T.C.

TRAKYA ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UZAKTAN VERİLEN KOORDİNATLARA İNSANSIZ GİDEBİLEN HAVA ARACININ TASARIMI VE DENEYSEL ARAŞTIRILMASI

ÖZCAN ÇETİNKAYA

DOKTORA TEZİ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Hilmi KUŞÇU

EDİRNE-2017

T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü onayı

Prof. Dr. Murat YURTCAN
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Bu tezin Doktora tezi olarak gerekli şartları sağladığını onaylarım.

Prof. Dr. Ayşegül ÖZTÜRK
Anabilim Dalı Başkanı

Bu tez tarafımca okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Hilmi KUŞÇU
Tez Danışmanı

Bu tez, tarafımızca okunmuş, kapsam ve niteliği açısından Makine Mühendisliği Anabilim Dalında bir Doktora tezi olarak oy birliği ile kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri	İmza
Prof. Dr. Yılmaz ÇAN	
Prof. Dr. Selim KARA	
Doç. Dr. Hilmi KUŞÇU	
Yrd. Doç. Dr. Olcay EKŞİ	
Yrd. Doç. Dr. Sencer Süreyya KARABEYOĞLU	

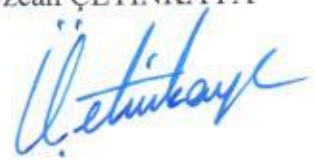
Tarih: 18/01/2017

T.Ü. FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ DOKTORA PROGRAMI
DOĞRULUK BEYANI

İlgili tezin akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını ve kullanılan tüm literatür bilgilerinin kaynak gösterilerek ilgili tezde yer aldığını beyan ederim.

18/01/2017

Özcan ÇETİNKAYA



Doktora Tezi

Uzaktan Verilen Koordinatlara İnsansız Gidebilen Hava Aracının Tasarımı ve Deneysel Araştırılması

T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

ÖZET

Günümüzde hedef tespiti, takibi, gözetleme, arama, kurtarma, tarımsal ilaçlama, savunma sanayi ve bunun gibi insanlar için tehlikeli ve yapılabilmesi mümkün olmayan işlemlerde insansız olarak uçuş yapabilen hava araçları kullanılmaya başlanmıştır. Bu çalışmada dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen (VTOL) 6 motora sahip bir insansız hava aracı tasarlanmış, aracın havada kararlı uçuş yapabilmesi için Ataletsel ölçüm birimi kullanılarak X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareket ve bu eksenler etrafındaki dönme hareketleri ile yönelme açısı ve yükseklik bilgisi ölçülmüştür. Ayrıca insansız hava araçlarında hava aracının yerküre üzerindeki koordinat bilgisini bulmak için Küresel Konumlama Sistemi (GPS) sensörü de kullanılmıştır. Bu sensörlerin ve hava aracına itki kuvveti sağlayan motor sürücülerinin bağlandığı ATMEL tabanlı Atmega 2560 denetleyicisi kullanılmıştır. Bu denetleyici yazılımı Processing, C ve C++ dilleri kullanılarak hazırlanmış açık kaynak kodlu MultiWii kodlarından yararlanılmıştır. Yer Kontrol İstasyonu yazılımında ise Microsoft Visual Basic 2013 programı ile GreatMaps Dinamik Bağlantı Kütüphanesi kullanılmıştır. Hava aracı ile yer kontrol istasyonu arasındaki bağlantı ise kablosuz olarak telemetri sistemi ile yapılmıştır.

Yıl : 2017

Sayfa Sayısı : 89

Anahtar Kelimeler : İnsansız Hava Aracı, Dikey Kalkış-İniş, Küresel Konumlama Sistemi, Atalet, Jiro, Otopilot

Doctoral Thesis

An Experimental And Theoretical İnvestigation Unmanned Air Vehicle Goes The Remotely Given Coordinates.

Trakya University Institute of Natural Sciences

Department of Mechanical Engineering

ABSTRACT

Nowadays it has been started to use Unmanned Aerial vehicles for the operations which are dangerous and unavoidable for people to do such as target detection and follow-up, surveillance, search, rescue, agricultural disinfection, defense industry or etc. In this study it was designed an Unmanned Aerial Vehicle With six motors being capable of Vertical tahe-off and landing (VTOL) and it was measured the Vehicle's linear motion in X,Y,Z axes, the rotational movements around these axes, the orientation angles and the altitude information by using inertial measurement unit to enable the Vehicle fly stably in the air. It was used Global Positioning System (GPS) receiver to find the global coordinate information of the aircraft for these Unmanned Aerial vehicles. It was also used the ATMEL-based Atmega 2560 microcontroller to which the sensors and motor drivers, providing impulse for the aircraft, were connected. As the controller software it was benefited Open Source MultiWii codes prepared by using Processing, C and C++ languages. As the Ground Control Station software it was used the Microsoft Visual Basic 2013 program and the GreatMaps Dynamic Link Library. The connection between the aircraft and the ground control station was made wirelessly With the Telemetry System.

Year : 2017

Number of Pages : 89

Keywords : Unmanned Air Vehicle, Vertical Takeoff Landing, GPS, Inertial, Gyro, Autopilot

TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans ve Doktora çalışmalarımın başından sonuna kadar emeği geçen ve beni bu konuya yönlendiren, engin bilgi ve tecrübesini benimle paylaşan saygıdeğer hocam ve danışmanım Makine Mühendisliği Bölümü Makine Teorisi ve Dinamiği Ana Bilim Dalı Başkanı Sayın Doç. Dr. Müh. Hilmi KUŞÇU'ya tüm katkılarından ve hiç eksiltmediği desteğinden dolayı teşekkür ederim.

Doktora Çalışmalarımda beni sürekli cesaretlendiren ve Maddi-Manevi en büyük destekçim olan Eşim Aylin ÇETİNKAYA'ya ve biricik kızım Almila Bilge ÇETİNKAYA'ya teşekkür ederim.

Bugünlere gelmemde en büyük emeği ve desteği olan Annem Safiye ÇETİNKAYA'ya ve bu günlerimi göremeyen Babam Hasan ÇETİNKAYA'ya ve Ablalarım Nurcan ve Gülcan'a teşekkür ederim.

Ayrıca Yüksek Lisans ve Doktora öğrenimi boyunca ilgi ve desteğini hiç eksiltmeyen Sayın Hocam Mühendislik Fakültesi Dekanı Prof. Dr. Müh. Yılmaz ÇAN'a teşekkür ederim.

Doktora Tez İzleme Komite Üyesi Sayın Prof. Dr. Selim KARA hocama da ayrıca teşekkür ederim.

Ayrıca akademik çalışmalarıma destek veren Keşan Meslek Yüksekokulu Eski Müdürü Doç. Dr. Hüseyin GÜHER hocama ve Mevcut Müdürümüz Yrd. Doç. Dr. Süleyman KÖK hocama ayrıca teşekkür ederim.

Bu tez çalışmasını destekleyen Trakya Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birim Komisyon Başkanı Rektör Yardımcısı Prof. Dr. Müh. Mümin ŞAHİN hocama ve Birim çalışanlarına teşekkür ederim.

Bu tez çalışması Trakya Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi Tarafından TUBAP 2014-112 Numaralı Doktora Projesi Olarak Desteklenmiştir.

İÇİNDEKİLER

ÖZET.....i

ABSTRACT.....ii

TEŞEKKÜR.....iii

TABLOLAR LİSTESİ.....vii

ŞEKİLLER LİSTESİ.....viii

SİMGELER DİZİNİ.....xii

KISALTMALAR.....xiv

1. GİRİŞ.....1

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI.....4

3. SİSTEMİN MODELLENMESİ.....25

3.1. Gövde Düzenleşimleri.....26

3.1.1. Geleneksel Tek Ana-Kuyruk Rotorlu Gövde Düzenleşimi.....26

3.1.2. Tek Rotorlu Gövde Düzenleşimi.....27

3.1.3. Eş Eksenli Çift Rotor Gövde Düzenleşimi.....27

3.1.4. Yan-yana Çift Rotorlu Gövde Düzenleşimi.....28

3.1.5. Çok Rotorlu Gövde Düzenleşimi.....28

3.2. Hava aracının temel hareketleri.....30

3.2.1. Hava Aracının Yukarı Tırmanışı ve Aşağı İnişi.....31

3.2.2. Hava Aracının Yuvarlanma Hareketi.....31

3.2.3. Hava Aracının Yunuslama Hareketi.....32

3.2.4. Hava Aracının Yönelme Hareketi.....33

3.3. Hava aracının Referans Sistemi.....33

4. MATERYAL VE METOD.....40

4.1. Kullanılan İskelet, Denetleyici, Sensörler ve Diğer Elemanlar.....41

4.1.1. İnsansız Hava Aracı iskeleti.....41

4.1.2. Fırçasız Doğru Akım Motoru 42
4.1.3. Elektronik Hız Kontrol Birimi 44
4.1.4. Pervaneler 45
4.1.5. Jiroskop ve İvme Ölçer 46
4.1.6. Sayısal Pusula 47
4.1.7. Sayısal Altimetre 48
4.1.8. Ultrasonik Mesafe Sensörü 48
4.1.9. Küresel Konumlama Sistemi (GPS) Sensörü 49
4.1.10. Kablosuz Görüntüleme Sistemi 50
4.1.11. Li-Po (Lityum Polimer) Batarya 51
4.1.12. Kablosuz İletişim (Telemetry) Modülü 51
4.1.13. Merkezi Denetleyici –Uçuş Kontrol Kartı 52
4.1.14. Radyo Kontrollü Kumanda 54
4.2. Motor-Pil Kaldırma Testleri 55
4.2.1. 2810 900KV – 12"x4.5" Motor-Pervane Kaldırma Testi 56
4.2.2. 2830 850KV - 12"x4.5" Motor-Pervane Kaldırma Testi 58
4.3. Uçuş Kontrol Kartı Programı 59
4.4. İnsansız Hava Araçlarında PID Kontrolün Uygulanması 62
4.5. Yer Kontrol İstasyonu ve Yazılımı 65
5. UYGULAMA VE VERİLERİN ALINMASI 67
5.1. Uçuş Kontrol Kartına Sensör ve Diğer Elemanların Elektriksel Bağlantısı 67
5.2. Elektronik Hız Kontrol Biriminin Programlanması 68
5.3. Sensörlerin Kalibrasyonu 69
5.4. Hava Aracının Anlık Takibi ve Hedef Koordinatların Seçimi 72
6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA 75
KAYNAKLAR 84

ÖZGEÇMİŞ 88
TEZ İLE İLGİLİ BİLİMSEL FAALİYETLER 89

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 4-1 ATMEGA 2560 mikrodenetleyici özellikleri[64] 53
Tablo 4-2 2810 900KV Motor – Li-Po Kaldırma Testi 56
Tablo 4-3 2830 850KV Motor – Li-Po Kaldırma Testi 58

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1 Bayraktar Konvansiyonel İnsansız Hava Aracı [1] 1
Şekil 1.2 Dikey Kalkış-İniş Yapabilen İnsansız Hava Aracı [2] 2
Şekil 2.1 Çin Sopası [7] 4
Şekil 2.2 Leonarda DaVinci'nin Hava Burgusu [8] 4
Şekil 2.3 Mihail Lomonosov'un Helikopteri [9] 5
Şekil 2.4 Launoy & Bienvenu'ın Tasarımı [10] 5
Şekil 2.5 George Cayley'ın Antik Taşıma Aracı [11] 6
Şekil 2.6 Horatio Phillips'ın Çok Tabakalı Kanat Tasarımı [12] 7
Şekil 2.7 Ponton d'Amécourt'un Helikopteri [13] 7
Şekil 2.8 Paul Cornu'nun Helikopteri [14] 8
Şekil 2.9 Bréguet Kardeşlerin Gyroplane Tasarımı [15] 9
Şekil 2.10 Sikorsky Tasarımı Dünyanın İlk Helikopteri [16] 10
Şekil 2.11 Ellehammer Ortak Eksenli Çift Pervaneli Helikopter Tasarımı [18] 11
Şekil 2.12 Karman Ortak Eksen Rotorlu Helikopter Tasarımı [19] 11
Şekil 2.13 Berliner'lerin Tasarımı [20] 12
Şekil 2.14 Brennan'ın Tasarımı [21] 13
Şekil 2.15 Raul Pescara'nın Tasarımı [22] 13
Şekil 2.16 Baumhauer İlk Kuyruk Rotorlu Helikopter Tasarımı [23] 14
Şekil 2.17 Sedat KURTOĞLU'nun Çalışması 15
Şekil 2.18 Mert ÖNKOL'un Çalışması 15
Şekil 2.19 Ahmet KIRLI'nın Çalışması 16
Şekil 2.20 Nurullah TURGUT'un Çalışması 16
Şekil 2.21 Cemil ALTIN'ın Çalışması 17
Şekil 2.22 Mehmet Kemal BAYRAKÇEKEN'in Çalışması 18
Şekil 2.23 Ersan AKTAŞ'ın Çalışması 18
Şekil 2.24 Hasan SARİBAŞ'ın Çalışması 19
Şekil 2.25 Avrupa Hava Savunma ve Uzaycılık Şirketinin Quattrocopter Tasarımı 19
Şekil 2.26 Pennsylvania Üniversitesinde Erdinç ALTUĞ'un Tasarımı 20
Şekil 2.27 Pennsylvania Üniversitesinde Scott D. Hanford'un Tasarımı 21
Şekil 2.28 Orta Doğu Teknik Üniversitesinde Fahri Buğra ÇAMLICA'ın Tasarımı 22
Şekil 2.29 Pounds ve Arkadaşlarının Tasarımı 22

Şekil 2.30 Eryk Brian Nice'ın Tasarımı 23
Şekil 2.31 Samir Bouabdallah'ın Tasarımı 24
Şekil 2.32 Stanford Üniversitesindeki Quadkopter Çalışmaları 24
Şekil 3.1 Euler Açıları 25
Şekil 3.2 Geleneksel Tek ana-kuyruk rotorlu gövde düzenleşimi 26
Şekil 3.3 Tek rotorlu gövde düzenleşimi 27
Şekil 3.4 Çift rotorlu eş-eksenli gövde düzenleşimi 27
Şekil 3.5 Çift rotorlu Yan-yana gövde düzenleşimi 28
Şekil 3.6 Üç rotorlu gövde düzenleşimi 29
Şekil 3.7 Dört rotorlu gövde düzenleşimi 29
Şekil 3.8 Altı rotorlu gövde düzenleşimi 29
Şekil 3.9 Sekiz rotorlu gövde düzenleşimi 30
Şekil 3.10 Hekzarotor motorlarının dönüş yönleri 30
Şekil 3.11 Hava aracının yukarı yönde hareketi 31
Şekil 3.12 Hava aracının aşağı yönde hareketi 31
Şekil 3.13 Hava aracının yuvarlanma hareketi 32
Şekil 3.14 Hava aracının Yunuslama hareketi 33
Şekil 3.15 Hava aracının yönelme hareketi 33
Şekil 3.16 Referans eksenleri arasındaki ilişki 34
Şekil 3.17 Hekzarotor kaldırma kuvveti ve dönme eksenleri 34
Şekil 3.18 Z_E ekseni etrafında yönelme açısıyla döndürülmesi 35
Şekil 3.19 Y_1 ekseni etrafında Yunuslama açısıyla döndürülmesi 35
Şekil 3.20 X_2 ekseni etrafında yuvarlanma açısıyla döndürülmesi 36
Şekil 4.1 Tarot FY680 iskelet 42
Şekil 4.2 AC2830-850KV Motor 44
Şekil 4.3 AX2810-900KV Motor 44
Şekil 4.4 Elektronik Hız Kontrol Birimi 45
Şekil 4.5 30A Elektronik Hız Kontrol Ünitesi 45
Şekil 4.6 Pervane Seti 46
Şekil 4.7 MPU6050 Eksen yönleri 47
Şekil 4.8 MPU6050 entegresi 47
Şekil 4.9 HMC5883L entegresi 48

Şekil 4.10 MS5611-01BA01 altimetre 48
Şekil 4.11 HC-SR04 Ultrasonik mesafe sensörü 49
Şekil 4.12 GPS Sensörü 50
Şekil 4.13 Kablosuz Görüntüleme Sistemi 50
Şekil 4.14 Li-Po Batarya 51
Şekil 4.15 Kablosuz İletişim Modülü 52
Şekil 4.16 ATMEGA 2560 Entegresi 52
Şekil 4.17 CRIUS All In One Pro uçuş kontrol kartı 53
Şekil 4.18 Kumanda Kol Düzeni 54
Şekil 4.19 Radiolink AT9 Kumanda 54
Şekil 4.20 Kaldırma Test Düzeneği 55
Şekil 4.21 Test Malzemeleri 56
Şekil 4.22 2810 900KV Motor - Li-Po Kaldırma Grafiği 57
Şekil 4.23 2810 900KV Motor Pals-Devir Sayısı Grafiği 57
Şekil 4.24 Test Malzemeleri 58
Şekil 4.25 2830 850KV Motor - Li-Po Kaldırma Grafiği 59
Şekil 4.26 2830 850KV Motor Pals-Devir Sayısı Grafiği 59
Şekil 4.27 MultiWii Ekranı -1 60
Şekil 4.28 MultiWii Ekranı -2 61
Şekil 4.29 MultiWii Ekranı -3 61
Şekil 4.30 Sabit yapılı kontrol sistemi 62
Şekil 4.31 PID denetleyici 63
Şekil 4.32 Ziegler - Nichols Salınım Yöntemi Algoritması 64
Şekil 4.33 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı 65
Şekil 4.34 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı Harita Görüntüsü 66
Şekil 4.35 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı 66
Şekil 5.1 Hekzarotor'un Elektriksel Bağlantıları 67
Şekil 5.2 Yer Kontrol İstasyonu 68
Şekil 5.3 MultiWiiConf.exe programı 69
Şekil 5.4 Jiroskop ve İvmeölçer Kalibrasyonu 70
Şekil 5.5 Sayısal Pusula Kalibrasyonu 71
Şekil 5.6 Arm ve Disarm Kol Kombinasyonu 71

Şekil 5.7 Kalibrasyon Kol Kombinasyonları 72
Şekil 5.8 Yer Kontrol İstasyonu Kontrol Akış Diyagramı 73
Şekil 5.9 Uçuş Kontrol Akış Diyagramı 74
Şekil 6.1 Yer Kontrol İstasyonu Yazılım Ekranı 75
Şekil 6.2 Hekzarotor Hava Aracı 76
Şekil 6.3 Yer Kontrol İstasyonu 76
Şekil 6.4 "İHA Bul" butonu 77
Şekil 6.5 Hedef Koordinat Mavi Renkli Maker 78
Şekil 6.6 TextBox'a Koordinat Verisi Girme Mor Renkli Maker 78
Şekil 6.7 "Rotayı Göster" Butonu 79
Şekil 6.8 "HESAPLA" Butonu 79
Şekil 6.9 Hesaplanan Rota Verileri 80
Şekil 6.10 Gaz-Throttle Değerinin Ayarlanması ve "Hedefe Git" Butonu 80
Şekil 6.11 Rota Üzerinde Hava Aracının Anlık Konumu 81
Şekil 6.12 Rota Üzerinde Hava Aracının Anlık Konumu ve İzi 81
Şekil 6.13 Rota Üzerinde Hava Aracının Hedefe Ulaşması 82
Şekil 6.14 Rota Üzerinde Hava Aracının Hedefe Ulaşması Video Ekran Görüntüsü 82

SİMGELER DİZİNİ

A : Akım

b : Kaldırma Sabiti (Ns^2)

d : Kayma Faktörü (Nms)

F : Kuvvet

F_g : Yerçekimi Kuvveti

F_p : Kaldırma Kuvveti

F_t : Rotor Kayması

g : Gram

I_{3x3} : Birim Vektörü

J_r : Motor Ataleti

J_{xx} : Yuvarlanma Ekseni Atalet Momenti

J_{yy} : Yunuslama Ekseni Atalet Momenti

J_{zz} : Yönelme Ekseni Atalet Momenti

K_p : Oransal Etki Kazancı

K_i : İntegral Etki Kazancı

K_d : Türevsel Etki Kazancı

K_f : Aerodinamik Kuvvet Sabiti

K_M : Aerodinamik Moment Sabiti

K_{mot} : Motor Tork Sabiti

K_t : Aerodinamik Dönüşüm Kazancı

K_r : Aerodinamik Dönme Kazancı

l : Kol Uzunluğu (Ağırlık Merkezinden Rotora)

m : Hava Aracının Toplam Ağırlığı

M_x : Yuvarlanma Torku

M_y : Yunuslama Torku

M_z : Yönelme Torku

M_{gh} : Pervanelerin oluşturduğu jiroskopik etki

O_E : Yer Ekseni

O_B : İskelet Ekseni

R : Dönme Matrisi

R_{mot} : Motor Direnci

R_i : Dönüşüm Matrisi

T_i : İntegral Zaman Sabiti

T_d : Türev Zaman Sabiti

t_i : Hava Direnci

u_1 : Tork Kontrol Girişleri (Yükseklik)

u_2 : Tork Kontrol Girişleri (Yuvarlanma)

u_3 : Tork Kontrol Girişleri (Yunuslama)

u_4 : Tork Kontrol Girişleri (Yönelme)

ν : Dönme Hızı

ω : Açısal Hız

Φ : Yuvarlanma Açısı

θ : Yunuslama Açısı

ψ : Yönelme Açısı

°/sn : Açısal Hız

ξ : Aracın yeryüzü atalet referans sistemine göre pozisyon vektörü

η : Aracın Sabit gövde referans sisteminin pozisyon vektörü

Ω_r : Pervane Hızı (rad/sn)

KISALTMALAR

Aileron	: Yuvarlanma – Yalpa - Kanatçık
BLDC	: Brushless Direct Current Motor
DLL	: Dynamic Link Library – Dinamik Bağlantı Kitaplığı
DOF	: Degree Of Freedom – Serbestlik Derecesi
Elevator	: Yunuslama – Kaldırma
ESC	: Electronic Speed Control Unit – Elektronik Hız Kontrol Birimi
GPS	: Global Positioning System – Küresel Konumlama Sistemi
İHA	: İnsansız Hava Aracı
KB	: Kilo bayt
Lat	: Latitude – Enlem
Li-Po	: Lityum Polimer Batarya
Lng	: Longitude - Boylam
mA	: mili Amper
mAh	: mili Amper saat
mW	: mili Watt
NMEA	: National Marine Electronics Association - Ulusal Deniz Elektroniği Birliği GPS Standardı
PID	: Oransal İntegral Türev
Pitch	: Yunuslama
PWM	: Pulse With Modulation – Darbe Genişliği Modülasyonu
Roll	: Yuvarlanma
Rudder	: Yönelme - Dümen
rpm	: Revolution per minute – dakikadaki dönme sayısı
UAV	: Unmanned Air Vehicle - İnsansız Hava Aracı
VTOL	: Vertical takeoff landing - Dikey Kalkış ve İniş
Yaw	: Yönelme
µs	: Mikro Saniye

BÖLÜM 1

1. GİRİŞ

Günümüzde hedef tespiti, takibi, gözetleme, arama, kurtarma, tarımsal ilaçlama ve bunun gibi insanlar için tehlikeli ve yapılabilmesi mümkün olmayan işlemlerde insansız olarak uçuş yapabilen hava araçları kullanılmaya başlanmıştır.

İnsansız hava araçları konvansiyonel kalkış-iniş yapabilen sabit kanatlı ve dikey kalkış-iniş yapabilen (VTOL) döner kanatlı sistemler olarak iki gruba ayrılır. Konvansiyonel kalkış-iniş yapabilen insansız hava araçlarının menzilli ve havada kalma sürelerinin uzun olması avantaj sağlarken, istenilen her yerde kalkış ve iniş yapılamaması dezavantaj sağlamaktadır. Dikey kalkış-iniş yapabilen insansız hava araçlarının istenilen her yerde kalkış ve iniş yapabilmesi avantaj sağlarken menzillerinin ve havada kalma sürelerinin kısa olması dezavantaj sağlamaktadır. Ancak gelişen teknoloji ile gelecekte pil enerji kapasiteleri artarken ağırlıklarının azalması ve yeni güçlü iletişim araçlarının geliştirilmesi bu dezavantajı ortadan kaldıracağı söylenebilir. Bu tez çalışmasında Dikey kalkış-iniş yapabilen insansız hava aracı kullanılmıştır.



