk model, geliştirme ve yaşam döngüsü ana başlıkları sisteme tek tek uygulanmıştır.

Mekatronik bir sistem mekanik, elektronik ve bilgisayar gibi çok disiplinli bir sistem olduğuna göre böyle bir sistemin tasarımında da mekatronik tasarım yönteminin kullanılması çalışmaya kolaylık sağlamıştır. Nitekim çalışmanın ana konusunu oluşturan sabit kanatlı insansız hava aracı bütünüyle mekatronik bir sistemi oluşturmaktadır. Tasarım metodolojisi salt olarak bir ürün ortaya çıkarmak anlamına gelmediğine göre ekonomik olarak da sistemi uygun olan en az maliyette üretmek de gerekmektedir.

Yurt içinde ve yurt dışında haritalama amacıyla üretilen ve pazar haline gelmiş insansız hava aracı ağı bulunmaktadır. Ancak bu sistemler araştırıldığında 5400 USD ile 12000 USD arasında fiyatlarının değiştiği görülmektedir. Yapmış olduğumuz sistemin toplam maliyeti yaklaşık olarak 2000 TL'dir. Detaylı maliyet analizi bulgular bölümü altında adım adım incelenmiştir.

Piyasadaki hazır sistemlerle karşılaştırıldığında hazır sistemler için ödenmesi gereken maliyet 5400 \$ ile 12000 \$ arası değişmektedir. En küçük maliyete oran Türk Lirası cinsinden % 12,8, en yüksek maliyete oran ise % 5,8 olarak hesaplanmaktadır. Böylece entegrasyonu ve kurulumu yapılan sistemin maliyet olarak eş değerlerinden çok daha ucuza mal edildiği görülmüştür.

İnsansız hava araçları için önem arz eden diğer bir husus ise sistemin ağırlığıdır. Sistem bir bütün olarak ele alındığında tezin temel konusunu oluşturan mekatronik tasarım yönteminin alt başlığı olan tasarım optimizasyonu adımı ağırlığın minimize edilişi gösterilmiştir. Yapılan optimizasyonun sonunda sabit kanatlı insansız hava aracının ağırlığı tüm ekipmanları dahil olmak üzere 778 g olarak hesaplanmıştır. Dıştan dönmeli fırçasız DC motorun test değerleri neticesinde elde edilen itme kuvveti 960 g olarak hesaplandığına göre rüzgar kaldırma kuvveti etkisi gözardı edildiğinde toplam ağırlığın itme kuvvetine oranı yaklaşık % 81 olarak hesaplanmıştır. Bu oranın sabit kanatlı insansız hava araçları için sınır değerde olduğu tespit edilmiştir.

Entegrasyonu yapılan sabit kanatlı insansız hava aracının dezavantajları ele alındığında en olumsuz etkinin GPS'ten kaynaklı olduğu görülmektedir. Uçuş planında belirlenen rota üzerinde hareketi sırasında cihazın bulutlu havalarda koordinat belirleme açısından sıkıntılar çıkardığı görülmüştür. Yer belirleme işlemi gerçekleştirirken GPS'e gelen bilgiler ± 2 metre doğruluk sağlamakta ancak bulutlu havalarda bu oran ± 5 metreye kadar çıkabilmekte cihaz boyutu düşünüldüğünde 5 metrenin büyük bir değer olduğu gözlemlenmektedir. İleriki çalışmalar sistemin GPS ile konum belirmesinde doğruluğun artırılması üzerine yapılabilir. Ayrıca sistem tasarımında aerodinamik yapısal detaylı olarak incelenme fırsatı bulunmadığı için kanat ve gövde gibi yapısal elemanların modellenmesi ayrı ayrı tasarlanabilir. Diğer bir yönden ele alındığında insansız hava aracı inişini göğsü üzerine çakılarak gerçekleştirmektedir. İniş kalkış sırasında özel bir alan gerektirmemesi bakımından önemli bir özellik olsa da iniş hızı yeterinde ayarlanamadığı takdirde sert düşüşler gözlemlenmiştir. Bu olumsuzluğun önüne geçmek için ileriki çalışmalarda kendiliğinden iniş (auto-landing) uygulaması yapılabilir.