Şekil 1.1 Bayraktar Konvansiyonel İnsansız Hava Aracı [1]



Şekil 1.2 Dikey Kalkış-İniş Yapabilen İnsansız Hava Aracı [2]

Dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen İnsansız hava araçları; boyutlarının küçük olması, uçuş yeteneklerinin fazla olması ve insansız olarak uçabilme yetenekleri gibi nedenlerden dolayı savunma sanayinde de kullanılmaya başlanmıştır. Bu hava araçları bir yer kontrol istasyonundaki bir operatör tarafından kontrol edilebildiği gibi önceden hazırlanmış görev talimatına uygun olarak otomatik pilot yazılımlarıyla da kontrol edilebilmektedir.

Tüm hava araçlarında olduğu gibi insansız hava araçları da altı serbestlik derecesine sahiptir. Hava aracının havada kararlı uçuş yapabilmesi için bu altı eksenindeki hareketlerin ölçülmesi gerekir. Bu eksenler X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareket ve X, Y ve Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleridir. X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareketler Accelerometers denilen ivmeölçer tarafından, X, Y ve Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleri ise Jiroskop (Gyroscope) tarafından ölçülebilmektedir. Bunun dışında Manyetemotor denilen Elektronik Pusula ile yönelme açısı ve altitude ile yükseklik bilgisi ölçülmektedir. Ayrıca insansız hava araçlarında hava aracının yerküre üzerindeki koordinat bilgisi Küresel Konumlama Sistemi (GPS) alıcısı kullanılarak bulunmaktadır.

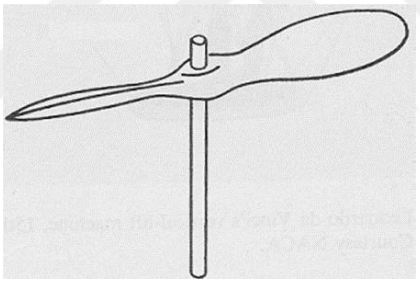
Bu çalışmada; uzak noktadaki bir yer kontrol istasyonundan belirlenen koordinatlara insansız olarak gidebilen bir hava aracının tasarlanması ve uygulaması yapılarak bu konuda çalışacak araştırmacılara yardımcı olabilmek ve insansız hava araçlarının geliştirilmesine katkı sağlamak en büyük amacımızdır. Yer kontrol istasyonu olarak bir kişisel bilgisayar ve Yer kontrol istasyonu yazılımı olarak ta Microsoft Visual Studio Visual Basic[3] programlama dili ve GreatMaps[4] Google Maps dinamik

Bağlantı kütüphanesi[5] kullanılarak bir yer kontrol istasyonu hazırlanmıştır. Yer kontrol istasyonunda; hava aracının ana denetleyici kartına bağlı ataletsel ölçme biriminden, küresel konumlama sisteminden ve ana denetleyiciye bağlı sayısal ve analog giriş ve çıkış portlarına bağlı diğer sensör ve aygıtlardan alınan veriler ile hava aracının anlık koordinat bilgisinin ve gidilmek istenilen koordinatların gösterildiği harita ve hava aracının hızı, yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açılarıyla sistemin takip edilmesi gereken diğer verileri gösterilmiştir. Hava aracı olarak karbon fiberden yapılmış altı motorlu iskelet kullanılmıştır. Hava aracı uçuş kontrol yazılımı olarak Processing, C ve C++ dilleri kullanılarak hazırlanmış açık kaynak kodlu MultiWii [6] kodları kullanılmıştır.

BÖLÜM 2

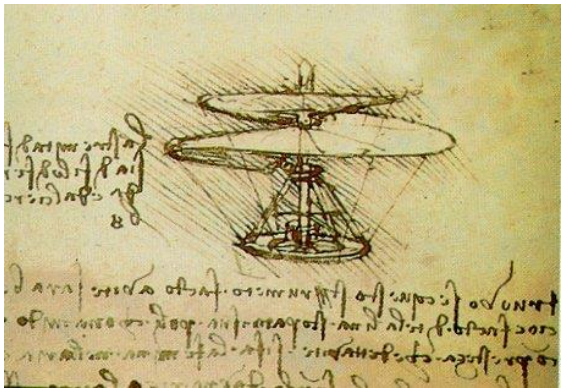
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Dikey Kalkış-İniş Yapabilen Hava Aracı tarihte ilk olarak milattan önce 400'lü yıllarda yusufçuk olarak bilinen Çin sopası (Chinese tops) oyuncağı olarak karşımıza çıkmaktadır. Bir tahta çubuk ucuna bağlanmış bir pervaneden oluşan bu oyuncak iki elin avuç arasına alınarak eller birbirine ters istikamette ivmeli hareket ettirildiğinde pervane bir süre havada uçmaktadır.



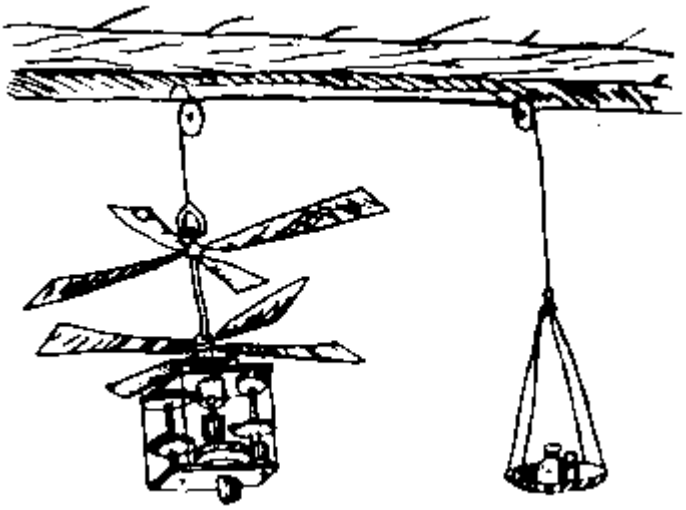
Şekil 2.1 Çin Sopası [7]

Daha sonra 1483 yılında Da Vinci tarafından Hava Burgusu (Aerial Screw) tasarımı yapılmıştır.



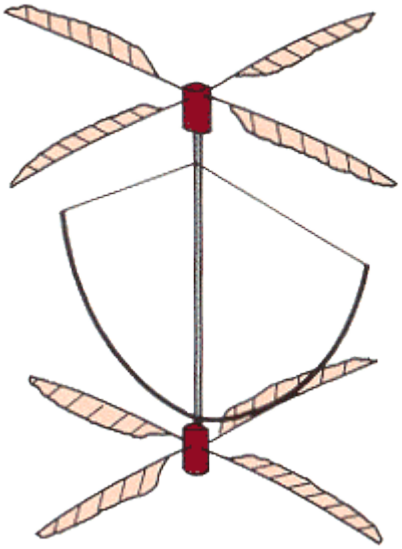
Şekil 2.2 Leonarda DaVinci'nin Hava Burgusu [8]

1754 yılında dünyaca ünlü Rus bilim adamı Mihail Lomonosov'un Çin sopasından esinlenerek tek eksenli çift pervaneli helikopteri tasarlamıştır.



Şekil 2.3 Mihail Lomonosov'un Helikopteri [9]

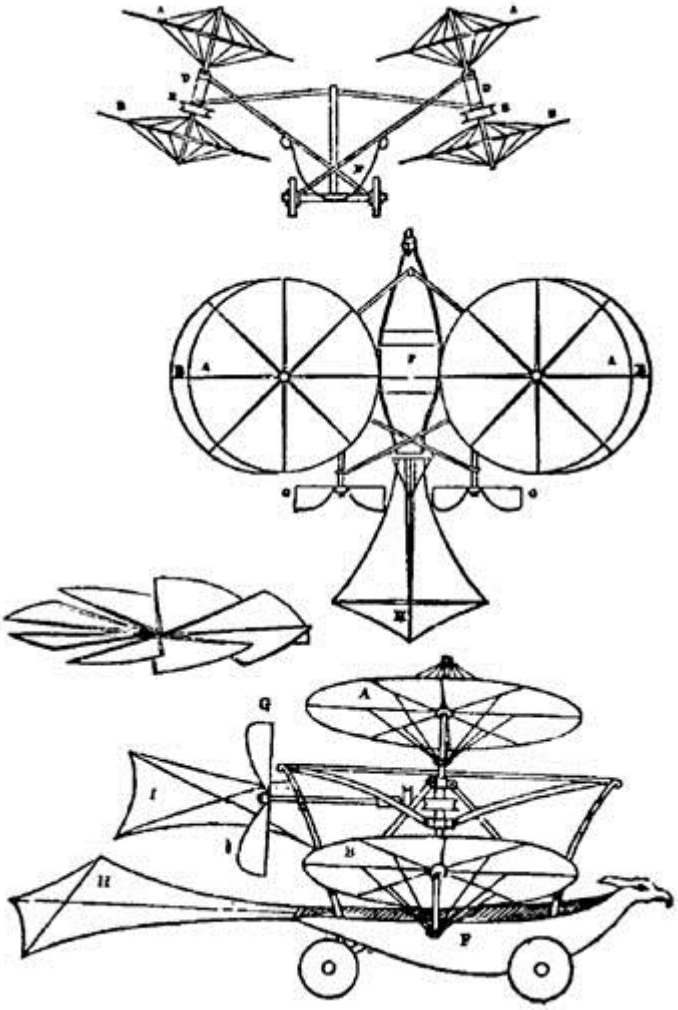
Launoy & Bienvenu 1784 yılında Çin oyuncağından yola çıkarak tek eksenli çift pervaneli tasarımı yapmışlardır.



Şekil 2.4 Launoy & Bienvenu'ın Tasarımı [10]

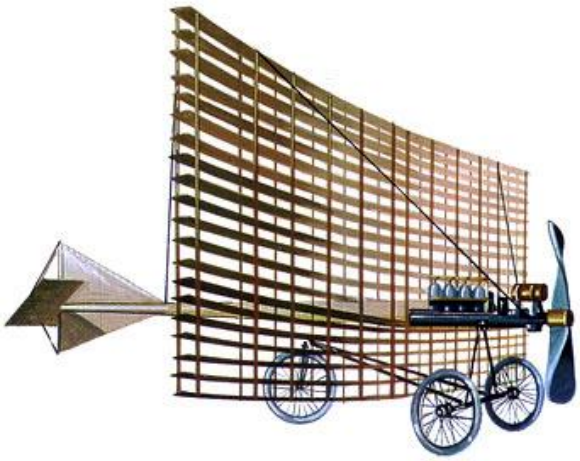
Sir George Cayley 1790'lı yıllarda hava taşımacılığıyla alakalı birçok çalışma yapmış ve yine Çin sopasından esinlendiği tasarımı hazırlamıştır. Cayley 1809-1810

yılları arasından üç bölümden oluşan aerodinamiğin temellerini oluşturan çalışmasından sonra 1843 yılında “Aerial Carriage” (antik taşıma) adını verdiği dikey uçuş yapabilen uçak tasarımını verdiği bir yazı hazırlamıştır.



Şekil 2.5 George Cayley’ın Antik Taşıma Aracı [11]

1840’lı yıllarda Horatio Phillips minyatür buhar kazanında ürettiği buharı kanatçıklara püskürterek çalışan “Multiplane” isimli çok tabakalı kanat tasarımını uçurmuştur.



Şekil 2.6 Horatio Phillips'ın Çok Tabakalı Kanat Tasarımı [12]

Gustave Vicomte de Ponton d'Amécourt 1860 yılında sarmal yayla tahrik edilen tek eksen pervaneli helikopter adını verdiği hava aracını hazırlamıştır. Helikopter ismi ilk defa bu çalışmada kullanılmıştır ve Yunanca spiral anlamına gelen "elikoeioas" ismiyle yine Yunanca kanat anlamına gelen "pteron" kelimelerinden türemiştir. 1863 yılında ise d'Amécourt buhar tahrikli helikopter modelini yapmış ancak uçmak için yeterli enerjiyi üretememiştir.

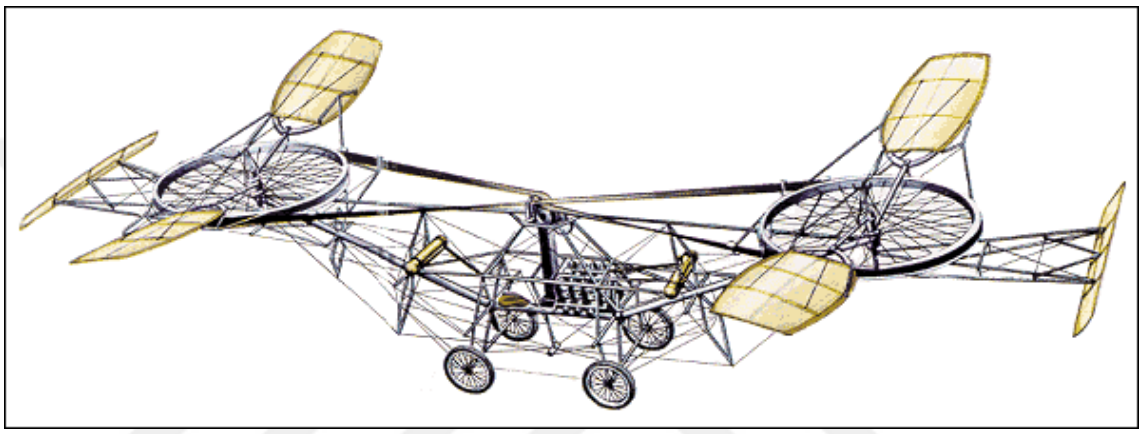


Şekil 2.7 Ponton d'Amécourt'un Helikopteri [13]

1880'li yıllarda Thomas Edison tasarladığı küçük helikopter modeli ile deneyler yapmıştır. Bu testlerde başlangıçta pervaneler içten yanmalı motor ile tahrik edilirken daha sonra elektrik motoru kullanmıştır. Bu deneylerde helikopterin havada askıda

kalabilmesi için büyük çaplı rotorlara ihtiyaç olduğunu belirlemiştir. Edison başarılı dikey uçuş yapabilmek için hem yüksek aerodinamiğe sahip rotorların olması hem de yüksek güç üreten bir motora sahip olunması gerektiğini bilimsel olarak kanıtlamıştır.

Amerika'da Wrigth kardeşler ilk başarılı sabit kanatlı uçak uçuşunu gerçekleştirdikten dört yıl sonra 1907 yılında Paul Cornu tarafından gaz motoruyla döndürülen iki rotorlu Cornu helikopteri tasarlanmıştır. Her bir rotorda iki pervane bulunmakta olup güç aktarma kemerle yapılmaktaydı.



Şekil 2.8 Paul Cornu'nun Helikopteri [14]

1907 yılında Fransız Bréguet kardeşler helikopter deneylerine başlamış 1931 yılında farklı bir tasarım hazırlamışlardır. Bu tasarım ters yönde dönen ortak eksenli iki pervaneden oluşmaktadır. Ters yönlere dönen pervaneler tork reaksiyonunu ortadan kaldırdığı için kuyruk rotoruna gerek kalmamıştır. Bu tasarıma kısaca Gyroplane adını vermişler ve ilk uçuş 1935 yılında yapmıştır. Fransız deniz kuvvetleri tarafından sahil koruma ve anti deniz altı takibi için kullanılmıştır.



Şekil 2.9 Bréguet Kardeşlerin Gyroplane Tasarımı [15]

1900 yılından önce Igor Sikorsky ve Boris Yur birbirinden bağımsız olarak Rusya'da dikey kalkış yapan araç tasarlamaya başlamışlar, 1909 yılında Sikorsky ilk pilotsuz dikey kalkış-iniş yapabilen hava aracını yapmış (S1) ancak titreşim ve güçsüz motoru nedeniyle uçuş başarısız olmuştur. Ancak 1911 yılında daha güçlü motor ve hafif malzeme kullanarak tam anlamıyla uçmayı başarabilmiştir.



Şekil 2.10 Sikorsky Tasarımı Dünyanın İlk Helikopteri [16]

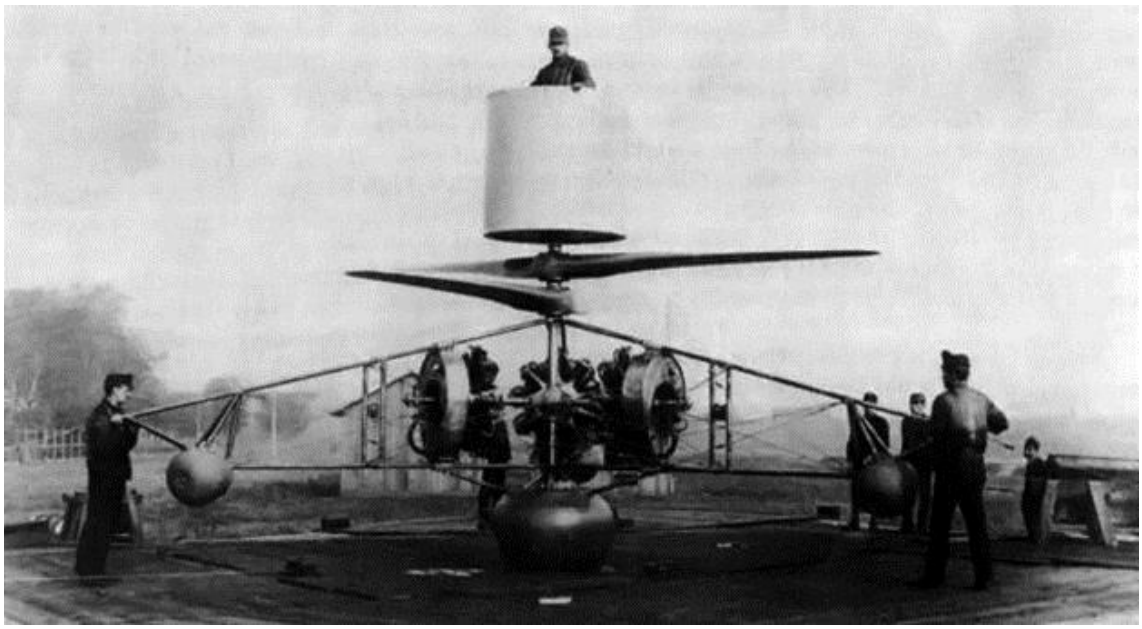
Sikorsky den habersiz Boris Yur 1912 yılında Rusya'da tek ana rotorlu ve kuyruk rotorlu helikopter denemeleri yapmış, Sikorsky'nin helikopterine benzeyen hava aracı güçlü motora sahiptir. Bunun yanında kuyruk rotorlu ilk modellerden birisidir. 1910 yılında Rus Profesör Zhukovskii ve onun öğrencisi ilkel ortak eksenli helikopteri tasarlamış ve onun helikopterler ve döner kanatlar üzerine hazırladığı yayınlar ile teorik aerodinamik konusunda iyi bilinir duruma gelmiştir. [17]

1914 yılında Danimarkalı kâşif Jens Ellehammer ortak eksenli helikopter tasarlamış, tasarımda iki yuvarlak alüminyum çemberin her biri üzerine altı tane kısa rotor bıçağı eklenmiş. Bu rotor bıçakları oldukça küçük olup bunların üzeri paraşüt bezi ile kaplanmıştır.



Şekil 2.11 Ellehammer Ortak Eksenli Çift Pervaneli Helikopter Tasarımı [18]

1917-1920 yılları arasında Karman ortak eksen rotorlu bir helikopter tasarlayarak uçmuştur. Bu çalışma Pilot rotor bıçakları üzerinde durarak ilginç tasarım özelliğine sahiptir. Bu tasarımla Karman sayısız başarılı uçuşlar gerçekleştirmiştir. Bu çalışmanın özeti 1921 yılında NACA (Amerika Ulusal Havacılık Danışma Kurulu) tarafından yayınlanmıştır.



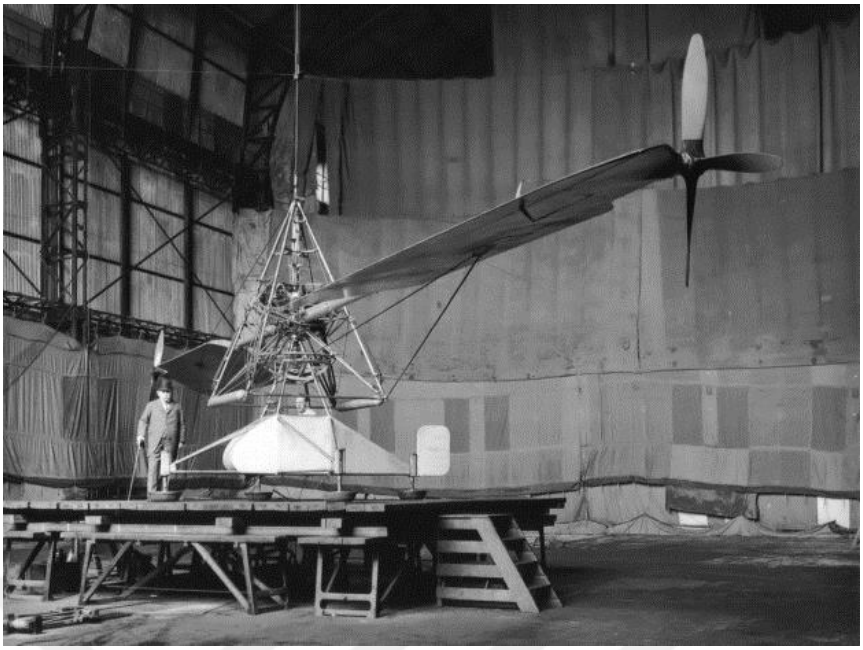
Şekil 2.12 Karman Ortak Eksen Rotorlu Helikopter Tasarımı [19]

1909 yılında Amerikalı baba oğul Emile ve Henry Berliner ilginç bir dikey uçan uçak tasarlamıştır. Bu tasarımda sabit kanatlı uçağın kanatları üzerinde birer tane rotor bulunmaktadır.



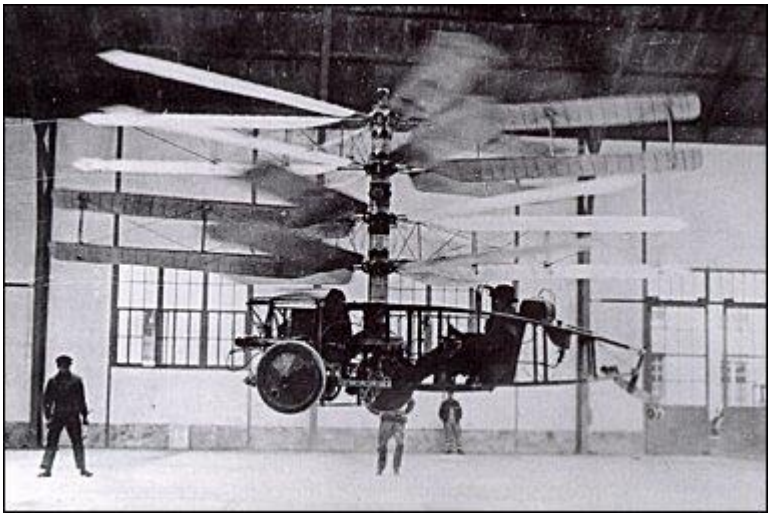
Şekil 2.13 Berliner'lerin Tasarımı [20]

Lois Brennan 1920'li yıllarda alışagelmemiş büyük tek iki bıçaklı rotor tasarımlı bir helikopter tasarlamış. Büyük rotor bıçağının ucuna birer tane pervane yerleştirerek bıçakların oluşturduğu tork reaksiyonu sorununu çözmüştür. Çalışmalarına 1925 deki kazasına kadar devam etmiştir.



Şekil 2.14 Brennan'ın Tasarımı [21]

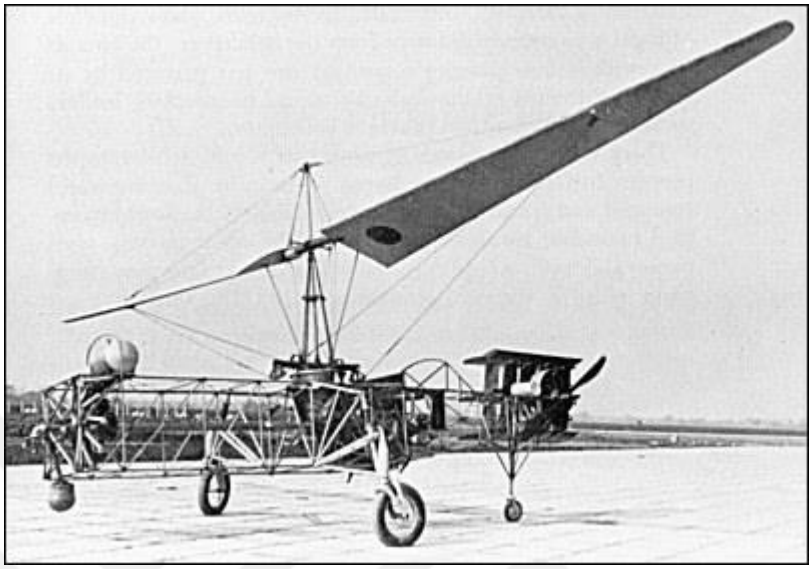
Yine 1920li yıllarda Raul Pescara ikiyüzlü ortak eksenli uçan bir helikopter tasarlamış ve uçurmuştur. Her bir rotorda çift yüzlü beşli pervane seti bulunmaktadır. Bunlar katı bir şekilde rotor şaftına bağlıdır.



Şekil 2.15 Raul Pescara'nın Tasarımı [22]

1924-1930 yılları arasında Baumhauer ilk kuyruk rotorlu helikopteri tasarlayıp uçmuştur. Ana rotor iki bıçaklı, kuyruk rotoru geleneksel pervaneden oluşmaktadır.

Kuyruk rotoru ana rotorun oluşturduğu tork reaksiyonunu yok etmek için ana rotorun tork yönüne tork oluşturacak şekilde kuyruğa yerleştirilmiştir.



Şekil 2.16 Baumhauer İlk Kuyruk Rotorlu Helikopter Tasarımı [23]

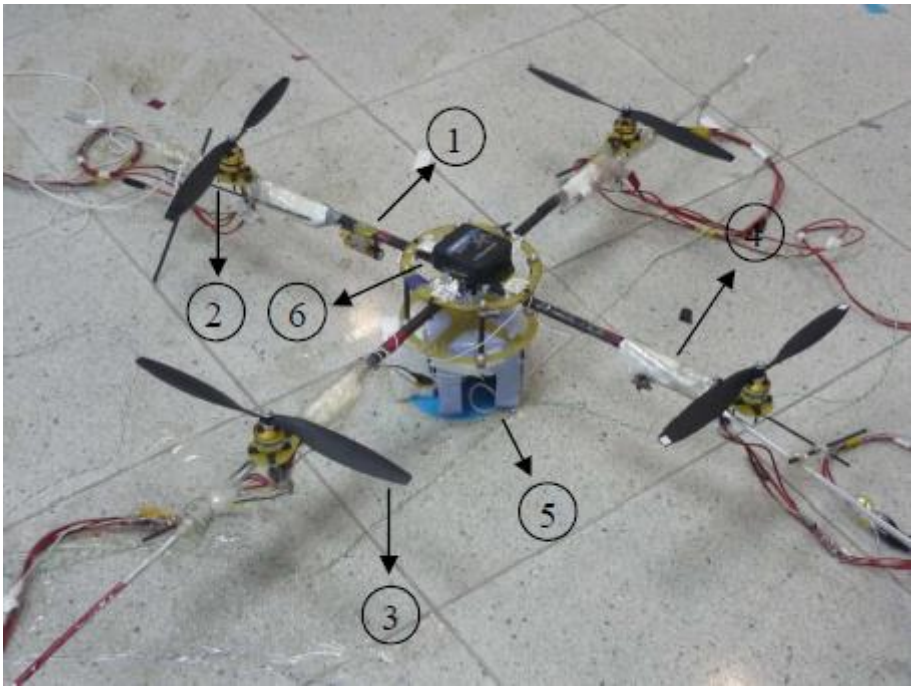
Ülkemizde gerçekleştirilen bilimsel çalışmalar incelendiğinde;

Sedat KURTOĞLU'nun 2009 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında dört motorlu bir hava aracı donanımsal olarak yapılmış ve kontrol yazılımı ile PD kontrol algoritması kullanılarak sistemden elde edilen cevap ile MATLAB SIMULINK sistem cevabı karşılaştırılmıştır. [24]



Şekil 2.17 Sedat KURTOĞLU'nun Çalışması

Mert ÖNKOL'un 2010 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında dört motorlu bir hava aracının modellenmesi, tasarımı ve kontrolü yapılmış ve kontrol uygulamaları benzetim ortamında ve gerçek zamanlı ortamda gerçekleştirilmiştir. Kontrol yöntemlerinden PID, Kayan kipli, geri adımlamalı kontrol yöntemleri incelenmiştir. [25]



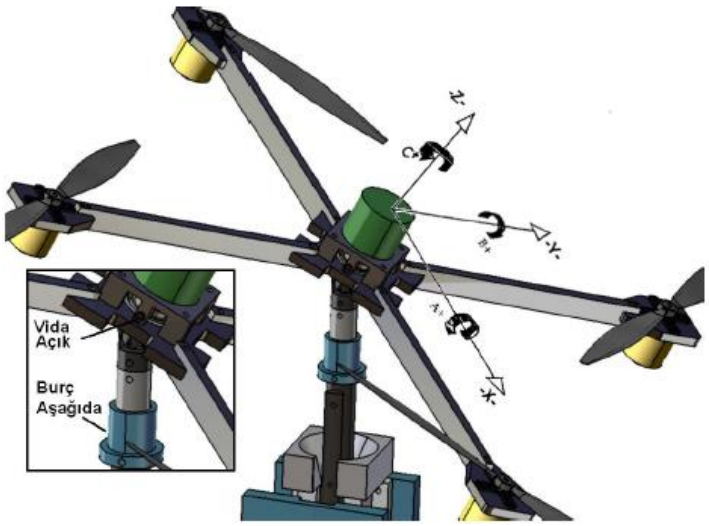
Şekil 2.18 Mert ÖNKOL'un Çalışması

Ahmet KIRLI'nın 2010 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında sabitleştirilmiş ve sınırlandırılmış serbestlik derecesine sahip bir dört motorlu hava aracı imalatı yapılmış, temel ve ileri kontrol algoritmalarının performansları denenmiştir. [26]



Şekil 2.19 Ahmet KIRLI'nın Çalışması

Nurullah TURGUT'un 2011 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında dört rotorlu bir hava aracının Newton-Euler metodu ile bilgisayar ortamında matematiksel modeli hazırlanmış ve model üzerinde PID ve bulanık mantık denetleyicileri denenmiştir. [27]



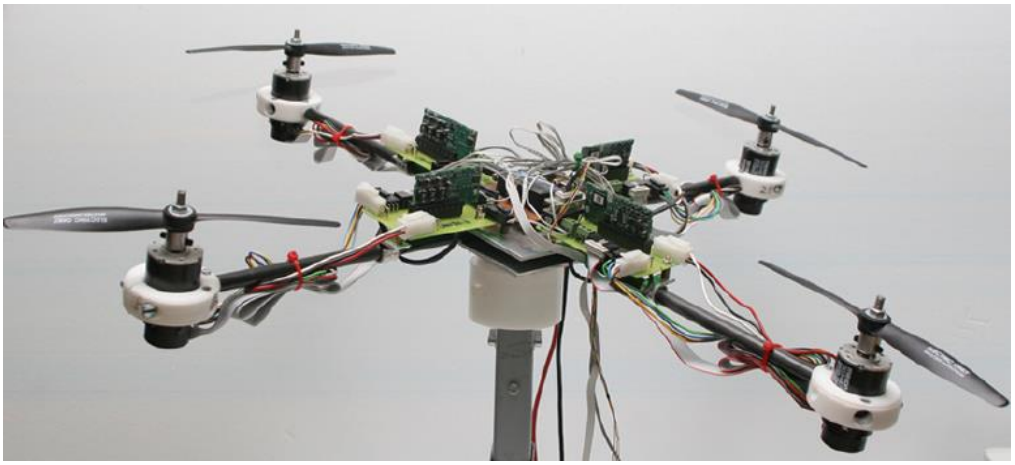
Şekil 2.20 Nurullah TURGUT'un Çalışması

Cemil ALTIN'ın 2013 yılında tamamladığı yüksek lisans tezi çalışmasında dört motorlu insansız hava aracı tasarımı yapılmış ve aracın yükseklik ve yönelim kontrolleri yapılmıştır.[28]



Şekil 2.21 Cemil ALTIN'ın Çalışması

Mehmet Kemal BAYRAKÇEKEN'in 2013 yılında tamamladığı doktora tez çalışmasında dikey kalkış-iniş yapabilen dört motorlu insansız hava aracının dinamik modeli oluşturulmuş ve gerçek zamanlı oryantasyon kontrol amaçlı donanımlı benzetim tekniği ile deney düzeneği hazırlanmıştır. Bu deney düzeneğinde PD (Proportional Derivative), bulanık mantık ve kayma kipli kontrol yöntemleri kullanılarak analiz edilmiştir. [29]



Şekil 2.22 Mehmet Kemal BAYRAKÇEKEN'in Çalışması

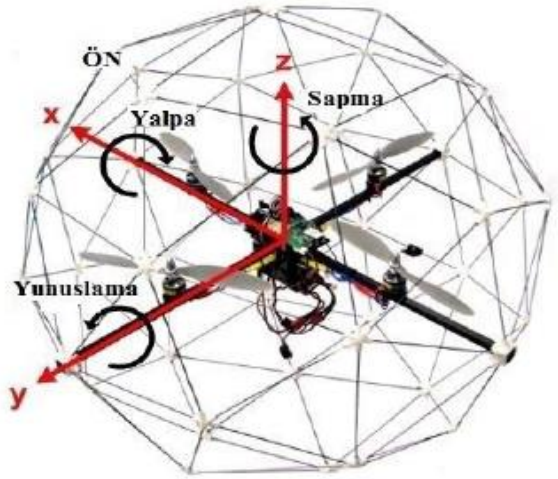
Ersan AKTAŞ'ın 2013 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında dört motorlu insansız hava aracı tasarlanmış ve hava aracı çeşitli test düzenekleri üstünde analiz edilmiştir. [30]



Şekil 2.23 Ersan AKTAŞ'ın Çalışması

Hasan SARİBAŞ'ın 2015 yılında tamamladığı yüksek lisans tez çalışmasında dikey kalkış-iniş yapabilen dört motorlu insansız hava aracı PID ve Kesir dereceli PID denetleyici algoritmaları kullanılarak bu denetleyici parametreleri bulunmuştur. Bu

denetleyici parametreleri bulunurken genetik algoritma ve parçacık sürü optimizasyonu yöntemi kullanılmıştır. [31]



Şekil 2.24 Hasan SARİBAŞ'ın Çalışması

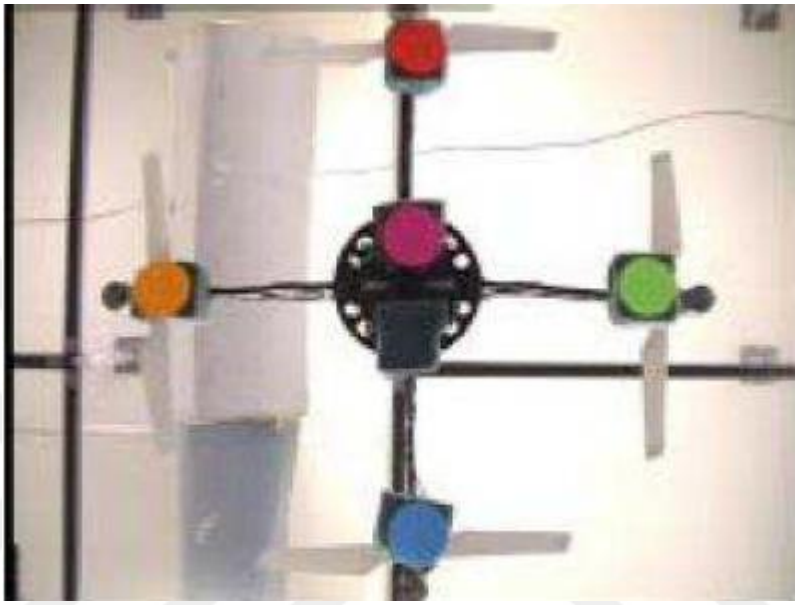
Dünyadaki Dikey kalkış ve iniş yapabilen hava araçları ile ilgili önemli araştırma ve eğitim projeleri incelendiğinde;

Avrupa Hava Savunma ve Uzaycılık Şirketi (European Aeronautic Defence and Space Company EADS) tarafından "Quattrocopter" adı verilen dört elektrik motorlu 65 cm kanat açıklığına, toplam yarım kg iskelet ağırlığına sahip tasarım yaklaşık olarak 20 dakika uçabilmiştir. Sistemde bir adet 6 serbestlik dereceli bir ataletsel ölçme birimi ile bir adet GPS sensörü kullanılmıştır. [32]



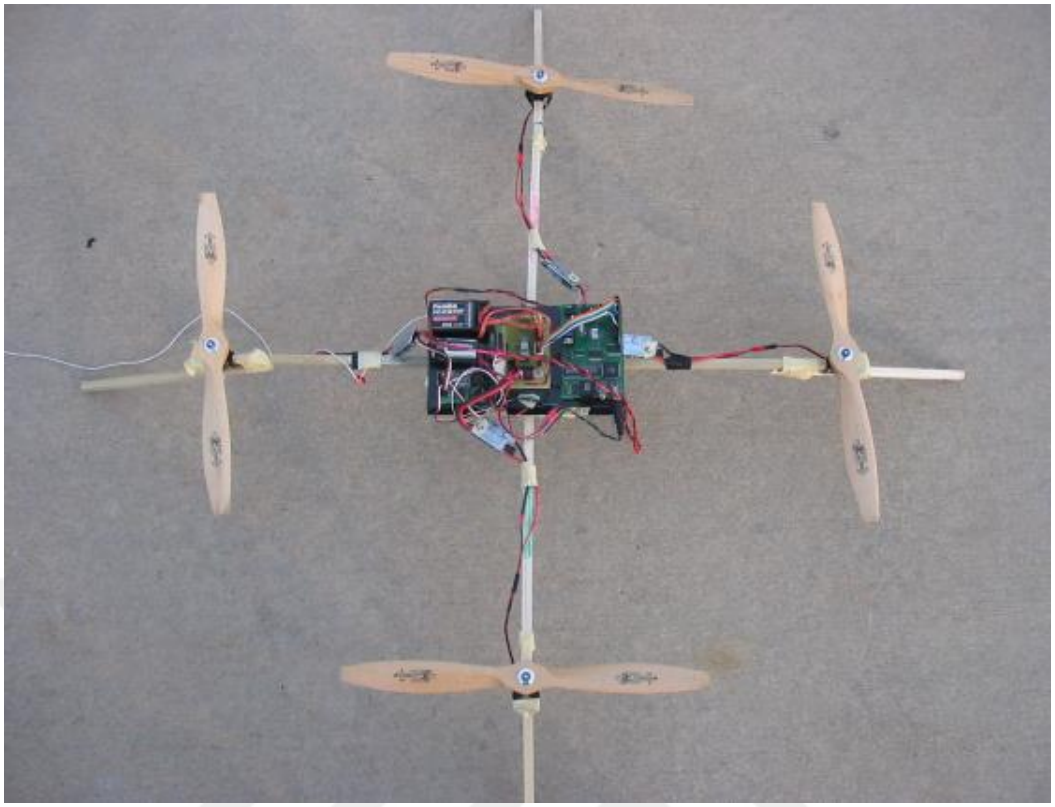
Şekil 2.25 Avrupa Hava Savunma ve Uzaycılık Şirketinin Quattrocopter Tasarımı

2003 yılında Pennsylvania Üniversitesinde Erdinç ALTUĞ'un tamamlamış olduğu Doktora tezinde dört motorlu bir insansız hava aracı için görme temelli dengeleme ve çıkış izleme kontrol yöntemi işlenmiştir. Hava aracına yerleştirilen bir kamera ile sadece yeryüzündeki cisimler algılanmayıp aynı zamanda hava aracının denge kontrolü için de kullanılmıştır. [33]



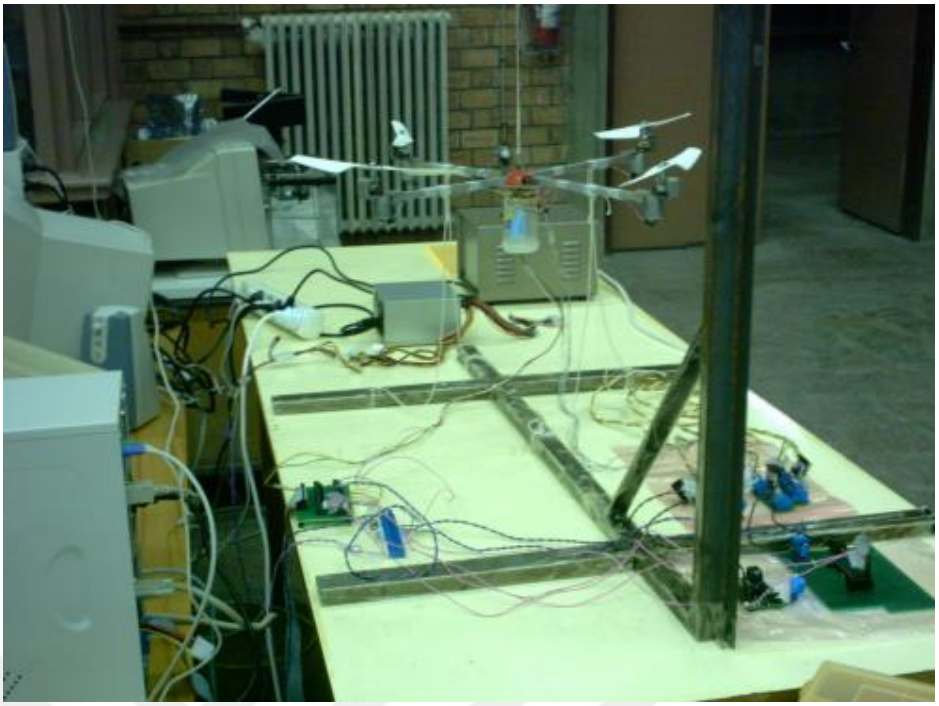
Şekil 2.26 Pennsylvania Üniversitesinde Erdinç ALTUĞ'un Tasarımı

2005 yılında yine Pennsylvania üniversitesinde Scott D. Hanford'un tamamladığı yüksek lisans çalışmasında radyo kontrollü dört motorlu bir insansız hava aracı tasarlamış ve itme, yunuslama, yuvarlama ve yönelme girişleri bir jiroskop ile ölçülerek PI kontrol algoritması ile kontrol edilmiştir. [34]



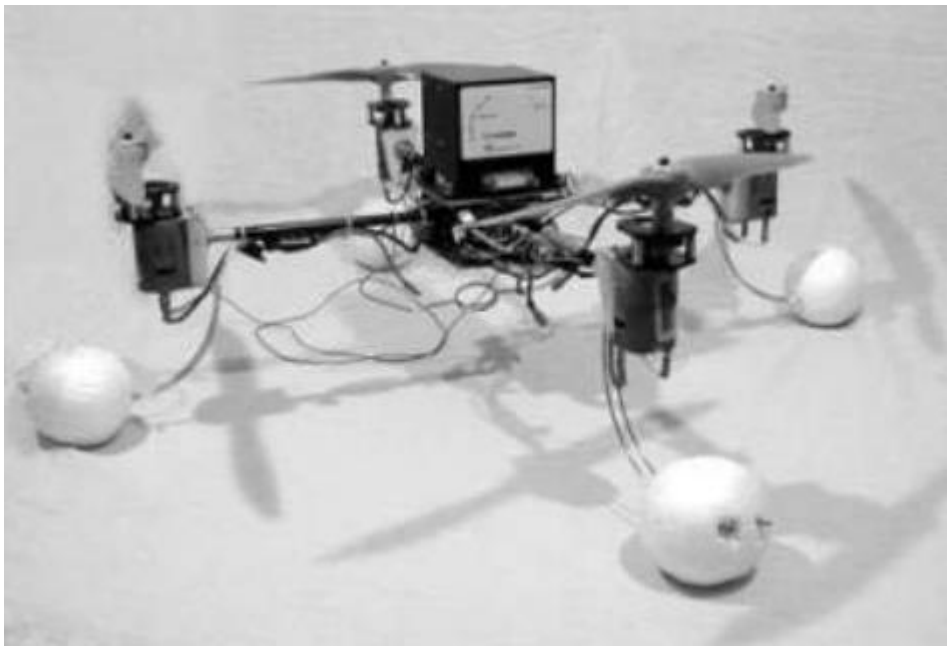
Şekil 2.27 Pennsylvania Üniversitesinde Scott D. Hanford'un Tasarımı

2004 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesinde Fahri Buğra ÇAMLICA'nın tamamlamış olduğu yüksek lisans çalışmasında lisans öğrencilerinin laboratuvar uygulamalarında kullanabilmesi için dört motorlu bir insansız hava aracı tasarlanmış ve sabit bir deney düzeneği hazırlanarak MATLAB programı ile xPX modülü ile gerçek zamanlı olarak denemeleri yapılmıştır. [35]



Şekil 2.28 Orta Doğu Teknik Üniversitesinde Fahri Buğra ÇAMLICA'ın Tasarımı

Avusturalya Ulusal Üniversitesinde P. Pounds ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada dikey kalkış ve iniş yapabilen dört motorlu bir iç ortamda kullanılan bir hava aracı tasarlanmış ve X4-flyer olarak adlandırılmıştır. Aracın ağırlığı 1500 gramdan daha az ve kaldırma kapasitesi yaklaşık 3000 gramdır. [36]



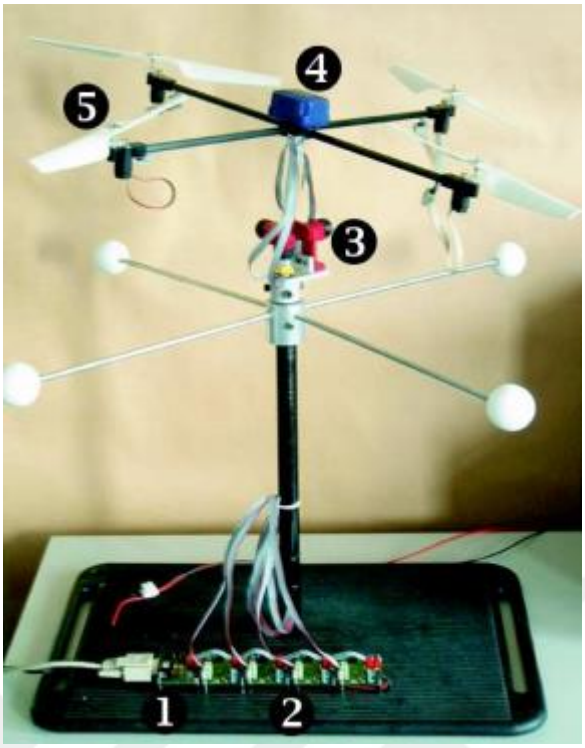
Şekil 2.29 Pounds ve Arkadaşlarının Tasarımı

2004 yılında Cornell Üniversitesinde Eryk Brian Nice tarafından tamamlanan yüksek lisans çalışmasında Cornell otonom uçak araç takımı ile birlikte akrobatik uçuş yapabilen dört motorlu bir hava aracı tasarlanmıştır. Yapılan testlerde yaklaşık 10-15 dk havada kalabilecek potansiyele sahiptir. Son derece büyük ve karmaşık Jacobian terimlerinden dolayı kontrol denetimlerinde Sigma Point Filtresi kullanılmıştır. Aracın son tasarım ağırlığı 6200 gramdır. [37]