Sonuç olarak entegrasyonunu ve ilk örneğini yapmış olduğumuz sistem piyasada bulunan benzerlerine nazaran çok daha ucuza mal edilmiştir. Ayrıca sistemin çalışmasında kullanılan Pixhawk otopilot kontrol kartı Ardupilot kartının piyasadan çekilmesinin ardından rahatlıkla Ardupilot yerine kullanılabilecek ve hatta daha üstün özelliklere sahiptir. Açık kaynak kod özelliğinde olması nedeniyle de araştırmacılar tarafından dikkatleri üzerine çekmeye devam edecektir.



6. KAYNAKLAR

- Akman, Y., Yaman, Y., Söylemez E. (2001). Hafif Uçaklar İçin Düzlemsel Uçuş Kontrol Sistemlerinin Kinematik Sentezi, 10. Ulusal Makine Teorisi Sempozyumu, Selçuk Üniversitesi, Konya.
- Arnold, A., Dettmering, H., Engel, T., Karcher, A. (2005). Product Lifecycle Management Beherrschen - Ein Anwenderhandbuch für den Mittelstand, ISBN: 978-3-540-22997-1, Springer-Verlag, Berlin, Deutschland.
- Ataş, Koç, Çiftçi, Kılınç, Altın, Özdemir, Yeşilyurt (2014) Yaklaşma İniş Sistemlerinde İleri Teknolojiler, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, Temmuz, 7 (2): 15-26.
- Austin, R., (2010). Unmanned Air Systems: UAV Design, Development and Deployment, John Wiley & Sons.
- Bakerjian, R. (1992). Tool and Manufacturing Engineers Handbook, *Society of Manufacturing Engineers*, 9: 30-58.
- Baldacci, R., Christofides, N., Mingozzi, A. (2008). An Exact Algorithm for the Vehicle Routing Problem Based on the Set Partitioning Formulation with Additional Cuts. *Mathematical Programming*, 115: 351-385.
- Bandler J.W., (1989). Optimization methods for computer aided design, IEEE Transaction on Microwave Theory.
- Blum, W. , Niss, M. (1991). Applied mathematical problem solving, modelling, application, and links to other subjects-state, trends, and issues in mathematics instruction. *Educational Studies in Mathematics*, 22: 37- 68.
- Bolton. W. (2000) Mechatronics: Electronic Control Systems in Mechanical Engineering, Addison Wesley Longman., 543p, New York, America.
- Bomes, O. (2009). Royal Air Force, Directorate of Defence Studies, Air Power-UAVs: The Wider Context.