Şekil 2.30 Eryk Brian Nice'ın Tasarımı

İsviçre Federal teknoloji enstitüsünde Samir Bouabdallah ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada dört motorlu üç serbestlik derecesine sahip bir hava aracı deney düzeneği hazırlanmıştır. Bu çalışmada mikro boyutlardaki dikey kalkış ve iniş yapabilen hava aracının tam otonom uçuş yapabilmesi için mekanik tasarımı, dinamik modeli, algılayıcıları ve kontrol düzeneği hazırlanmıştır. Bu deney düzeneği OS4 olarak tanıtılmıştır. [38]



Şekil 2.31 Samir Bouabdallah'ın Tasarımı

Stanford üniversitesinde 1999 yılında başlayan "Mesicopter" isimli quadrocopter araştırma projesi 1999 yılında başlayıp 2001 yılında tamamlanmıştır. Bu geniş çaplı çalışmada quadcopterin aerodinamiği tamamlanmış. Pervaneleri dönmesine rağmen kaldırma yapamamıştır. STARMAC ismi verilen yeni çalışmalarda yeni teorilerle otonom olarak verilen yörüngeyi takip edebilen tasarımlara geçilmiştir. STARMAC I modeli 1000 gramlık ağırlığı tam gazda 10 dakikadan fazla kaldıramamıştır. Bu modelde hareket sensörü, ataletsel ölçme birimi, pusula, sonar ve GPS sensörleri kullanılmış, STARMAC II modelinde ise Bluetooth, WiFi gibi yeni iletişim protokolleri ile kamera gibi yeni özellikler eklenmiştir. [17]

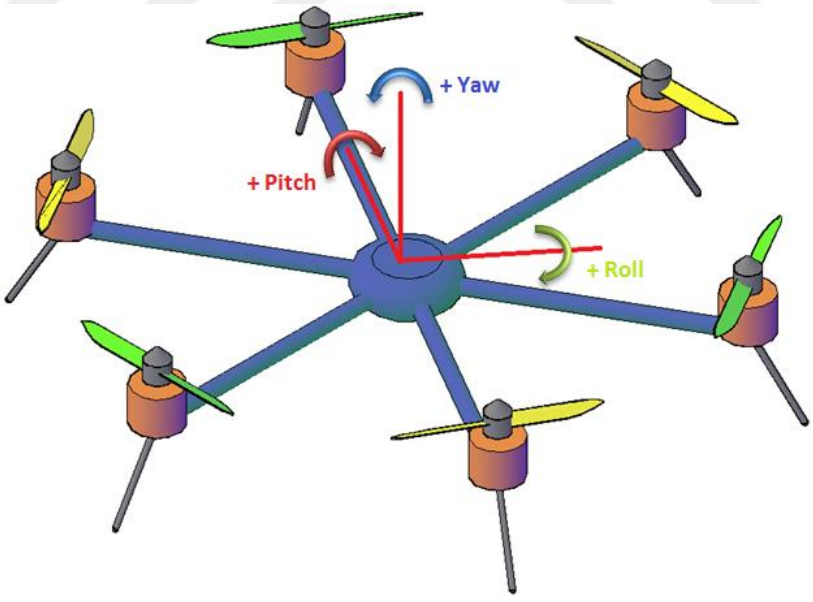


Şekil 2.32 Stanford Üniversitesindeki Quadkopter Çalışmaları

BÖLÜM 3

3. SİSTEMİN MODELLENMESİ

Tüm hava araçlarında olduğu gibi insansız hava araçları da altı serbestlik derecesine sahiptir. Bu eksenler X, Y, Z eksenlerindeki doğrusal ve X, Y, Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleridir. Bu X, Y, Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleri Euler açıları olarak da bilinen sırasıyla Roll (yuvarlanma), Pitch (yunuslama) ve Yaw (yönelme) hareketlerini tanımlar. Hava aracının havada kararlı uçuş yapabilmesi için bu altı eksendeki hareketlerinin ölçülmesi gerekir. Bu eksenlerdeki açılar Şekil 3.1'de gösterilmiştir.[38-40]



Şekil 3.1 Euler Açıları

X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareketler Accelerometers denilen ivme ölçer tarafından, X, Y ve Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleri ise Jiroskop (Gyroscope) tarafından ölçülebilir. Dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız hava araçlarının denge

kontrolünün yapılabilmesi için hava aracının dinamik davranışlarını temsil eden matematiksel modelinin çıkarılması gerekmektedir.

3.1. Gövde Düzenleşimleri

Dikey kalkış ve iniş yapabilen hava araçları gövde tasarımları bakımından çok farklı gövde düzenleşimlerine sahiptir. Bunlar;

- Geleneksel tek ana-kuyruk rotorlu gövde düzenleşimi
- Tek rotorlu gövde düzenleşimi
- Eş eksenli çift rotor gövde düzenleşimi
- Yan-yana çift rotor gövde düzenleşimi
- Çok rotorlu gövde düzenleşimi

3.1.1. Geleneksel Tek Ana-Kuyruk Rotorlu Gövde Düzenleşimi

Bu gövde düzenleşiminde kaldırma kuvvetini oluşturan bir ana rotor ve bu ana rotorun oluşturduğu torku dengelemenin yanında aracın yönelimini de sağlayan bir kuyruk rotoru bulunmaktadır. Bu gövde düzenleşimine konvansiyonel helikopter denir.[41]



Şekil 3.2 Geleneksel Tek ana-kuyruk rotorlu gövde düzenleşimi

3.1.2. Tek Rotorlu Gövde Düzenleşimi

Tek rotorlu gövde düzenleşiminde kaldırma kuvvetini oluşturan bir rotor ve bu rotorun oluşturduğu torku dengelemek için kullanılan kanatçıklara sahiptir. Yapısı basit gibi görünmesine karşın kontrolü oldukça zordur.[42]



Şekil 3.3 Tek rotorlu gövde düzenleşimi

3.1.3. Eş Eksenli Çift Rotor Gövde Düzenleşimi

Bu gövde düzenleşimi aynı eksene yerleştirilmiş farklı yönlere dönen iki ana rotordan oluşmaktadır. Rotorların farklı yönlere dönmesiyle oluşan tork dengelenmiş olur. Bu gövde düzenleşiminde kuyruk bulunmasına rağmen kuyruk rotoruna gerek yoktur. Geleneksel helikoptere benzemektedir.[43]



Şekil 3.4 Çift rotorlu eş-eksenli gövde düzenleşimi

3.1.4. Yan-yana Çift Rotorlu Gövde Düzenleşimi

Bu gövde tasarımında kaldırma kuvveti başlangıçta yere dik olan iki ana rotor tarafından sağlanmaktadır. Rotorların dönüş yönleri birbirine ters yönlü olduğundan ve oluşturdukları torklar birbirini dengelediğinden kuyruk rotoruna gerek kalmamıştır. Bu hava aracı yeterli kalkış irtifasına ulaştıktan sonra başlangıçta yere dik olan rotorlar yere paralel konuma getirilerek sabit kanatlı pervane motorlu bir hava aracına dönüşmektedir. Bu gövde tasarımının en bilinen örneği Boing yapımı Osprey'dir.[44]



Şekil 3.5 Çift rotorlu Yan-yana gövde düzenleşimi

3.1.5. Çok Rotorlu Gövde Düzenleşimi

Çok rotorlu gövde düzenleşimi dikey kalkış ve iniş yapabilen insansız hava aracı gövdelerinde en çok kullanılan tasarımdır. Çok rotorlu gövde tasarımlarında temel olarak üç, dört, altı, sekiz ve bunların türevleri şeklinde farklı sayıda rotor ve ölçeklerde tasarımlar yapılmıştır. Yapıları basit olmalarına karşın kontrolleri zordur. Üç boyutlu uzaydaki hareketleri pervanelerin hızlarını ve dönüş yönlerini değiştirerek gerçekleştirir. Bu tez çalışmasında da altı rotorlu gövde tasarımı yapılmıştır.[45]



Şekil 3.6 Üç rotorlu gövde düzenleşimi



Şekil 3.7 Dört rotorlu gövde düzenleşimi



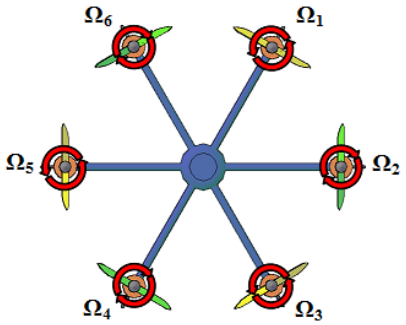
Şekil 3.8 Altı rotorlu gövde düzenleşimi



Şekil 3.9 Sekiz rotorlu gövde düzenleşimi

3.2. Hava aracının temel hareketleri

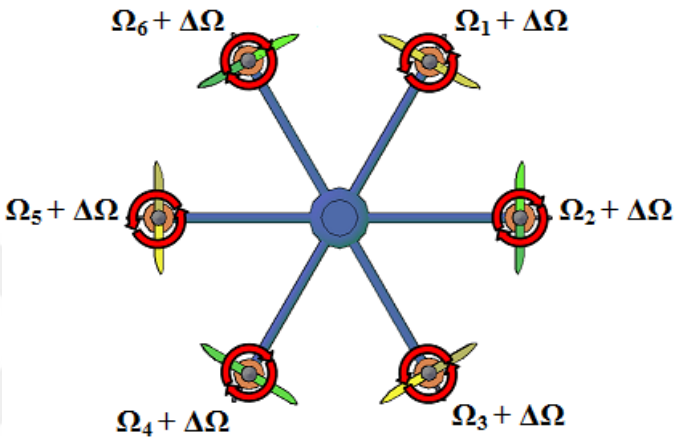
Bu tez çalışmasında hava aracı gövde düzenleşimi olarak altı rotorlu gövde tasarımı seçilmiştir. Hava aracımızın kaldırma kuvveti sahip olduğu altı adet motor tarafından sağlanmaktadır. Bu nedenle bu tasarımlara "hexacopter" veya "hexarotor" adı verilmektedir. Hava aracının üç boyutlu uzayda istenilen koordinatlarda pozisyonunu alması altı motorun açısal hızlarının değişimi ile gerçekleşmektedir. Hava aracının askıda kalabilmesi için altı motor hızı birbirine eşit olmalıdır. Altı rotorlu sistemde motorlardan üçünün dönüş yönü saat yönünde iken diğer üçünün dönüş yönü saat yönünün tersi olmalıdır. Böylece pervanelerin dönüşünden kaynaklanan tork bu şekilde dengelenir. Aksi takdirde altı motorda aynı yönde dönmüş olsalar hava aracı olduğu yerde dönme (yönelme) hareketi yapar.



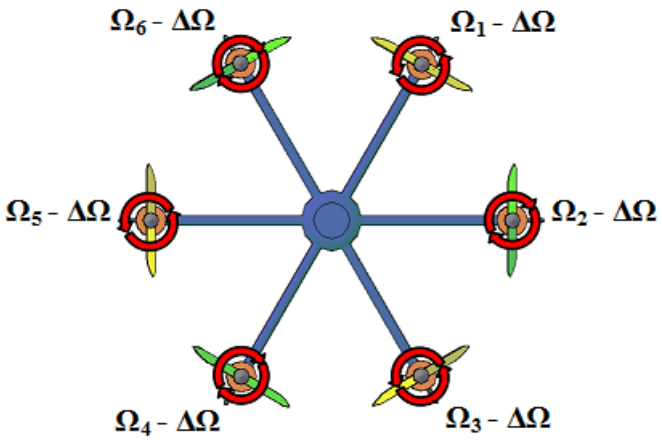
Şekil 3.10 Hekzarotor motorlarının dönüş yönleri

3.2.1. Hava Aracının Yukarı Tırmanışı ve Aşağı İnişi

Hava aracının havada hareketsiz kalabilmesi yani askıda kalabilmesi için altı motor hızlarının sabit ve birbirine eşit olması gerekir. Hava aracının altı motorun hızlarının aynı oranda arttırılması hava aracının yukarı yönde hareket etmesine (irtifa kazanmasına) neden olurken hızlarının aynı oranda azaltılması hava aracının aşağı yönde hareket etmesine (irtifa kaybetmesine) neden olmaktadır.



Şekil 3.11 Hava aracının yukarı yönde hareketi

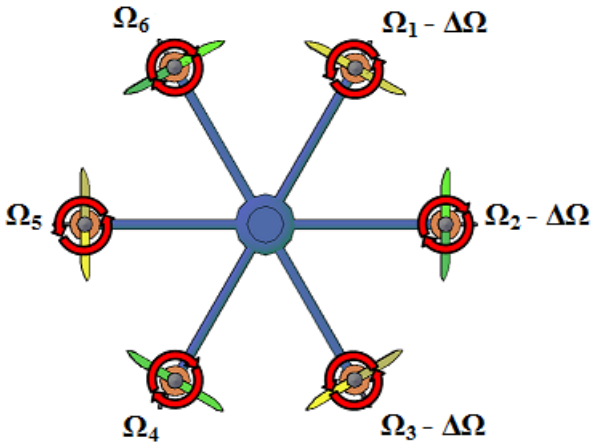


Şekil 3.12 Hava aracının aşağı yönde hareketi

3.2.2. Hava Aracının Yuvarlanma Hareketi

Hava aracının x ekseni etrafındaki dönme hareketi Roll (aileron) veya yuvarlanma - yalpalama hareketi olarak bilinmektedir. Hava aracının havada askıda dururken yuvarlanma hareketi yapabilmesi için Şekil 3.13'de görüldüğü gibi 4, 5 ve 6

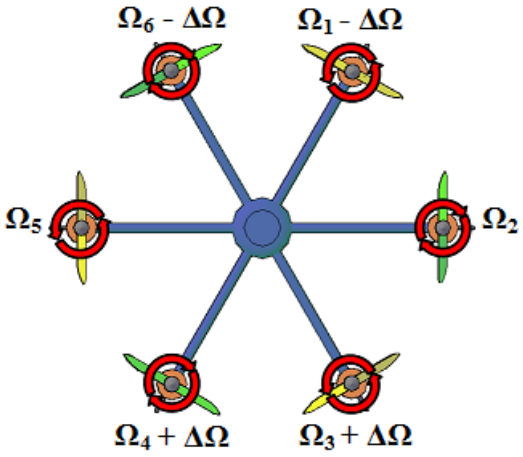
nolu motor hızları sabit tutulurken 1, 2 ve 3 nolu motor hızları aynı oranda azaltılırsa x ekseninde saat yönünün tersine dönmesine neden olur. Aynı şekilde x ekseninde saat yönünde hareket için 4, 5 ve 6 nolu motor hızları aynı oranda azaltılırken 1, 2 ve 3 nolu motor hızları sabit tutulmalıdır.



Şekil 3.13 Hava aracının yuvarlanma hareketi

3.2.3. Hava Aracının Yunuslama Hareketi

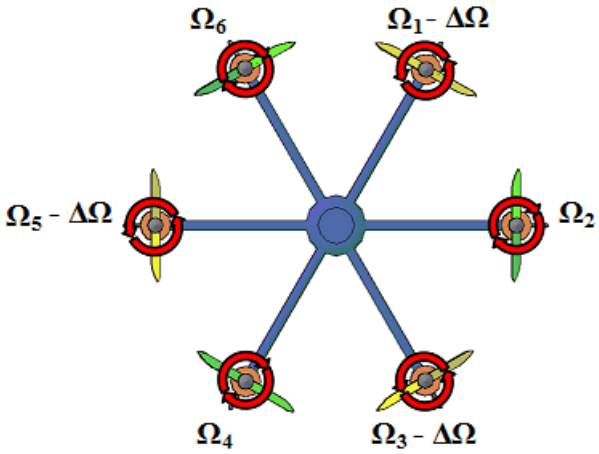
Hava aracının y ekseni etrafındaki dönme hareketi Pitch (elevator) veya Yunuslama - kaldırma hareketi olarak bilinmektedir. Hava aracının hava da askıda dururken Yunuslama hareketi yapabilmesi için Şekil 3.14'de görüldüğü gibi 2 ve 5 nolu motor hızları sabitken 1 ve 6 nolu motor hızları aynı oranda arttırılırken 3 ve 4 nolu motor hızları aynı oranda azaltılırsa y ekseninde saat yönünde dönmesine neden olur. Aynı şekilde y ekseninde saat yönünün tersine hareket için 2 ve 5 nolu motor hızları sabitken 1 ve 6 nolu motor hızları aynı oranda azaltılırken 3 ve 4 nolu motor hızları aynı oranda arttırılmalıdır.



Şekil 3.14 Hava aracının Yunuslama hareketi

3.2.4. Hava Aracının Yönelme Hareketi

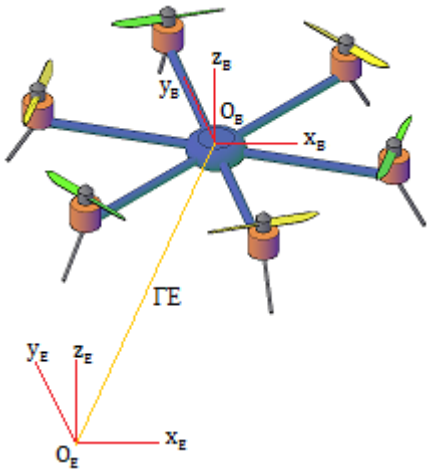
Hava aracının z ekseni etrafındaki dönme hareketi Yaw (rudder) veya Yönelme – dümen hareketi olarak bilinmektedir. Hava aracının havada askıda dururken yönelme hareketi yapabilmesi için Şekil 3.15'de görüldüğü gibi 2, 4 ve 6 nolu motor hızları sabitken 1, 3 ve 5 nolu motor hızları aynı oranda azaltılırsa z ekseninde saat yönünün tersine dönmesine neden olur. Aynı şekilde z ekseninde saat yönünde hareket için 1, 3 ve 5 nolu motor hızları sabitken 2, 4 ve 6 nolu motor hızları aynı oranda azaltılmalıdır.



Şekil 3.15 Hava aracının yönelme hareketi

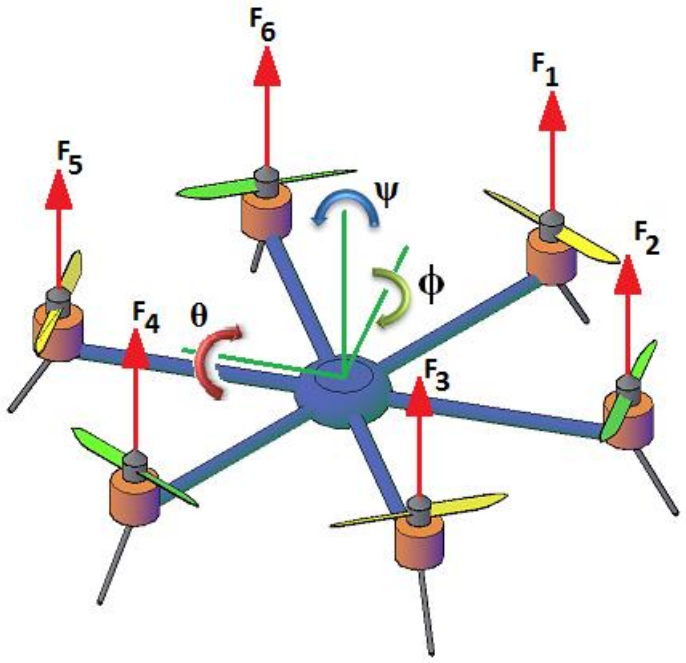
3.3. Hava aracının Referans Sistemi

Altı rotorlu sistem (Hekzarotor) modellenirken Yeryüzü atalet referans ekseni - O_E (the earth inertial frame - E) ve Sabit Gövde referans ekseni - O_B (the body-fixed frame – B) kullanılmaktadır.



Şekil 3.16 Referans eksenleri arasındaki ilişki

Yeryüzü atalet referans sisteminde (O_E, y_E, x_E, z_E) kuzey yönünü x_E ekseni, batı yönünü y_E ekseni, yeryüzüne göre yukarıyı z_E ekseni gösterir. Bu eksen takımında Hekzarotor'un üç boyutlu uzaydaki doğrusal ve açısal hareketleri tanımlanır. Sabit Gövde referans sisteminde (O_B, y_B, x_B, z_B) ise x_B ekseni aracın ön tarafını gösterirken, y_B ekseni aracın sol tarafını ve z_B ekseni aracın gövdesine göre yukarıyı gösterir. Bu eksen takımında ise Hekzarotor'un doğrusal ve açısal hızı ile kuvvet ve torklar tanımlanır.



Şekil 3.17 Hekzarotor kaldırma kuvveti ve dönme eksenleri

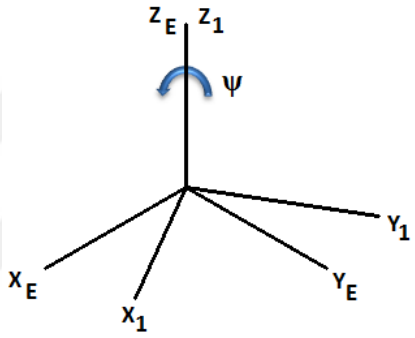
Hekzarotorun yeryüzü atalet referans sistemine göre pozisyonu aşağıdaki ξ vektörü ile ifade edilir.

$$\xi = [x\ y\ z]^T \quad (3.1)$$

Hekzarotorun Sabit gövde referans sisteminin pozisyonu aşağıdaki η vektörü ile ifade edilir.

$$\eta = [\phi\ \theta\ \psi]^T \quad (3.2)$$

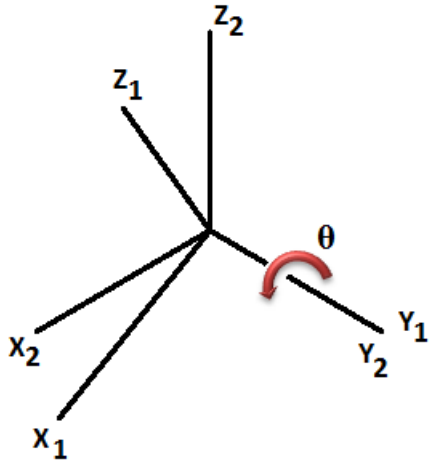
Dönüşüm matrisi R_i, Hekzarotorun hareketlerini tanımlamak için Sabit gövde referans sisteminin yeryüzü atalet referans sistemine göre tanımlanmasını sağlar ve temel dönüşüm matrislerinin sırasıyla çarpılmasıyla elde edilir.



Şekil 3.18 Z_E ekseni etrafında yönelme açısıyla döndürülmesi

z_B ekseni etrafında yönelme açısıyla döndürülmesi

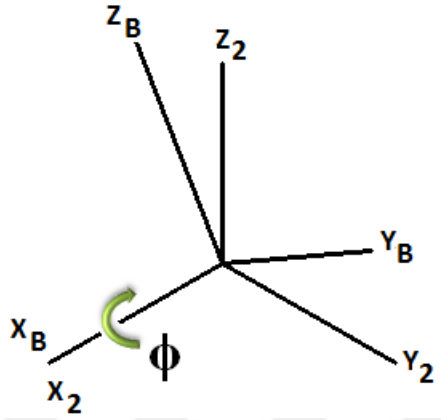
$$R(\psi, z) = \begin{bmatrix} cos\psi & -sin\psi & 0 \\ sin\psi & cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$



Şekil 3.19 Y_1 ekseni etrafında Yunuslama açısıyla döndürülmesi

y_1 ekseni etrafında Yunuslama açısıyla döndürülmesi

$$R(\theta, y) = \begin{bmatrix} cos\theta & 0 & sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -sin\theta & 0 & cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$



Şekil 3.20 X_2 ekseni etrafında yuvarlanma açısıyla döndürülmesi

x_2 ekseni etrafında yuvarlanma açısıyla döndürülmesi

$$R(\phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos\phi & -sin\phi \\ 0 & sin\phi & cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Bu üç temel dönüşüm matrisinin birbirleriyle çarpılması sonucunda tam dönüşüm matrisi elde edilir.

$$R_{\text{i}} = R(\psi, z) * R(\theta, y) * R(\phi, x) \quad (3.6)$$

$$R_{\text{i}} = \begin{bmatrix} cos\theta cos\psi & -sin\psi cos\phi + cos\psi sin\theta sin\phi & sin\psi sin\phi + cos\psi sin\theta cos\phi \\ sin\psi cos\theta & cos\psi cos\phi + sin\psi sin\theta sin\phi & sin\psi sin\theta cos\phi - cos\psi sin\phi \\ -sin\theta & cos\theta sin\phi & cos\theta cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Hava aracının modellenebilmesi için Hekzarotorun ve pervanelerin katı bir yapıya sahip olduğu, Hekzarotorun simetrik olduğu, üretilen itki kuvvetinin pervanelerin açısal hızının karesi ile doğru orantılı olduğu kabul edilmektedir.