- Chao H., Cao Y., Chen, Y. (2007) Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey, *Mechatronics and Automation*, ICMA 2007. 5-8 Aug., International Conference on, pp.3144-3149.
- Cros, M.-J., Garcia, F., Martin R., Clouaire ve Rellier, J.-P. (2006). Section 3.1 Modeling and Simulation, pp. 109-124, *CIGR Handbook of Agricultural Engineering Volume VI Information Technology*.
- Dalamagkidis, K., Valavanis, K.P., Piegel L.A. (2014) On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System, *Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering* **54**:DOI 10.1007/978-94-007-2479-22.
- David G. Hull, (2007). *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics* Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- David, L.B., Joseph, J.B.J., Ming C.L. and David, W.R. (2009). A brief history of additive manufacturing and the 2009 roadmap for additive manufacturing: looking back and looking ahead, *US-TURKEY Workshop on Rapid Technologies*, September **24**: 5-1.
- Dogan, G. (2007). Mikro ve nano hızlı prototipleme, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- Douglas, D.H., Peucker, T.K., (1973). Algorithms for the Reduction of the Number of Points Required to Represent a Line or its Caricature, *The Canadian Cartographer*, **10**: 112-122.
- Erden, A., (2001) Mekatronik Mühendisliği Tanım ve Temel İlkeler, Kavramlar, *Endüstri&Otomasyon*, **52**: 34.
- Erdos, D.; Watkins, S.E. (2008) UAV Autopilot Integration and Testing, Region 5 Conference, 2008 IEEE , pp.1-6, 17-20.
- Etkin B. and Reid L.D., (1996). *Dynamics of Flight Stability and Control*, Vol. 3, John Wiley and Sons Press, Canada.
- Fukasawa, R., Longo, H., Lysgaard, J., de Aragão, M. P., Reis, M., Uchoa, E., Werneck, R.F. (2006). Robust Branch-and-Cut-and-Price for the Capacitated Vehicle Routing Problem. *Mathematical Programming*, **106 (3)**: 491-511.

- Galbraith, R. L. ve Clatworthy, N. J. (1990). Beyond standard models: Meeting the challenge of modelling. *Educational Studies in Mathematics*. **21(2)**: 137-163.
- Gellius C. (1927) Attic nights. Book 10, Translated by Rolfe, J. C.
- Gheysens. F., Golden. B., Assad. A., (1986) A new heuristic for determining fleet size and composition, *Mathematical Programming Study*, **26**: 233-6,
- Goffe L.W., (1996) SIMANN: A Global Optimization Algorithm using Simulated Annealing, *Studies in Nonlinear Dynamics & Econometrics*, **1(3)**: 169-176.
- Gökgöz, T., Selçuk, M., (2004). A New Approach For The Simplification Of Contours, *Cartographica*, 39, Winter.
- Guedj D. (1998) Le Theoreme du Perroquet. Editions du Seuil.
- Hardy, P., Meyer, M., (2003). Efficient map production by re-engineering and generalising your data assets, Cambridge Conference for National Mapping Organisations, Cambridge, UK., July 21-25.
- Hehenberger, P. Zeman, K. (2007) Design activities in the development process of mechatronic systems, Advanced intelligent mechatronics, IEEE/ASME international conference 4-7 Sept., pp.1-6.
- Hoover, S. P. and Rinderle, J. R. (1989). A Synthesis Strategy for Mechanical Devices, *Research in Engineering Design*, **1**: 87-103.
- Jodeh, N., Blue, P., Waldron, A., (2006) Development of Small Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling and Simulating with Flight Test Validation, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Vol. 1, AIAA, Washington, DC.
- Karaboğa D., (2005). Yapay Zekâ Optimizasyon Algoritmaları, 1. Basım, Atlas Yayın Dağıtım, İstanbul.
- Kirkpatrick S, Gellat C.D., Vecchi M.P., (1983) Optimization by simulated annealing, *SCIENCE*, **220**: 4598, 671-681.
- Kota, S. and Ward, A.C. (1990). Functions, Structures and Constraints in Conceptual Design, Proceeding of the 2nd International Conference on Design Theory and Methodology, Rinderle, J., ed., Chicago, Illinois, pp. 239-250.