Dönüşüm matrisi hesaplandıktan sonra Hekzarotorun matematiksel modeli hazırlanabilir. Bu amaçla kullanılacak olan temel denklem 3.8 nolu denklemdir.

$$F = d(m.v_B)/dt + v.(m.v_B) \quad (3.8)$$

$$\begin{bmatrix} F^B \\ M^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m.J_{3x3} & O_{3x3} \\ O_{3x3} & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V^B} \\ \dot{\omega^B} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B.m.V^B \\ \omega^B.J.\omega^B \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Yerçekimi kuvveti;

$$F_g = [0 \quad 0 \quad -mg]^T \quad (3.10)$$

Kaldırma kuvveti;

$$F_p = R_i^B[0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^{6} F_i]^T = R_i^B[0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^{6} b\omega_i^2\ ]^T \quad (3.11)$$

Rotor kayması;

$$F_t = k_{ft}.v = I_{3x3}[k_{ftx} \quad k_{fty} \quad k_{ftz}]^T.\dot{\xi} \quad (3.12)$$

Kayma kuvveti vektörü $k_{ft} = k\ddot{o}\text{şegen}[k_{ftx} \quad k_{fty} \quad k_{ftz}]$ (3.13)

Hava direnci;

$$t_i = C_t \rho A r^2 \Omega_i^2 = d\Omega_i^2 \quad (3.14)$$

(A bir pervane kesiti, ρ havanın yoğunluğu, r pervane yarıçapı ve Ω bir pervanenin açısal hızı)

Yuvarlanma Torku;

$$M_x = bl\left(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)\right) \quad (3.15)$$

Yunuslama Torku;

$$M_y = bl\frac{\sqrt{3}}{2}(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \quad (3.16)$$

Yönelme Torku;

$$M_z = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (3.17)$$

$$M_f = [M_x \quad M_y \quad M_z]^T \quad (3.18)$$

Pervanelerin oluşturduğu jiroskopik etki;

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^{6} \Omega_r.J_r[0 \quad 0 \quad (-1)^{i+1}\omega_i]^T \quad (3.19)$$

Yönelme ekseni Torku;

$$M_{gh} = [0 \quad 0 \quad J_r\dot{\Omega_r}]^T \quad (3.20)$$

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 \quad (3.21)$$

$$m\dot{\xi} = \sum F = F_p + F_g + F_t \quad (3.22)$$

$$\ddot{x} = \frac{1}{m}(sin\psi sin\phi + cos\psi sin\theta cos\phi)(\sum_{i=1}^{6} F_i) - k_{ftx}\dot{x}/m \quad (3.23)$$

$$\ddot{y} = \frac{1}{m}(sin\psi sin\theta cos\phi - cos\psi sin\phi)(\sum_{i=1}^{6} F_i) - k_{fty}\dot{y}/m \quad (3.24)$$

$$\ddot{z} = \frac{1}{m}(cos\theta cos\phi)(\sum_{i=1}^{6} F_i) - k_{ftz}\dot{z}/m - g \quad (3.25)$$

$$J\dot{\omega} = -\omega.J\omega + M_f - M_a - M_{gh}$$

$$J_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(J_{yy} - J_{zz}\right) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_r\Omega_r\dot{\theta} + bl\left(-\Omega_2^2 + \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)\right) \quad (3.26)$$

$$J_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_r\Omega_r\dot{\phi} + bl\frac{\sqrt{3}}{2}(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \quad (3.27)$$

$$J_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(J_{xx} - J_{yy}\right) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (3.28)$$

Hekzarotorun altı motorunun oluşturduğu toplam kaldırma kuvveti ve u_1(yükseklik), u_2(yuvarlanma), u_3(yunuslama) ve u_4(yönelme) tork kontrol girişleri altı motorun hızıyla ilişkilidir. $U^T = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4]$

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b & b & b \\ \frac{-bl}{2} & -bl & \frac{-bl}{2} & \frac{bl}{2} & bl & \frac{bl}{2} \\ \frac{-bl\sqrt{3}}{2} & 0 & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & 0 & \frac{-bl\sqrt{3}}{2} \\ -d & d & -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

3.29'deki matris terslenirse kontrol girişlerinden rotor açısal hızları elde edilir.

$$\Omega_1^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 + 2u_2 - \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.30)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 + u_2 - \sqrt{3}u_3 + \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.31)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 - u_2 - \sqrt{3}u_3 - \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.32)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 - 2u_2 + \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.33)$$

$$\Omega_5^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 - u_2 + \sqrt{3}u_3 - \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.34)$$

$$\Omega_6^2 = \frac{1}{6bl}\left(lu_1 + u_2 + \sqrt{3}u_3 + \frac{bl}{d}u_4\right) \quad (3.35)$$

Sonuç olarak hava aracının uzaydaki pozisyonunu ve oryantasyonunu veren aşağıdaki ikinci dereceden diferansiyel denklemler elde edilir.

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{J_{xx}}\left[\dot{\theta}\dot{\psi}\left(J_{yy} - J_{zz}\right) - K_{fax}\dot{\phi}^2 - J_r\Omega_r\dot{\theta} + u_2\right] \quad (3.36)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{J_{yy}}\left[\dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) - K_{fay}\dot{\theta}^2 + J_r\Omega_r\dot{\phi} + u_3\right] \quad (3.37)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{J_{zz}}\left[\dot{\phi}\dot{\theta}\left(J_{xx} - J_{yy}\right) - K_{faz}\dot{\psi}^2 + u_4\right] \quad (3.38)$$

$$\ddot{x} = -\frac{k_{ftx}}{m}\dot{x} + \frac{1}{m}(sin\psi sin\phi + cos\psi sin\theta cos\phi)u_1 \quad (3.39)$$

$$\ddot{y} = -\frac{k_{fty}}{m}\dot{y} + \frac{1}{m}(sin\psi sin\theta cos\phi - cos\psi sin\phi)u_1 \quad (3.40)$$

$$\ddot{z} = -\frac{k_{ftz}}{m}\dot{z} - g + \frac{cos\phi cos\theta}{m}u_1 \quad (3.41)[28, 46]$$

BÖLÜM 4

4. MATERYAL VE METOD

Dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız hava araçları bir, üç, dört, altı, sekiz veya bunların türevi sayıda döner pervaneli olarak farklı tasarımlara sahiptirler. Tüm hava araçlarında olduğu gibi insansız hava araçları da altı serbestlik derecesine sahiptir. Bunlar X, Y, Z eksenlerindeki doğrusal hareket ve X, Y, Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleridir. Bu X, Y, Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleri Euler açıları olarak da bilinen sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve yönelme hareketlerini tanımlar. Hava aracının havada kararlı uçuş yapabilmesi için bu altı eksenindeki hareketlerin ölçülmesi gerekir. Bu eksenler X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareket ve X, Y ve Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleridir. X, Y ve Z eksenlerindeki doğrusal hareketler Accelerometers denilen ivme ölçer tarafından, X, Y ve Z eksenleri etrafındaki dönme hareketleri ise Jiroskop (Gyroscope) tarafından ölçülebilir. Bunun dışında Magnetemotor denilen Elektronik Pusula ile yönelme açısı ve altimetre ile yükseklik bilgisi ölçülmektedir. Ayrıca insansız hava araçlarında hava aracının yerküre üzerindeki koordinat bilgisini veren Küresel Konumlama Sistemi (GPS) alıcısı da konum belirleme ve hedefe ulaşma amacıyla kullanılmıştır. Bu algılayıcılardan gelen bilgiler uygun mikrodenetleyici kontrollü donanım ve mikrodenetleyiciye yüklenen yazılımla işlenerek hava aracının kararlı kontrolü sağlamıştır. İnsansız hava araçlarının kontrolü bir yer kontrol istasyonundan gönderilen kablosuz radyo frekanslı komutlarla gerçekleştirilebildiği gibi bir pilot tarafından yerden kumanda kontrolü ile de gerçekleştirilebilmektedir.

İnsansız hava araçlarının tasarımında ve kontrolünde gövde düzenleşimine göre iskelet, kaldırma kuvvetini oluşturan fırçasız doğru akım motorları ve pervaneleri, fırçasız doğru akım motorlarının sürülmesinde kullanılan elektronik hız kontrol

sürücüleri, insansız hava aracının kontrolünde önemli bir yeri olan jiroskop, ivmeölçer, magnetemotor ve altimetrenin ayrı ayrı veya bir arada bulunduğu atalet ölçme birimi, insansız hava aracının yer küre üzerindeki konumunu belirlemek amacıyla Küresel konumlama sistemi alıcısı, iniş ve kalkışlarda güvenlik amacıyla etrafındaki cisimlerden uzaklığını ölçen lazer, optik veya sonar uzaklık algılayıcıları, yer kontrol istasyonu ile veri alışverişinde kullanılan telemetri sistemleri ve tüm bu algılayıcı birimleri birbirine bağlayan ve bunların kontrolünü yapan uçuş kontrolcüleri ile yer kontrol istasyonu yazılımı ve sistemin enerjisini sağlayan Li-Po bataryalara ihtiyaç duyulmaktadır. Ayrıca bunların dışında uçuş görüntülerinin aktarılması için kamera ve görüntü aktarma sistemleri de kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında kullandığımız insansız hava aracı mekanik ve elektronik donanımları;

4.1. Kullanılan İskelet, Denetleyici, Sensörler ve Diğer Elemanlar

4.1.1. İnsansız Hava Aracı iskeleti

İnsansız hava aracı iskeletleri hava aracının havada kalma süresini uzatmak amacıyla genellikle hafif ancak sağlam materyallerden imal edilirler. Bu materyallerden en çok tercih edilenleri ahşap, alüminyum veya karbon fiber'dir. Bu tez çalışmamızda Tarot firmasının ürettiği FY680 karbon fiber iskeleti kullanılmıştır. İskelet altı motor takılabilen kanat açıklığı 690 mm ve ağırlığı 600 gramdır.[47] Karbon fiber; Karbonlaşmış akrilik elyaf, katran ve naylondan oluşan ipliksi tekstil ürünü bir malzemedir. Karbon fiber çelikten 3 kat mukavemetli olmasına rağmen 4,5 kat daha hafiftir.[48]



Şekil 4.1 Tarot FY680 iskelet

4.1.2. Fırçasız Doğru Akım Motoru

Fırçasız doğru akım motorları (Brushless Direct Current Motor) adından da anlaşılacağı gibi fırça ve kollektör kullanılmadan sargıları özel bir sürücü ile besleyen özel tasarımlı motorlardır. Fırçasız doğru akım motorları son yıllarda kullanım trendi artan motorlardır. İçten dönmeli ve dıştan dönmeli olarak iki gruba ayrılır. İnsansız hava araçlarında dıştan dönmeli olanları tercih edilmektedir. Dıştan dönmeli fırçasız doğru akım motorlarında döner manyetik alanı oluşturan stator sargıları hareketsiz olup bu sargıları içine alan ve iç çeperlerine yerleştirilmiş tabii mıknatıslı rotor gövdesi bir mil üzerinde dönme yapmaktadır. Stator Sargıları üç ayrı bobin grubundan oluşmaktadır. Fırçasız doğru akım motorları direk enerji verilerek çalıştırılamazlar. Sargıları sabit ve sargılara enerji aktarımı fırçasız yapıldığı için motorun dönmesini sağlayacak anahtarlama elektronik hız kontrol birimi yardımı ile yapılır.

Fırçasız doğru akım motorları 30000 rpm gibi çok yüksek devirlere çıkabilen yüksek verimli motorlardır. Bu motorların devir sayısı motorun katalog değeri olan K_V devir/gerilim sabitidir. Motorun en yüksek devir sayısı, K_V değerinin motorun bağlı olduğu gerilim kaynağı değeri ile çarpılarak elde edilir.

$$En\ Yüksek\ Devir\ Sayısı = Kv.V \tag{4.1}$$

Burada motorun bakır kaybından kaynaklanan gerilim düşümü göz ardı edilmiştir. Motorun iç direnci (r) ile çektiği akım (i) çarpıldığında sargılardaki gerilim

düşümü bulunur. Bu değer motorun bağlı olduğu kaynak geriliminden çıkartılıp hesaplama yeniden yapıldığında motorun gerçek devir sayısı elde edilir.

$$Devir\ Sayısı = Kv.(V - i.r) \quad (4.1)$$

Motor sargılarına elektronik hız kontrol birimi yardımıyla sıralı sinyal gönderildiğinde doğal mıknatıslı rotor, stator sargılarının önünde geçerken zıt elektromotor kuvveti indüklenir. Motorun zıt elektromotor kuvveti devir sayısının K_V değerine oranıdır.

$$ZIT\ EMK = devir/Kv \quad (4.2)$$

Fırçasız doğru akım motorunun ürettiği tork çektiği akım ile doğru orantılıdır. Motorun tork sabiti K_T ile motorun K_V sabiti ile çarpımı her zaman bir değerine eşit olduğundan motorun tork sabiti kolaylıkla bulunabilir.

$$K_T.K_V = 1 \quad (4.3)$$

Motorun üreteceği en büyük tork değeri, tork sabiti ile çektiği akım çarpımı sonucu bulunur. Fırçasız doğru akım motorlarının devir sayısı ile tork ters orantılıdır.

$$T = K_T.i \quad (4.4)$$

Bunların dışında motor sabiti, K_V sabiti değerinin motorun stator sargılarını oluşturan toplam tek kutup sayısının çarpımı ile bulunur. Bunların dışında motorun dönüştürme oranı vardır. Bu oran yükseldikçe tork değeri yükselirken devir sayısı düşmektedir.

$$K_V = \frac{motor\ sabiti}{tek\ kutup\ sayısı} \quad (4.5)$$

Bu çalışmamız için 2810-900KV ve 2830-850KV özellikli iki motor belirlenmiş ve bunların kaldırma testleri yapılarak ileriki bölümde ayrıntısıyla açıklamıştır. Fırçasız doğru akım motorları XXYY/ZZ-KV değerleri ile ifade edilir. XX değeri motorun stator çapını, YY değeri stator uzunluğunu, ZZ değeri statordaki tek kutup sayısını ve K_V den önceki değer motorun K_V sabitini ifade eder. [28, 49-50]



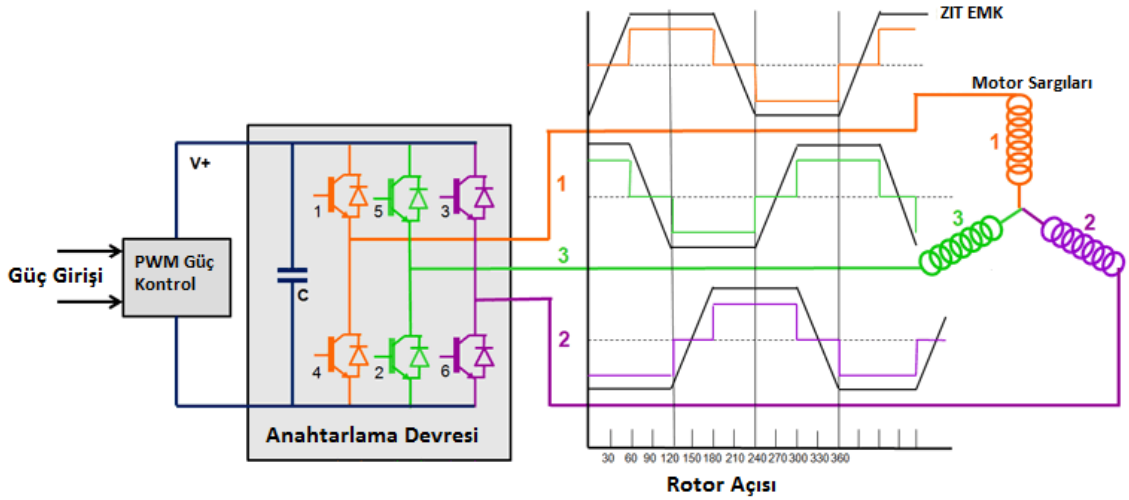
Şekil 4.2 AC2830-850KV Motor



Şekil 4.3 AX2810-900KV Motor

4.1.3. Elektronik Hız Kontrol Birimi

Elektronik hız kontrol birimi kısaca ESC(Electronic Speed Control Unit), fırçasız doğru akım motorlarının sürülmesinde kullanılan mikro denetleyici destekli elektronik sürücü devresidir. Fırçasız doğru akım motorlarında adından da anlaşıldığı gibi fırça ve kollektör kullanılmaz. Fırçasız doğru akım motorlarının dönmesi için gerekli olan komitasyon elektronik hız kontrol birimi tarafından elektronik yöntemlerle sargılara sırasıyla belirli algoritmaya göre sinyal uygulayarak yaptırılmaktadır. Elektronik hız kontrol biriminin motorun devir sayısını, çalışma modlarını ve bunun gibi fabrikasyon özelliklerini belirlemek için servo girişine 0-2000 arasında bir PWM sinyali uygulanır. Bu servo girişinden Elektronik hız kontrol birimi uygun ESC programlayıcı veya Radyo frekanslı kumandalar ile programlanabilmektedir. Böylece Elektronik hız kontrol biriminin çalışmasıyla ilgili özellikler kullanıcı tanımlı olabilmektedir. [49-50]



Şekil 4.4 Elektronik Hız Kontrol Birimi

Bu tez çalışmasında Hobbywings marka Platinium Pro 30A'lik elektronik hız kontrol birimi kullanılmıştır.



Şekil 4.5 30A Elektronik Hız Kontrol Ünitesi

4.1.4. Pervaneler

Pervaneler döner bir mil üzerine yerleştirilmiş uygun aerodinamik şekle sahip palalardan oluşan itme kuvveti yaratan parçalardır. Pervaneler iki, üç veya dört palalı olarak ahşap, plastik, alüminyum veya karbon fiber malzemeden imal edilirler. Pervaneler hava araçlarının en önemli parçalarından birisidir ki kaldırma kuvveti kaynağı pervanelerdir. İnsansız hava araçlarında genellikle iki palalı plastik veya karbon fiber pervaneler kullanılmaktadır. Üreticiler pervanelere 10"x6" şeklinde iki değer verirler, bu değerlerden ilki pervanenin inç cinsinden çapını, ikinci değer ise pervanenin tam bir turda alacağı inç cinsinden mesafesini veren pitch (kaldırma) değeridir. Pitch değeri pervaneler için önemli bir değer olup; Yüksek Pitch değerine sahip pervaneler yüksek hızlı uçuş yapabilmelerinin yanında kötü hızlanma, kötü tırmanma ve iniş

anında hızını yavaşlatamama gibi olumsuz özelliklere sahiptirler. Düşük pitch değerine sahip pervaneler ise düşük hızla uçabilen, iyi hızlanma, iyi tırmanma ve düşük hızlarda iyi kontrol sağlayabilme gibi olumlu özelliklere sahiptirler. İnsansız hava araçlarında çok rotorlu düzenleşimlerde tork dengesini sağlayabilmek için pervanelerin yarısı saat yönünde dönüş yaparken diğer yarısı da saat yönünün tersi yönde dönmelidirler. Tez çalışmamızda 12"x4.5" ölçülerinde pervane seti kullanılmıştır.[51]



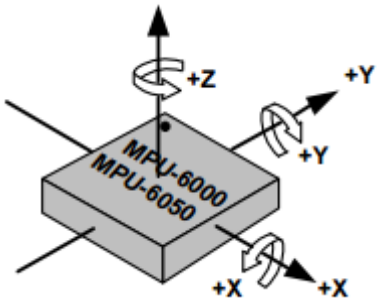
Şekil 4.6 Pervane Seti

4.1.5. Jiroskop ve İvme Ölçer

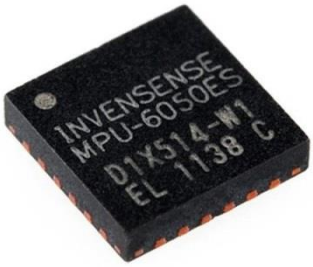
Jiroskoplar açısal hızlanmayı (dönüş hızını) ölçen sensörlerdir. Jiroskoplar doğrusal hızlanmayı ölçemezler bunun için İvmeölçer sensörü kullanılır. Jiroskoplar ve ivmeölçerler MEMS (Micro-Electro-Mechanic-System - Mikro Elektromekanik Sistem) teknolojisiyle imal edilmişlerdir. Jiroskop sensörleri üretici firmanın imal edilmesi sırasında belirlenen 250°/sn, 500°/sn, 1000°/sn, ve 2000°/sn gibi ölçme aralığı ile açısal hızlanmayı ölçerler. Açı değeri ise jiroskopun ölçtüğü değerin türevi alınarak bulunur. Jiroskoplar insansız hava araçlarında hava aracının X,Y ve Z eksenlerindeki dönme hareketini takip etmek amacıyla kullanılır.

İvmeölçerler de üzerine düşen yerçekimi kuvvetini (g-kuvveti) ve dışarıdan gelen (dinamik) doğrusal hızlanmaları (m/s^2) ölçerler. İvmeölçerler bir, iki veya üç eksenli olarak üretilirler. Bu işlemi ±1g, ±2g, ±4g, ±8g ve ±16g'lık ölçme aralığı gerçekleştirir. Jiroskopta olduğu gibi ölçülen değerin türevi alınarak ölçme sonucu bulunur.