- Kumon, M., Udo, Y., Michihira, H., Nagata, M., Mizumoto, I. and Iwai, Z. (2006) Autopilot system for Kiteplane, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 11, no. 5, pp. 615–624, October.
- Kuo, B. C., (2002) *Otomatik Kontrol Sistemleri*, Literatür Yayınları.
- Kusiak A. and Szczerbicki, E. (1990). A Formal Approach to Design Specifications B.Ravani, ed., *Advances in Design Automation* (New York: ASME), pp. 311-316.
- Lee C.H., Chung M.J., (2001). Gain-Scheduled State Feedback Control Design Technique for Flight Vehicles, *IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems*, **37**: 1.
- Lee, D., (1996). Automation of Map Generalization - the Cutting Edge Technology, ArcInfo Software, An ESRI White Paper.
- Leishman, J.G. (2006) Cambridge University Press 0521858607 - Principles of Helicopter Aerodynamics, Second Edition.
- Lewis R.M., (2000). Direct search methods: Then and now, ICASE Report NO.2000-26, 2000, Virginia.
- Lingefjard, T. (2002). Teaching and assessing mathematical modeling. *Teaching Mathematics and Its Applications*, 21 (2), 75-83.
- Lysgaard, J., Letchford, A. N. , Eglese, R. W. (2004). New Branch-and-Cut Algorithm for the Capacitated Vehicle Routing Problem. *Mathematical Programming*, **100** (2): 423-445.
- McClean D., (1990) *Automatic Flight Control Systems*, Prentice-Hall.
- Monmonier, M.S., (1982). *Computer-Assisted Cartography, Principles and Prospects*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs.
- Nelson R.C., (1998). *Flight Stability And Automatic Control*, McGraw-Hill.
- Newcome L. (2004) *Unmanned Aviation: A brief history of UAV's*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Nickerson, B.G. ve Freeman, H., (1986). Development of a rule-based system for automatic map generalization, Second International Symposium on Spatial data Handling, Seattle, Washington, June 5-10.

- Niss, M. (1988). Theme group 3: Problem solving, modeling, and applications. In A. Hirst & K. Hirst (Eds.), *Proceedings of the sixth International Congress on Mathematical Education*. Budapest, Hungary: János Bolyai Mathematical Society, 237_252.
- Onuh, S.O., Yusuf, Y.Y. (1999). Rapid prototyping technology: applications and benefits for rapid product development, *Journal of Intelligent Manufacturing*, **10**: 301.
- Onuh, S.O. and Hon, K.K.B. (2001). Integration of rapid prototyping technology into FMS for agile manufacturing, *Journal of Integrated Manufacturing Systems*, **12**: 179-86.
- Onwubolu G. (2005) *Mechatronics: Principles and Applications*, Elsevier Butterworth-Heinemann Linacre House, Jordan Hill, Oxford.
- Ozugur, B. (2006). Hızlı prototipleme teknikleri ile kompleks yapıdaki parçaların üretilebilirliklerinin araştırılması, Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- Saaksvuori, A., Immonen, A. (2008). *Product Lifecycle Management*, ISBN: 978-3-540-78173-8, Springer-Verlag, Berlin, Germany.
- Santoso F., Liu M., and G.K. Egan, (2007) Linear quadratic optimal control synthesis for a uav, in 12th Australian International Aerospace Congress, AIAC12, Melbourne, Australia, March, number AIAA-2002-4439.
- Seker, S. E. (2014). Yazılım Geliştirme Hayat Döngüsü (Software Development Life Cycle). *YBS Ansiklopedi*, **1 (2)**: 2-5.
- Shetty, D. Kolk, R.A. (2011) *Mechatronics System Design Second Edition*, SI, Cengage Learning USA.
- Shetty, D., Kolk, R.A., Kondo, J., Campana. C. (2001). *Mechatronics Curriculum Demonstrator - An Educational Experience*, *Proceedings of the 2001 American Society for Engineering Education Annual Conference & Exposition* Page 6.710.