Tez çalışmamızda InvenSense firması tarafından üretilen MPU6050 sensörü kullanılmıştır. MPU6050 sensörü içinde hem jiroskop hem de ivmeölçer bulunan bir MEMS sensörüdür. Sensör altı eksene sahip olup X,Y ve Z eksenlerindeki hem dönme hareketini hem de doğrusal hareketi ölçmektedir. [28, 52-54]



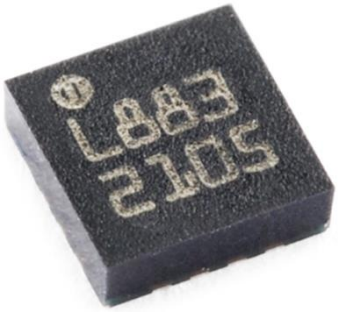
Şekil 4.7 MPU6050 Eksen yönleri



Şekil 4.8 MPU6050 entegresi

4.1.6. Sayısal Pusula

Sayısal pusula sensörleri x,y ve z eksenlerine etki eden hem dünyanın manyetik alanını büyüklüğünü ölçmede hemde manyetik alanın yönünü tayin etmede kullanılır. Tez çalışmamızda Honeywell firmasının ürettiği HMC5883L sensörü kullanılmıştır. Bu sensörün ölçme aralığı -8 gaus ile +8 gaus'dur. Bu sensör ile hava aracının önünün Kuzey kutbuna göre yönelimi belirlenmektedir.[55]



Şekil 4.9 HMC5883L entegresi

4.1.7. Sayısal Altimetre

Altimetre sensörü basınç seviyesine göre bulunduğu yerin yüksekliğini ölçebilen bir dijital barometredir. Referans noktası olarak genellikle deniz seviyesi kullanılır. Deniz seviyesinden yükseldikçe basınç azalır. Altimetre sensörleri yükseklik bilgisini mmHg cinsinden verebileceği gibi direk metre veya feet cinsinden verebilir. Tez çalışmasında MEAS Switzerland firmasının ürettiği MS5611-01BA01 altimetre kullanılmıştır. İnsansız hava araçlarında altimetreler hava aracının istenilen bir irtifada sabit tutulması amacıyla yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu sensörün ölçme aralığı 10-1200 mbar 'dır. Bu entegrenin için birde sıcaklık sensörü olup ölçme aralığı -40 °C ile +85 °C 'dir.[56-57]



Şekil 4.10 MS5611-01BA01 altimetre

4.1.8. Ultrasonik Mesafe Sensörü

Ultrasonik mesafe sensörleri ses dalgaları kullanarak önüne çıkan engellere olan uzaklığını mm cinsinden ölçen sensörlerdir. Ultrasonik sensörlerin ölçme aralığı 2-400 cm gibi kısıtlı olmakla birlikte insansız hava araçlarında güvenli olarak kalkış ve iniş yapmak ve önüne çıkan engellerden kaçmak amacıyla kullanıldıkları için bu ölçme aralığı yeterli olmaktadır. Ultrasonik mesafe sensörlerinde ölçme Tetikleyici (Trig)

girişine uygulanan sinyalle 40 kHz frekansında bir ses dalgası üretilir ve bu ses dalgası bir engelden yansıyarak sensöre geri geldiğinde eko (Echo) girişi aktif olarak gönderilen sinyalin yansıması hesaplanarak engele olan mesafesi ölçülmüş olur. Ultrasonik ses Sinyalinin üretilmesi ile bu ses dalgasının engelden geri dönerek sensöre geri gelmesi arasındaki süre ile ses hızından (340 m/sn) yararlanılarak mesafe ölçülür. Bu tez çalışmasında HC-SR04 Ultrasonik mesafe sensörü kullanılmıştır.[58]

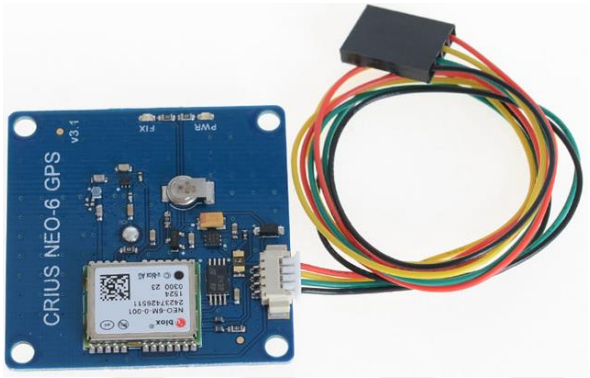


Şekil 4.11 HC-SR04 Ultrasonik mesafe sensörü

4.1.9. Küresel Konumlama Sistemi (GPS) Sensörü

Küresel konumlama sistemi; dünya üzerindeki açık bir noktanın her hava koşulunda zaman ve koordinat bilgilerine ulaşılmasını sağlayan bir uydu dolaşım sistemidir. Kısa adı GPS olan sistem 1973 yılında askeri amaçlı olarak Amerika Birleşik Devletleri tarafından başlatılmış ve 1994 yılında 24 (21 aktif 3 yedek) uyduluk sistem tam olarak işler durumu gelmiştir. Bu uydular dünya üzerinde geniş kapsama alanına sahip olmaları için yüksek yörünge adı verilen dünya üzerinden yaklaşık 20200km yükseklikte bulunan yörüngeye yerleştirilmişlerdir. Uydular yerleştirilirken dünya üzerinde açık alandaki her GPS alıcısının enaz dört uydudan sinyal alabilecek şekilde yerleştirilmişlerdir. Uydular yörüngelerinde 700 mil/saat hızla dönerek günde iki kez dünya etrafında tur atarlar. Dünya üzerindeki konum bilgisinin bulunabilmesi için sensörün uzaydaki GPS uydularından en az dördünden sinyal alması gerekmektedir. Uydulardan her biri Sivil Kullanım amaçlı L1 bandı 1575,42 MHz ve Askeri kullanım amaçlı L2 bandı 1227,60 MHz frekansında düşük güçlü (50 W) sinyaller gönderirler. Bu sinyaller GPS alıcısının sinyalin geliş süresinden uyduya olan mesafesinin hesaplanarak her bir uyduya göre konumunu belirlemesini sağlar. GPS sistemine alternatif olarak Rusya Federasyonu'nun GLONASS, Avrupa Birliği'nin Galileo, Çin Halk Cumhuriyeti'nin Compass ve Hindistan'ın IRNSS sistemleri bulunmaktadır.

Bu tez çalışmasında UBLOX firmasının ürettiği Neo-6M yonganın kullanıldığı GPS sensörü kullanılmıştır. 50 kanallı, 1Hz yenileme oranına sahip, NMEA standartlarında çıkış verebilen bir sensördür.[59-60]



Şekil 4.12 GPS Sensörü

4.1.10. Kablosuz Görüntüleme Sistemi

Kablosuz görüntüleme sistemi; bir yüksek çözünürlüklü kamera, bir kablosuz video alıcı-verici ve kameranın çektiği görüntünün gösterilmesini sağlayan bir monitörden oluşmaktadır. Hava aracından yer kontrol istasyonuna gönderilen video sinyalleri monitörden takip edilerek istenilen işlemler yaptırılabilir. Bu tez çalışmasında kullanılan Kablosuz görüntüleme sistemi özellikleri; 1/3" Sony CCD Kamera, 5.8GHz 200mW video örüntü vericisi ve alıcısı ve 4.3" renkli monitör.[61]



Şekil 4.13 Kablosuz Görüntüleme Sistemi

4.1.11. Li-Po (Lityum Polimer) Batarya

Li-Po bataryalar sıvı elektrolit kullanılmayan bunun yerine kuru elektrolit polimerleri kullanılan lityum bataryalardır. İnce bir film tabakası şeklinde kaplanan bu polimerler tabaka şeklinde katlanarak pil hücrelerini oluştururlar. Bu pil hücrelerinin birbirine seri ve paralel bağlanmasıyla gerilim değeri ve akım kapasiteleri arttırılır. Her bir hücrenin nominal gerilimi 3.7Volttur. Her bir hücrenin en düşük gerilim değeri 3V ve en yüksek değeri 4.2V olmalıdır. Li-Po pillerin üç önemli etikete değeri vardır bunlardan birincisi hücrelerin elektriksel olarak birbirine nasıl bağlandığını belirten "3S2P" şeklindeki değer bu değer ayrıca pilin gerilim değerini de verir, ikinci değer akım kapasitesi ve üçüncü değer ise "C" Sürekli akım kapasitesi değeridir. Örnek verecek olursak "4S2P" 10000mAh 40C etiketli bir Li-Po; iki paralel kolda birbirine seri bağlanmış dört seri hücre grubundan oluştuğu, 4*3.7=14.8V nominal gerilim, 10000mAh akım kapasitesi ve 40*10000=40000mA maksimum akım verebileceği ifade edilmektedir. Li-Po bataryalar diğer bataryalara göre hafif ve yüksek akım kapasiteleri nedeniyle insansız hava araçlarında güç kaynağı olarak sıklıkla kullanılmaktadır. Tez çalışmasında 4S 14.8V 5000mAh 45C ve 3S 11.1V 5000mAh 30C kapasitelerinde iki farklı batarya kullanılmıştır.[62]



Şekil 4.14 Li-Po Batarya

4.1.12. Kablosuz İletişim (Telemetry) Modülü

Kablosuz iletişim modülü diğer adıyla telemetri insansız hava aracıyla yer kontrol istasyonu arasında veri alışverişinde kullanılan bir haberleşme aracıdır. Telemetri modülü insansız hava aracındaki tüm sensörlerden okunan ve işlenen verilerini yer kontrol istasyonuna ve aynı şekilde yer kontrol istasyonu tarafından uçuş

kontrol verileri ile görev verileri hava aracına göndermek amacıyla kullanılır. Bu tez çalışmasında 3DR Robotics firmasının ürettiği Telemetri modülü kullanılmıştır. 100 mW gücünde 433 MHz veya 915 MHz frekanslarında tam çift yönlü iletişimi destekleyen seri iletişim aracıdır. Açık alanda yaklaşık menzili 1500 metredir. [63]



Şekil 4.15 Kablosuz İletişim Modülü

4.1.13. Merkezi Denetleyici –Uçuş Kontrol Kartı

Merkezi denetleyici; Hava aracının üzerinde kullanılacak olan Jiroskop, İvmeölçer, Pusula, Altimetre, Ultrasonik veya Kızılötesi mesafe ölçer, Küresel Konumlama Sistemi, Telemetri, akım-gerilim sensörleri ile diğer uçuş gözleme ve takip sensörlerinin Sayısal-analog giriş portları ile Serial, Onewire, I^2C gibi iletişim portlarına bağlanmasını ve tüm bu giriş portlarından ve sensörlerden verilerin okunmasını, okunan bu verilerin yer kontrol istasyonuna gönderilmesini ve yer kontrol istasyonundan gönderilen verilerin işlenerek hava aracının kontrolünün yapılmasını sağlayan bir mikro denetleyicidir. Tez çalışmasında Atmel firmasının ürettiği ATMEGA 2560 mikrodenetleyicisi kullanılmıştır. Bu mikro denetleyicinin özellikleri Tablo 4-1'de verilmiştir.

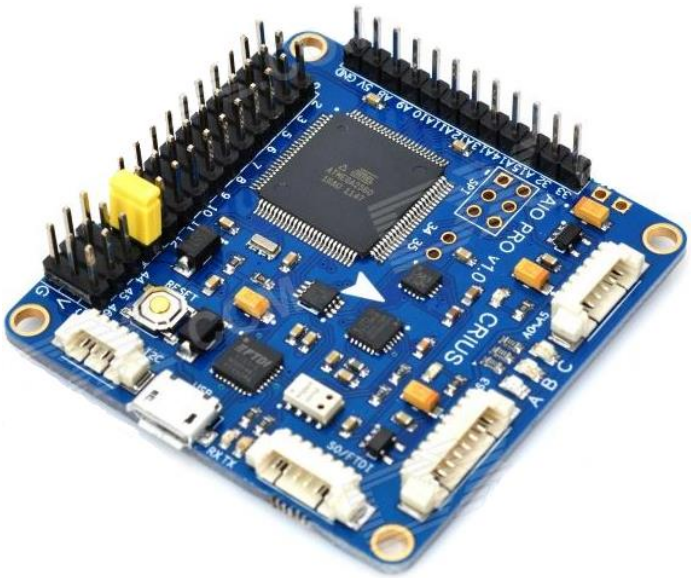


Şekil 4.16 ATMEGA 2560 Entegresi

Tablo 4-1 ATMEGA 2560 mikrodenetleyici özellikleri[64]

Mikrodenetleyici	ATmega2560
Çalışma Gerilimi	5V
Giriş Gerilimi (önerilen)	7-12V
Giriş Gerilimi (sınır)	6-20V
Sayısal I/O Pinleri	54 (15 tanesi PWM çıkış)
Analog Giriş Pinleri	16
Pin başına akım 5V	40 mA
Pin başına akım 3.3V	50 mA
Flash Hafıza	256 KB (8 KB bootloader)
SRAM	8 KB
EEPROM	4 KB
Seri İletişim Portu	3
I²C İletişim portu	2
Çalışma Hızı	16 MHz

İnsansız hava araçlarında Mikrodenetleyiciye bağlanması gereken Jiroskop, İvmeölçer, Pusula ve Altimetre gibi direk uçuşla ilgili olan sensörlerin bağlantılarının zorluğu ve her bir sensör için ayrı sensör kartı ve besleme zorluğundan dolayı bu temel uçuş sensörlerinin ve mikrodenetleyicinin bir kartta toplandığı uçuş kontrol kartları çeşitli firmalar tarafından hazırlanmıştır. Tez çalışmamızda da ATMEGA 2560 mikrodenetleyicili MPU6050 Jiroskop ve İvmeölçeri, HMC5883L Sayısal pusula ve MS5611-01BA01 Altimetresinin bir arada olduğu CRIUS All In One Pro uçuş kontrol kartı kullanılmıştır.[65]



Şekil 4.17 CRIUS All In One Pro uçuş kontrol kartı

4.1.14. Radyo Kontrollü Kumanda

Radyo kontrollü kumandalar insansız hava araçlarının yerden bir pilot tarafından manuel olarak kontrol edilmesi amacıyla kullanılan 2.4 GHz radyo frekansını kullanan en az 4 kanallı kumanda aracıdır. Kumanda üzerinde hava aracının yükselmesini ve alçalmasını sağlayan gaz kolu, yönelme, yuvarlanma ve yunuslama hareketlerini sağlayan dört tane kol bulunmaktadır. Bunun dışında üreticiye ve modele bağlı olarak diğer yardımcı araçları çalıştıracak anahtar veya kollar bulunmaktadır. Tez çalışmamızda Radiolink firmasının ürettiği AT9 kumanda ve alıcısı kullanılmıştır. AT9 kumanda 10 kanallı 100 mW verici gücüne sahip 2.4GHz frekansını kullanan, Mode-2 kol düzenine sahip yaklaşık 1500 metre menzilli bir kumandadır. Mode-2 kol düzeni Şekil 4-18'de gösterildiği gibi gaz ve yönelme kolları solda, yuvarlanma ve yunuslama kolları ise sağdadır.[66]



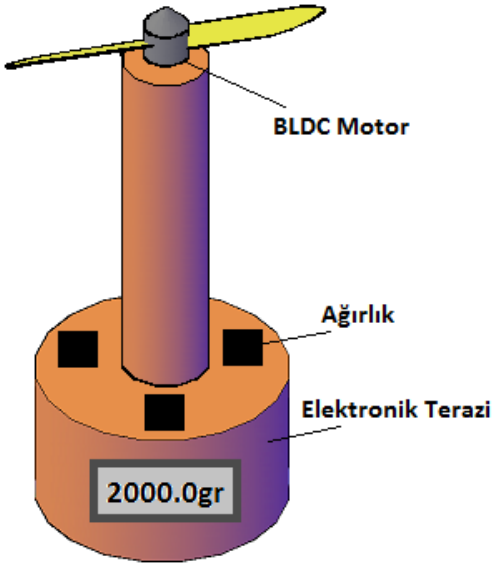
Şekil 4.18 Kumanda Kol Düzeni



Şekil 4.19 Radiolink AT9 Kumanda

4.2. Motor-Pil Kaldırma Testleri

Hava aracında kullanılmak üzere AX-2810Q 900Kv ve AC2830-358, 850Kv Fırçasız DC motor alınmıştır. Şekil 4-20'deki gibi bir test düzeneği hazırlanmış sırasıyla Tablo 4-2 ve Tablo 4-3'deki Servo sinyalleri motora uygulanarak lazer takometre ile devir sayıları ve elektronik teraziden okunan kaldırma değerleri kaydedilmiştir. Bu motorlar üç ve dört hücreli Li-Po bataryalar ile 12x4.5 pervane ile test edilmiştir. Test sonuçlarına göre AX-2810Q 900KV motorun kullanılmasına karar verilmiştir. Test sonuçları Tablo 4-2 ve Tablo 4-3'e aktarılmış ve bunların grafikleri Şekil 4-22, Şekil 4-23, Şekil 4-25 ve Şekil 4-26'da ifade edilmiştir.



Şekil 4.20 Kaldırma Test Düzeneği

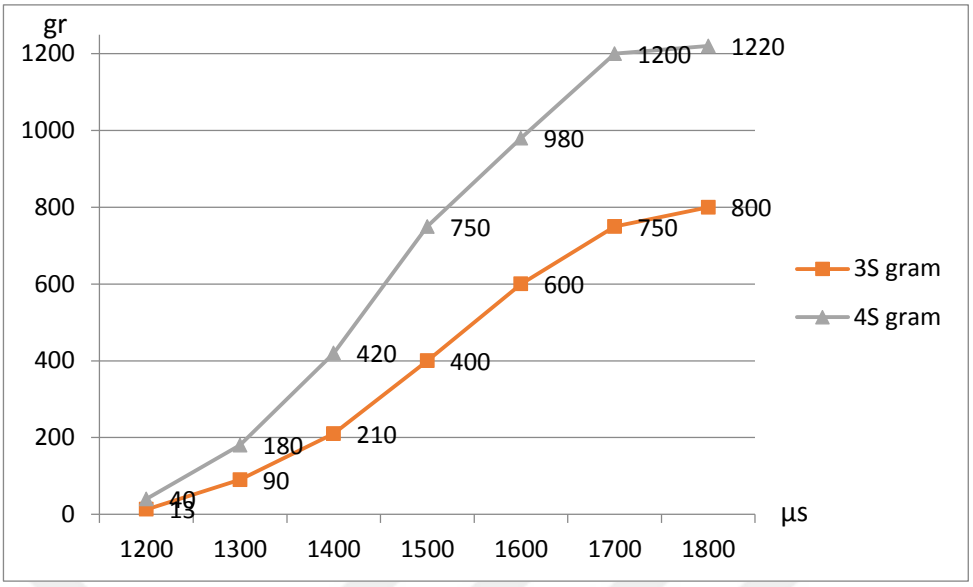
4.2.1. 2810 900KV – 12"x4.5" Motor-Pervane Kaldırma Testi



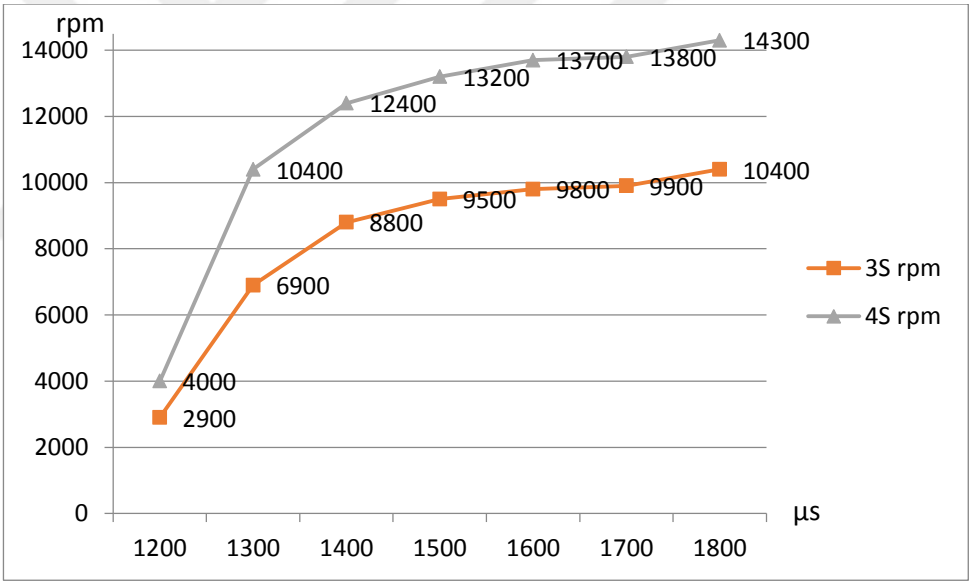
Şekil 4.21 Test Malzemeleri

Tablo 4-2 2810 900KV Motor – Li-Po Kaldırma Testi

Sinyal	3s - Li-Po		4s - Li-Po	
pals µs	3S rpm	3S gram	4S rpm	4S gram
1200	2900	13	4000	40
1300	6900	90	10400	180
1400	8800	210	12400	420
1500	9500	400	13200	750
1600	9800	600	13700	980
1700	9900	750	13800	1200
1800	10400	800	14300	1220



Şekil 4.22 2810 900KV Motor - Li-Po Kaldırma Grafiği



Şekil 4.23 2810 900KV Motor Pals-Devir Sayısı Grafiği

4.2.2. 2830 850KV - 12"x4.5" Motor-Pervane Kaldırma Testi



2830 - 850KV Motor



Kypom 3S 5000mAh LiPo



12x45 Pervane

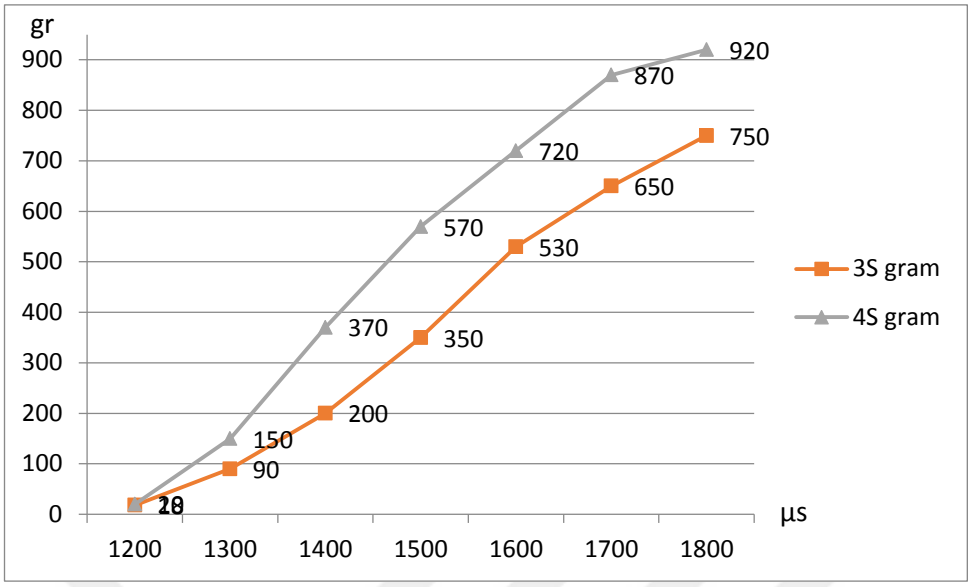


40A ESC

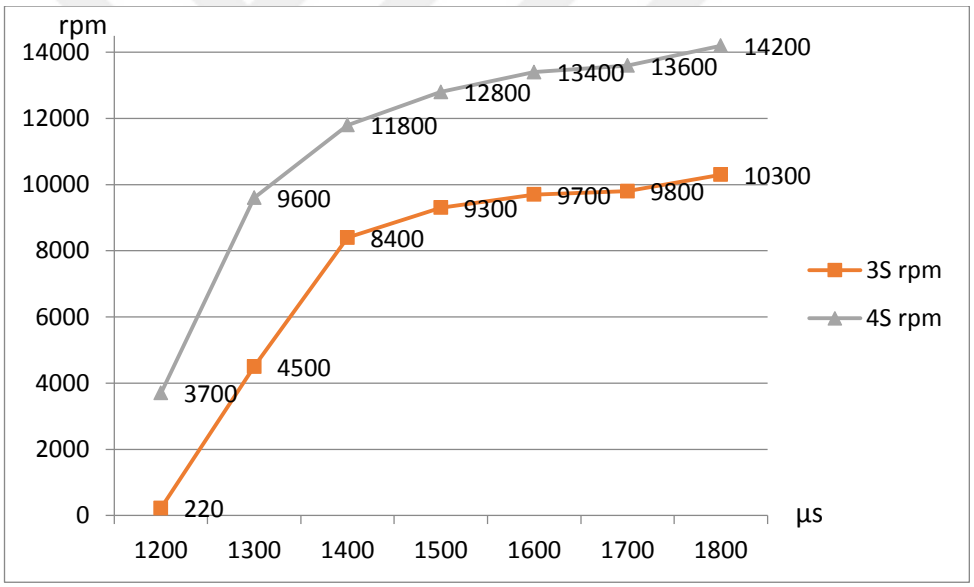
Şekil 4.24 Test Malzemeleri

Tablo 4-3 2830 850KV Motor – Li-Po Kaldırma Testi

Sinyal	3s - Li-Po		4s - Li-Po	
pals µs	3S rpm	3S gram	4S rpm	4S gram
1200	2200	18	3700	20
1300	4500	90	9600	150
1400	8400	200	11800	370
1500	9300	350	12800	570
1600	9700	530	13400	720
1700	9800	650	13600	870
1800	10300	750	14200	920



Şekil 4.25 2830 850KV Motor - Li-Po Kaldırma Grafiği

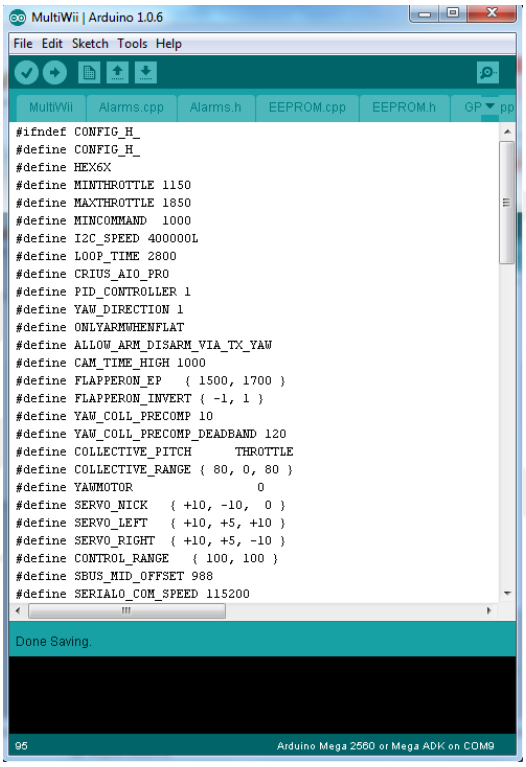


Şekil 4.26 2830 850KV Motor Pals-Devir Sayısı Grafiği

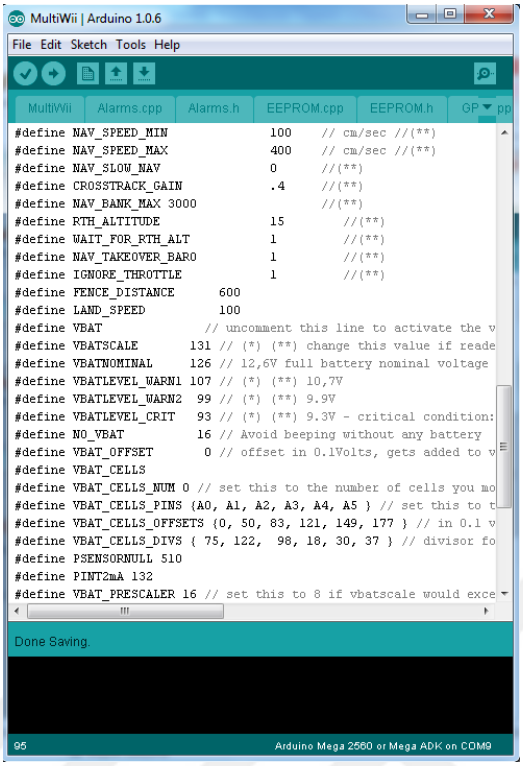
4.3. Uçuş Kontrol Kartı Programı

Yerleşik MPU6050 Jiroskop ve İvmeölçeri, HMC5883L Sayısal pusula ve MS5611-01BA01 Altimetresinin olduğu CRIUS All In One Pro V2.1 uçuş kontrol kartında ATMEGA 2560 mikrodenetleyicisi kullanılmaktadır. Bu mikrodenetleyici için Processing, C ve C++ dilleri kullanılarak hazırlanmış açık kaynak kodlu MultiWii[6] yazılımı kullanılmıştır. MultiWii uçuş kontrol yazılımı Andras Schaffer[67] tarafından hazırlanmış Atmel Atmega mikrodenetleyicilerini ve piyasada en çok kullanılan uçuş

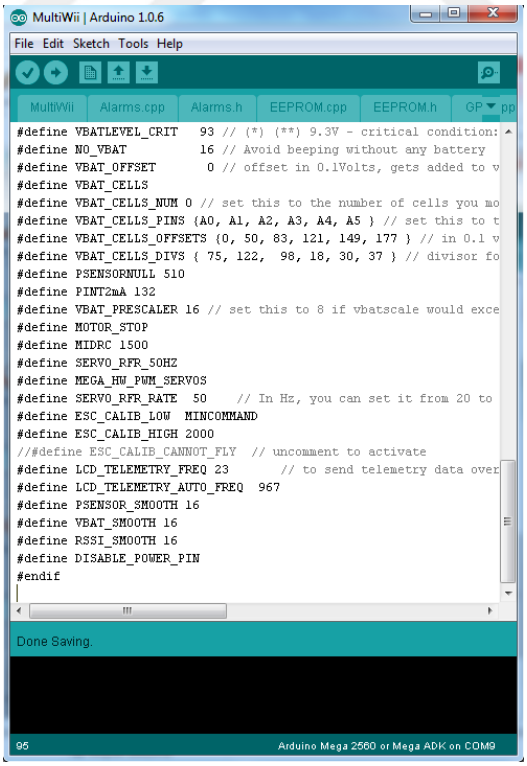
destek sensörlerini destekleyen açık kaynak kodlu bir yazılımdır. Arduino derleyicisinde sadece config.h dosyasında kullanılan uçuş kontrol kartı, uçuş destek sensörleri ile diğer sensörlerin tanımlamaları yapılarak kullanılabileceği gibi diğer kontrol ve sensör dosyalarında da değişiklik yapılabilir. Bu tez çalışmasında kullandığımız config.h dosyasında yapılan tanımlamalar Şekil 4.27-28 ve 29'da gösterilmiştir.



Şekil 4.27 MultiWii Ekranı -1



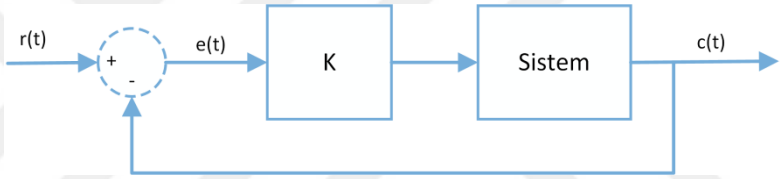
Şekil 4.28 MultiWii Ekranı -2



Şekil 4.29 MultiWii Ekranı -3

4.4. İnsansız Hava Araçlarında PID Kontrolün Uygulanması

Dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız hava araçlarının denge kontrolünün yapılabilmesi için hava aracının dinamik davranışlarını temsil eden matematiksel modelinin çıkarılması gerekmektedir. Tam ve doğru Matematiksel model çıkarımı sistemin hatasız analizinin yapılarak ağır fiziksel ve matematiksel işlemlerle mümkündür.[68] Kontrol edilen bir sistemin dinamiği genelde Şekil 4-30'da verilen blok diyagramı ile ifade edilir. Tasarımın amacı kontrol edilen çıkışın istenilen şekilde davranmasıdır. Geleneksel tasarım yönteminde kontrol edilen prosese göre kontrolcünün nereye yerleştirilmesi gerektiği önceden belirlenir ve sisteme sabit yapıda kontrol uygulanır. Bu durumda sorun kontrolör elemanlarını belirlemeye döner. Burada amaç sistem davranış özelliklerini karşılamaya ve değiştirmeye yönelik olduğunda genellikle sabit yapılı tasarım kullanılır. [68-69]

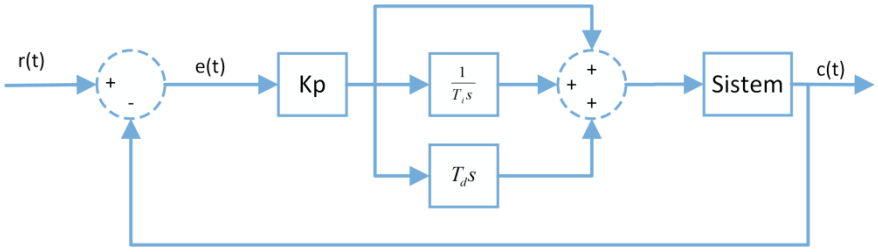


Şekil 4.30 Sabit yapılı kontrol sistemi

K kazançlı basit bir kuvvetlendiriciye sahip bir kontrolörde kontrol işareti kontrolör çıkışına sabit oranla aktarılır. Sezgisel olarak oransal kazanca ilave olarak, giriş işaretinin türevinden ve/veya integralinden de yararlanılabilir. Bu durumda PID kontrolör devreye girer. PID kontrolörü yaygın uygulama alanı bulan ve etkin işaretin oransal, integral ve türevsel bir birleşimini sisteme uygulayan bir kontrolördür.

$$m(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^{\infty} e(t).dt + T_d . \frac{de}{dt} \right) \qquad (4.5)$$

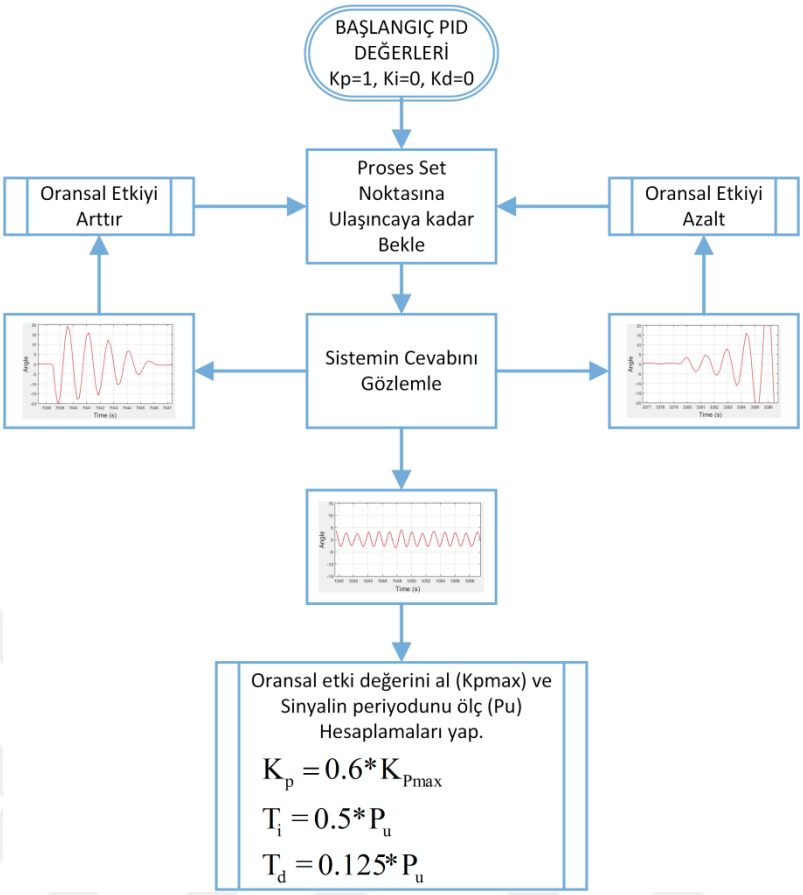
PID denetleyiciler basit yapılı, az değişkenli ve fiziksel olarak gerçekleştirilebilir olması gibi avantajlarından dolayı yaygın kullanılan bir kontrol yöntemidir. PID denetleyici P-Oransal, I-İntegral ve D-Türevsel etki parametrelerinden oluşur.[68-70]



Şekil 4.31 PID denetleyici

Bir PID denetleyicide sistemin çıkışından alınan bir geri besleme sinyali ile sistemin girişinden alınan referans sinyalinin karşılaştırılmasından oluşan bir hata değeri üretilir. Üretilen bu hata değerine göre denetleyici hatayı en düşük değere indirecek şekilde denetleme işlemi yapar. Hata minimuma ininceye kadar PID denetleyici bu etkisini devam ettirir. PID denetimde üç parametrenin en uygun değerinin belirlenmesi gerekmektedir. Burada en uygun ayar değeri sistemin sıfır veya en az hatalı, hatayı en kısa sürede düzelten ve en kararlı çalışma sağlamalıdır. Ziegler - Nichols tarafından kapalı çevrim kontrol sisteminin girişine birim basamak fonksiyonu uygulandığında sistem cevabının kararlı olarak minimum sürede çıkış değerine ulaşmasını sağlayan denetim değerleri en uygun ayar değerleri olarak kabul edilir.[71]

Denge kontrolü hava aracının dinamik davranışlarını temsil eden matematiksel modelinin dışında en düşük hatalı ve hızlı bir şekilde deneysel olarak da yapılabilmektedir. İlk defa Ziegler - Nichols tarafından geliştirilen ve kullanılan salınım yönteminde geri beslemeli kapalı çevrim bir sistemin birim basamak giriş ile sürekli salınımda test edilmesine dayanır. Şekil 4.32'de Ziegler - Nichols Salınım Yöntemi Algoritmasında gösterildiği gibi bu yöntemde başlangıç olarak PID parametrelerinden integral ve türev etkileri sıfıra çekilerek sadece oransal etki ile sistemin sürekli salınım yapana kadar oransal kazanç değeri arttırılır. Sürekli salınım durumuna karşılık gelen en yüksek oransal kazanca Kp_{max} ve sürekli salınım periyodu Pu olarak kaydedilir. Ve bu adımdan sonra integral ve türev kazançları da katılarak deneye devam edilir. Sistemin çıkışı en kısa sürede referans değerine ulaştığındaki değerler Kp, Kd ve Ki parametreleridir.[72-73]



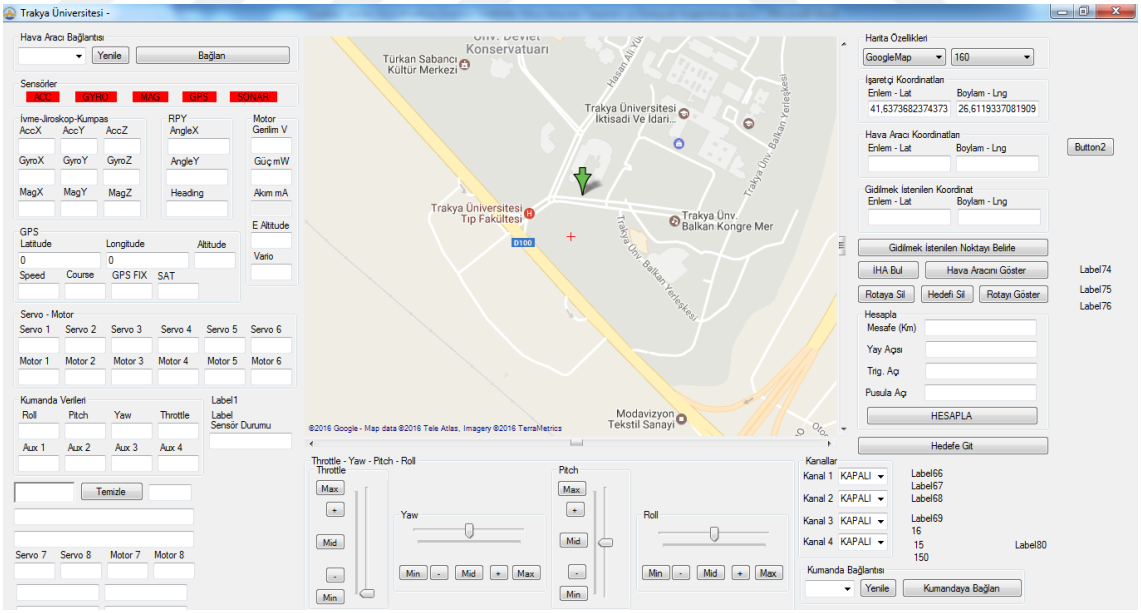
Şekil 4.32 Ziegler - Nichols Salınım Yöntemi Algoritması

Dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız hava araçlarında kaldırma kuvvet kaynağı motorlardır, motorlar kaldırma kuvveti oluşturacak şekilde aşağı yönlü hava akışı sağlarlar. Motorlar ve onlara bağlı olan pervanelerin Pitch (kaldırma) değeri sabit olduğundan sabit dönme hızında oluşan hava akışı da sabit olur. Kaldırma kuvveti oluşturmak için hava akışı aşağıya doğru olacak şekilde pervanelerin dönme yönleri ayarlanmalıdır. Bu özelliklerinden dolayı dikey iniş ve kalkış yapabilen insansız hava araçları rijit sistem olarak kabul edilir. Değişken sadece pervanelerin açısal hızıdır. İnsansız hava aracının sahip olduğu pervanelerin hızları belirli bir algoritmaya göre değiştirilerek Yuvarlanma, Yunuslama, Yönelme ve İrtifa hareketleri oluşturulur.[38, 74]

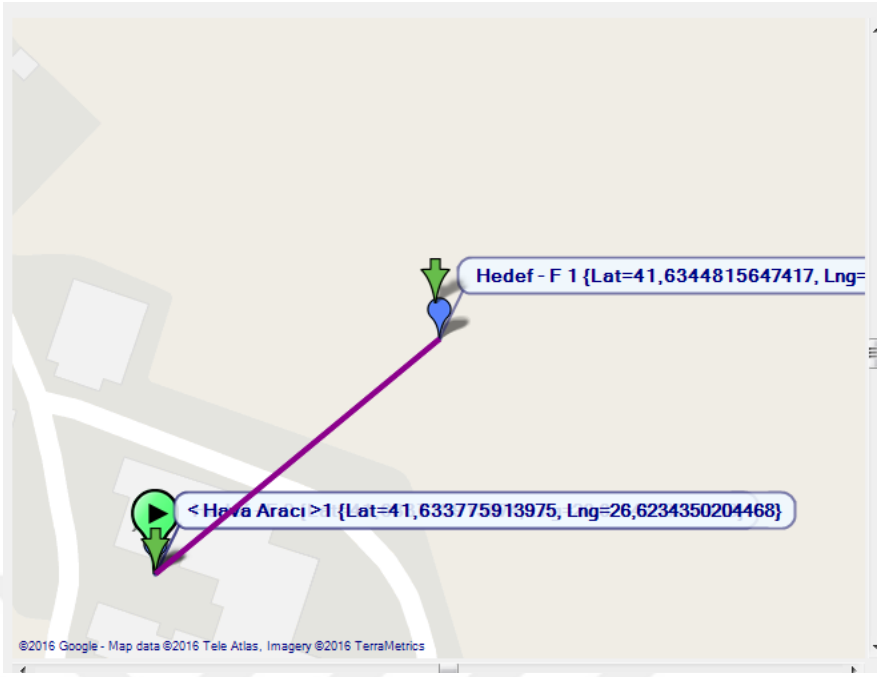
4.5. Yer Kontrol İstasyonu ve Yazılımı

Yer kontrol istasyonu insansız hava aracından gelen verilerin gösterilip işlendiği ve hava aracına istenilen kontrol verilerinin gönderildiği bir kişisel bilgisayar ve yazılımdan oluşan bir sistemdir. Kişisel bilgisayar olarak enaz iki USB haberleşme portu bulunan ve Microsoft Visual Studio 2013 Express programının kurulabileceği ve çalıştırabileceği özelliklere sahip bir bilgisayar kullanılabilir. Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı Microsoft Visual Studio Visual Basic 2013[3] programlama dili ve GreatMaps [4] Google Maps dinamik bağlantı kütüphanesi[5] kullanılarak bir yazılım hazırlanmıştır.

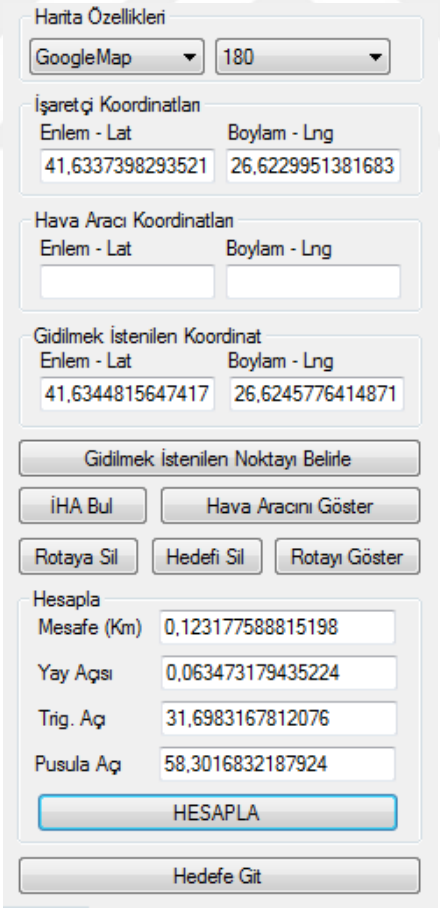
Yer kontrol istasyonu yazılımı hava aracından gönderilen jiroskop, ivmeölçer, altimetre, mesafe sensörleri, GPS küresel konumlama sistemi, akım ve gerilim sensör verileri ile yardımcı diğer verileri gösterildiği gibi Yazılıma Eklenen GreatMaps DLL haritasında hava aracının anlık koordinatları, gitmesi istenilen hedef koordinat ile rota verilerinin gösterildiği ve hava aracının diğer kontrol girişleri yapılabilecek şekilde hazırlanmıştır. Yer kontrol istasyonu yazılımının ekran görüntüsü Şekil 4.33, 34 ve 35'de gösterilmiştir.



Şekil 4.33 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı



Şekil 4.34 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı Harita Görüntüsü



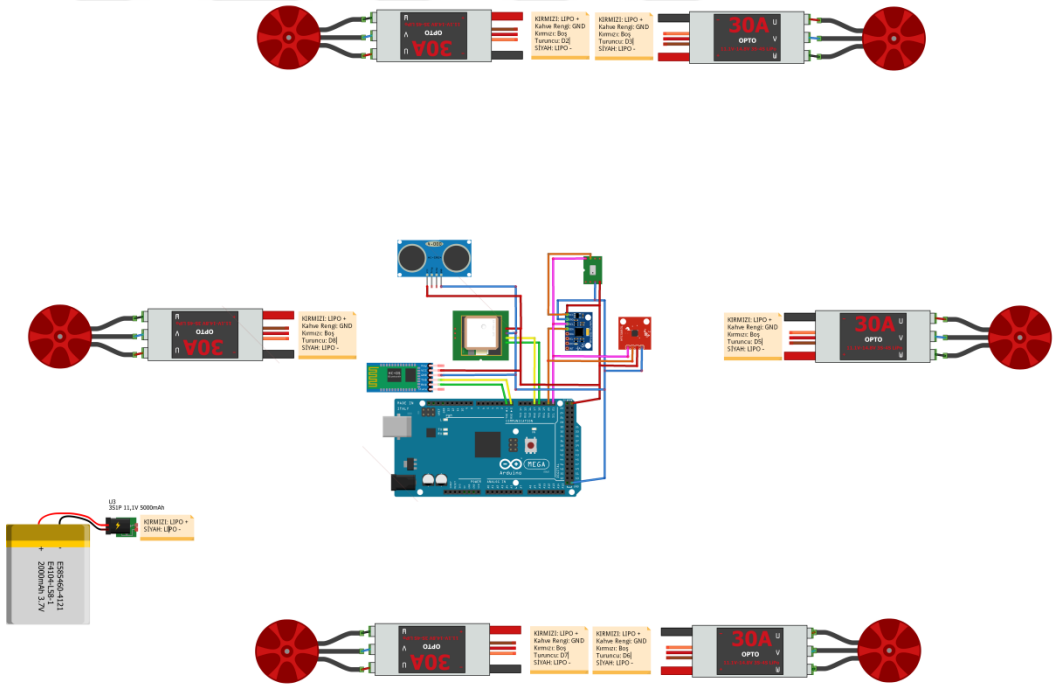
Şekil 4.35 Yer Kontrol İstasyonu Yazılımı

BÖLÜM 5

5. UYGULAMA VE VERİLERİN ALINMASI

5.1. Uçuş Kontrol Kartına Sensör ve Diğer Elemanların Elektriksel Bağlantısı

Tez çalışmasında oluşturulan Hekzarotorun elektriksel bağlantıları Şekil 5.1'e göre, Yer Kontrol İstasyonu bağlantıları ise Şekil 5.2'e göre yapılmıştır.