- Shih, T., Chang, H., (2009) FPGA based hardware in the loop test platform of small size UAV, Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA), 2009 IEEE International Symposium on , vol., no., pp.551-556, 15-18.
- Stark, J. (2011). Product Lifecycle Management - 21st Century Paradigm for Product Realisation, Niemann, Design of Sustainable Product Life Cycles, ISBN 978-0-85729-545-3, Springer-Verlag, Berlin, Germany.
- Stojcsics, D.; Molnar, A. (2011) Fixed-wing small-size UAV navigation methods with HIL simulation for AERObot autopilot, Intelligent Systems and Informatics (SISY), 2011 IEEE 9th International Symposium on, pp.241-245, 8-10.
- Sullivan, J.M. (2006) Evolution or revolution? The rise of UAVs, *IEEE Technology and Society Magazine*, 25 (3): pp. 43–49.
- Valavanis K.P., Vachtsevanos G.J., Antsaklis P.J. (2007) Technology and autonomous mechanisms in the Mediterranean: From ancient Greece to Byzantium. In: Proc. European Control Conference (ECC2007), Kos, Greece, pp 263–270.
- Valavanis, P. (2007). Advances in Unmanned Aerial Vehicles, Springer.
- Van Blyenburg, P., (2014). UAVs : A Worldwide Overview, Asian Aerospace UAV Asia-Pacific Conference.
- VDI 2080: (1984) Measuring Methods and Measuring Instruments for Air Conditioning Plants, October.
- Wagner W (1982) Lightning Bugs and Other Reconnaissance Drones. Aero Publishers.
- Yechout, Thomas R. (2003). Introduction to Aircraft Flight Mechanics. Virginia: AIAA Education Series.
- Yinke D. (2005) Ancient Chinese Inventions. China Intercontinental Press.
- Yüksel, G., (2001) Otomatik Kontrol Sistem Dinamiği ve Denetim Sistemleri, Uludağ Üniversitesi.
- Zaloga SJ (2008) Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917–2007. No. 144 in New Vanguard, Osprey Publishing Ltd.

Zeigler, B. P., H. Praehofer, and T. G. Kim. (2000) Theory of Modeling and Simulation. San Diego, CA: Academic Press.

İnternet Kaynakları

1. <http://www.af.mil/AboutUs/FactSheets/Display/tabid/224/Article/104469/mq-1b-predator.aspx>, 15.01.2016
2. http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rpav_britain.html, 15.01.2016
3. <http://www.nationalmuseum.af.mil>, 16.01.2016
4. <http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/MuseumExhibits/FactSheets/Display/tabid/509/Article/198095/kettering-aerial-torpedo-bug.aspx>, 16.01.2016
5. <http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/MuseumExhibits/FactSheets/Display/tabid/509/Article/195784/radioplanenorthrop-mqm-57-falconer.aspx>, 17.01.2016
6. <http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/MuseumExhibits/FactSheets/Display/tabid/509/Article/196055/teledyne-ryan-aqm-34q-combat-dawn-firebee.aspx>, 18.01.2016
7. <https://www.tai.com.tr/tr/proje/anka>, 19.01.2016)

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Yunus ARIKAN
Doğum Yeri ve Tarihi : Afyonkarahisar 1987
Yabancı Dili : İngilizce
İletişim (Telefon/e-posta) : 0553 188 90 39 / yarikan@usr.aku.edu.tr

Eğitim Durumu (Kurum ve Yıl)

Lise :Kuleli Askeri Lisesi , (2002 – 2006)
Lisans :Niğde Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Müh.
(2009 – 2014)
Yüksek Lisans : Afyon Kocatepe Üniversitesi – Elektrik-Elektronik Müh.
ABD. (2014 – 2016)

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl : AtaKey Patates Gıda San. A.Ş. (2016 –)

Yayınları (SCI ve diğer) :

Arıkan, Y., Çaşka S., Gayretli A., Oğuz Y. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracının Kontrolü İçin PID Kontrol Algoritmaları Geliştirilmesi ve Yörünge Takibi Uygulaması Yapılması Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK'2015, Eylül 2015, Denizli

Arıkan, Y., Oğuz Y., Küçükilhan G., Eliminating Current Harmonics with Fourier Based Parallel Active Power Filter for Thermal Power Plants 1st International Conference on Engineering Technology and Applied Sciences, ICETAS 2016, April 2016, Afyonkarahisar