Şekil 5.1 Hekzarotor'un Elektriksel Bağlantıları



Şekil 5.2 Yer Kontrol İstasyonu

Uçuş kontrol kartının mikrodenetleyicisi ATMEGA 2560 yongasına MPU6050 Jiroskop ve İvmeölçeri, HMC5883L Sayısal pusula ve MS5611-01BA01 Altimetresi I^2C haberleşme portu ile, Küresel konumlama Sistemi Sensörü Seri İletişim Portu-2'ye, HC-SR04 Ultrasonik sensörü Dijital 10-11 nolu pinlerine ve Telemetry kablosuz iletişim modülü Seri İletişim portu-0 ile bağlanmıştır. Elektronik Hız Kontrol birimlerinin Servo-Pals girişleri sırasıyla Dijital giriş 2,3,5,6,7 ve 8 nolu pinlerine, Güç bağlantıları ise Li-Po'nun + ve – uçlarına, Elektronik hız kontrol birinin üç fazlı çıkışı ise fırçasız DC motorlara bağlanmıştır. Kumandanın alıcısı ise uçuş kontrol kartının Analog 8,9,10 ve 11 nolu pinlerine bağlanmıştır.

Motorların oluşturduğu torku dengelemek için Hekzarotorun üç motoru saat yönünde dönerken diğer üç motorun saat yönünün tersine dönmesi gereklidir. Bu nedenle motorların devir yönü Motor ile Elektronik hız kontrol birimi arasındaki üç kablodan yalnızca ikisinin yeri değiştirilerek değiştirilebilir. Eğer bir üçüncünün daha bağlantı yeri değiştirilirse motor yine aynı yöne dönmeye devam edecektir. İstenilen toplam kaldırma kuvvetini oluşturmak için pervanelerde dönüş yönlerine göre motorlara takılmalıdır. Telemetri kablosuz haberleşme modülü ise Kişisel bilgisayarın USB haberleşme portuna takılmıştır. Radyo Kontrollü Kumanda ise bir Arduino Uno geliştirme kartı ile Programa ilave edilmiştir.

5.2. Elektronik Hız Kontrol Biriminin Programlanması

Elektronik hız kontrol biriminin ilk kullanımdan önce mutlaka gaz aralığı ayarının yapılması gerekmektedir. Bu işlem Elektronik Hız Kontrol biriminin üreticisi tarafından yapılan programlayıcı ile yapılabildiği gibi Radyo kontrollü kumanda ile de tek tek yapılabilmektedir. Ancak kullandığımız uçuş kontrol kartı ile tüm elektronik hız

kontrol birimlerinin bu ayarı toplu olarak yapılabilmektedir. Bu gaz aralığı ayarı yapılmadan önce güvenlik amacıyla tüm motorlardan pervanelerin sökülmüştür. MultiWii Config.h dosyasında bulunan *#define ESC_CALIB_CANNOT_FLY* satırı aktif edilip program uçuş kontrol kartına yeniden yüklenmiştir. Program yüklendikten sonra motorlardan iki uzun bir kısa bip sesi geldikten sonra motorlar otomatik olarak hızlanıp durduklarında gaz aralığı ayarı tamamlanmıştır. Bu durumdan sonra *//#define ESC_CALIB_CANNOT_FLY* satırı tekrar deaktif yapılarak program tekrar uçuş kontrol kartına yüklenerek sensörlerin kalibrasyon işlemine geçilmiştir.

5.3. Sensörlerin Kalibrasyonu

Her uçuşa başlamadan önce uçuş kontrol kartı üzerindeki jiroskop-ivmeölçer ile sayısal pusulanın kalibre edilmesi gerekir. Kalibrasyon işlemi CRIUS MultiWii kartın kalibrasyon ve ayar yapmak için kullanılan MultiWiiConf.exe programı aracılığıyla yapılabileceği gibi Radyo Kontrollü Kumanda ile de yapılabilmektedir.



Şekil 5.3 MultiWiiConf.exe programı

MultiWiiConf.exe programı ile kalibrasyon yapılmak istenildiğinde Hekzarotorun önü kuzey kutbuna doğru olacak şekilde düz bir zemine konulduktan sonra MultiWiiConf.exe programından CALIB_ACC butonuna basıldıktan sonra

yaklaşık olarak 5 saniye Hekzarotor hareket ettirilmeden jiroskop ve ivmeölçerin kendi kendine kalibrasyon yapması için 5 saniye kadar beklenir.



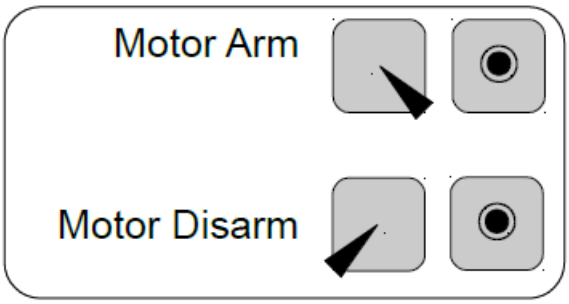
Şekil 5.4 Jiroskop ve İvmeölçer Kalibrasyonu

Sayısal pusulanın kalibrasyonu için ise yine Hekzarotorun önü kuzey kutbuna doğru olacak şekilde düz bir zemine konulduktan sonra MultiWiiConf.exe programından CALIB_MAG butonuna basıldıktan sonra yaklaşık 30 saniye boyunca Hekzarotor üç ekseninde de 360° döndürülür.



Şekil 5.5 Sayısal Pusula Kalibrasyonu

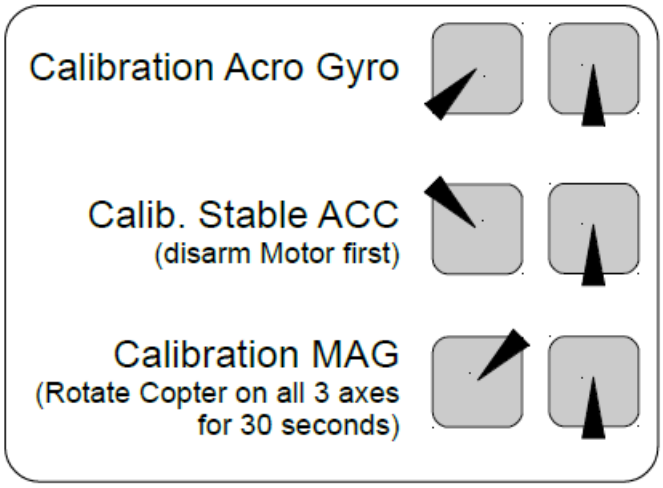
Eğer kalibrasyonlar Radyo kontrollü kumandadan yapılmak isteniyorsa öncelikle Şekil 5.6'daki kol kombinasyonları ile uçuş kontrol kartı Disarm moduna alınır. Disarm modu uçuş kontrol kartının uçuş modundan çıkarılıp motorlarına güç verilmediği durumdur.



Şekil 5.6 Arm ve Disarm Kol Kombinasyonu

Uçuş kontrol kartı Disarm moduna alındıktan sonra Jiroskop, İvme Ölçer ve Sayısal Pusulanın kalibrasyonu Şekil 5.7'deki gibi kol kombinasyonları ile yapılır. Burada dikkat edilmesi gereken Jiroskop ve İvme ölçer kalibrasyonu yaparken Hekzarotorun düzgün bir zemin üzerine yerleştirilip kalibrasyon boyunca hareketsiz kalmasını sağlamak ve Sayısal Pusula kalibrasyonu yapmadan önce Hekzarotorun önü

kuzey kutbuna doğru bakmalı ve kalibrasyon başlatıldıktan sonra 30 saniye içinde Hekzarotor üç eksende de 360° döndürülmelidir.[75]

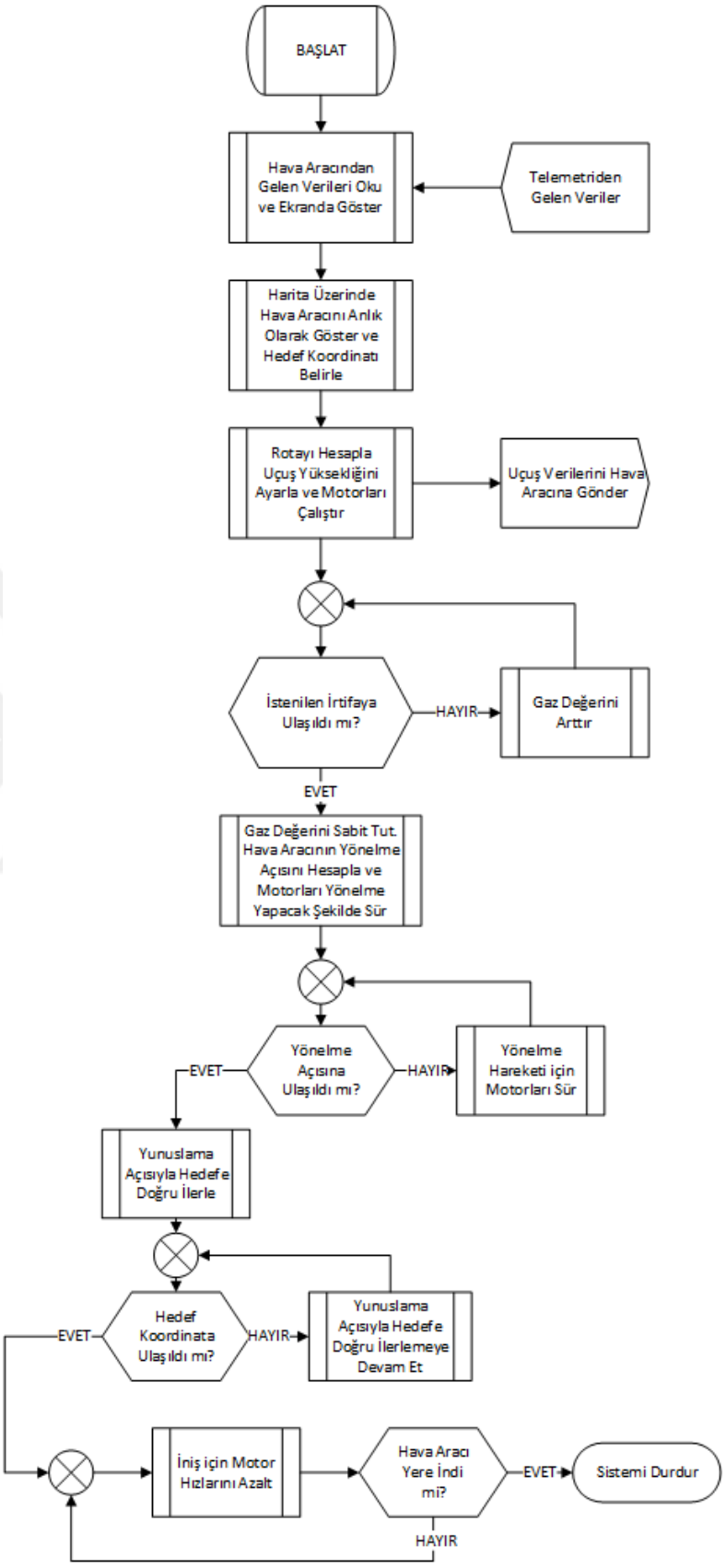


Şekil 5.7 Kalibrasyon Kol Kombinasyonları

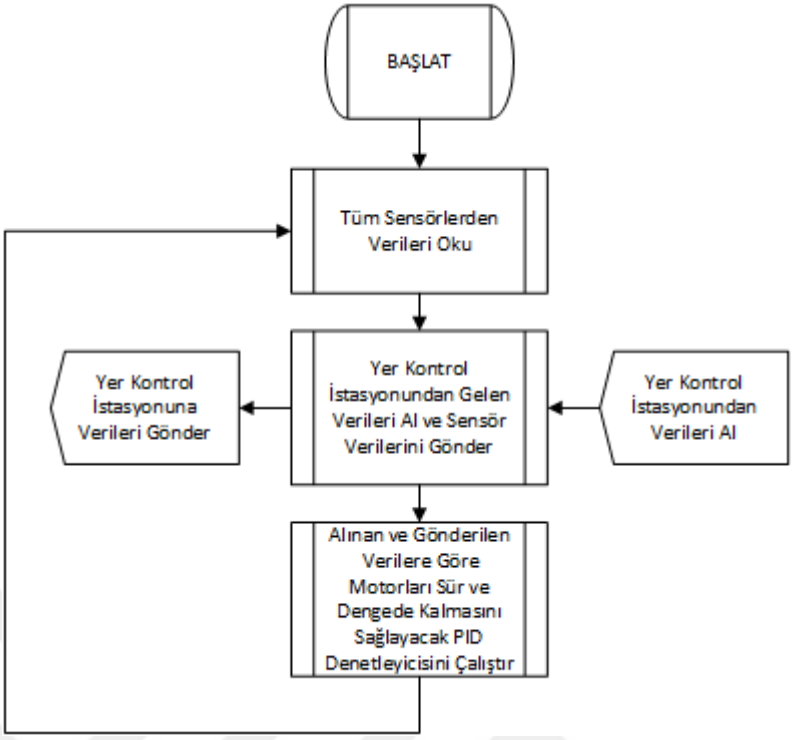
Bu iki kalibrasyon yönteminden birisiyle jiroskop, ivme ölçer ve pusulanın kalibrasyonu yapılmıştır.

5.4. Hava Aracının Anlık Takibi ve Hedef Koordinatların Seçimi

Yer kontrol istasyonu yazılımında hava aracındaki tüm sensörlerden okunan veriler ile uçuşla ilgili diğer veriler anlık olarak gösterilmektedir. Hava aracından gelen veriler dışında hava aracı kontrol değerleri, Hava aracının anlık koordinatları ile hedef koordinatının belirlenip gösterildiği GoogleMaps haritası ve rota değerleri gösterilmektedir. Rota değerleri hava aracının başlangıç koordinatı ile hedef koordinatı arasındaki mesafe ile bu koordinatlar arasındaki pusula açısı hesaplanmaktadır. Yer Kontrol istasyonu yazılımının ve Uçuş Kontrol'un kontrol akış diyagramı Şekil 5.8 ve Şekil 5.9'da gösterilmiştir.



Şekil 5.8 Yer Kontrol İstasyonu Kontrol Akış Diyagramı

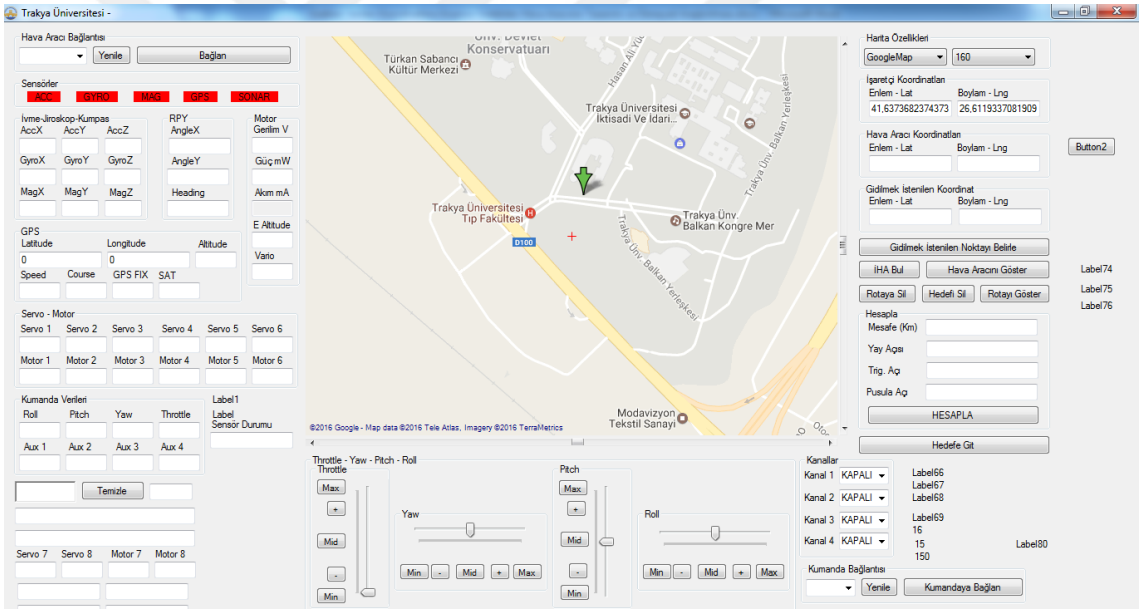


Şekil 5.9 Uçuş Kontrol Akış Diyagramı

BÖLÜM 6

6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Tamamlanan Yer Kontrol İstasyonu Yazılım Ekranı Şekil 6.1'de ve Hekzarotor Hava Aracı Şekil 6.2'de gösterilmiştir. Hava aracından gelen tüm sensör verileri ile diğer uçuş verileri yazılım ekranında gösterilmiştir.

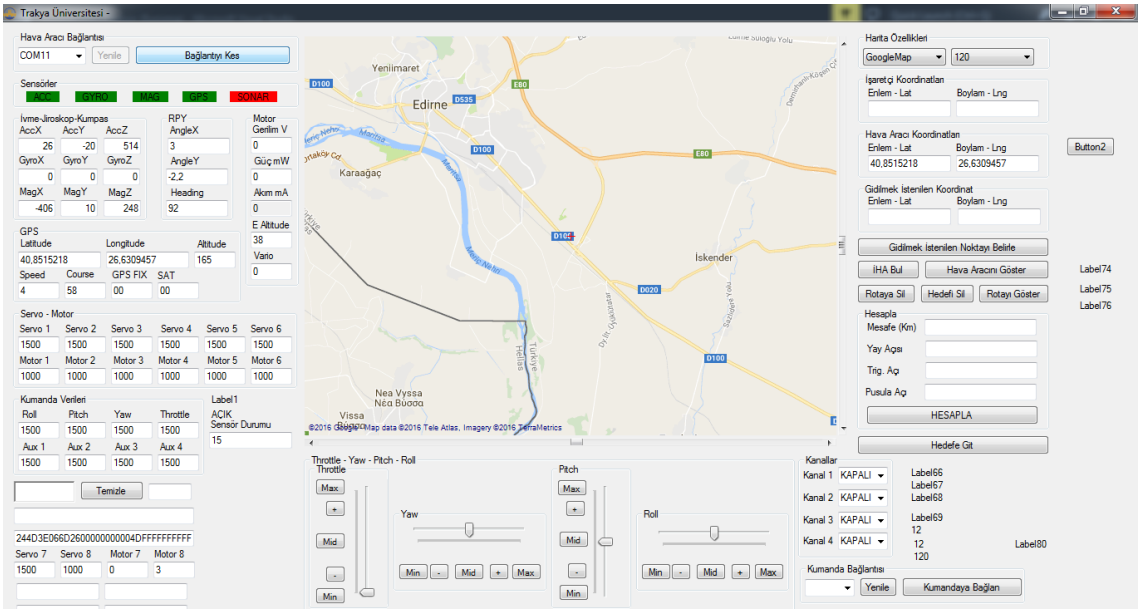


Şekil 6.1 Yer Kontrol İstasyonu Yazılım Ekranı



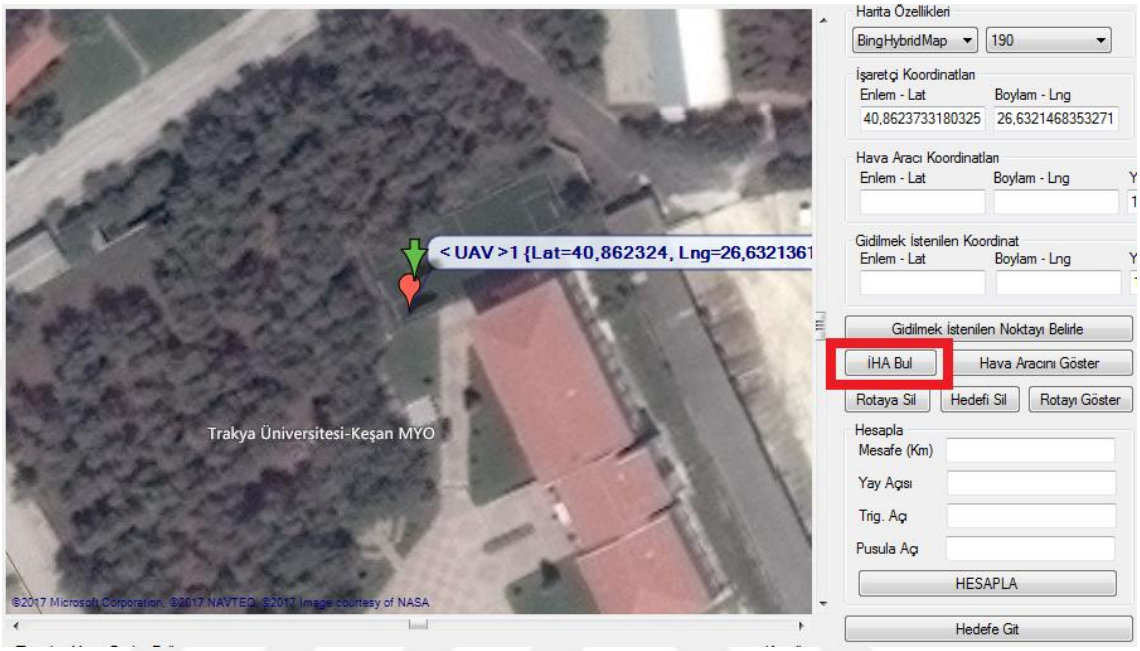
Şekil 6.2 Hekzarotor Hava Aracı

Hava aracına bağlı jiroskop, ivmeölçer, sayısal pusula, altimetre, Küresel Konumlama Sistemi ve Akım-Gerilim sensörlerinden okunan veriler ile bunlardan üretilen uçuş verileri sorunsuz bir şekilde hava aracından yer kontrol istasyonuna aktarılmıştır. Şekil 6.3'de Hava aracından gelen veriler yer kontrol istasyonu yazılımında gösterilmiştir.



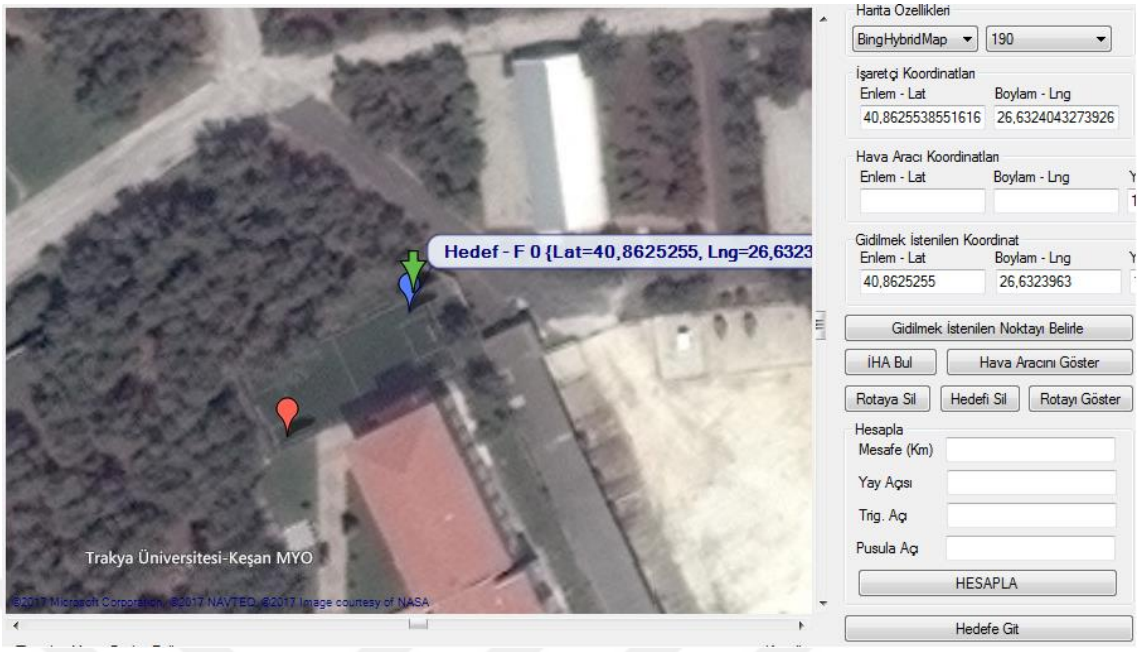
Şekil 6.3 Yer Kontrol İstasyonu

Şekil 6.4'deki "İHA Bul" butonuna basılarak hava aracının bulunduğu koordinat bilgisi alınarak haritada Hekzarotorun koordinat bilgisi gerçek zamanlı olarak Kırmızı renkli Marker (İşaretçi) ile gösterilmiştir.

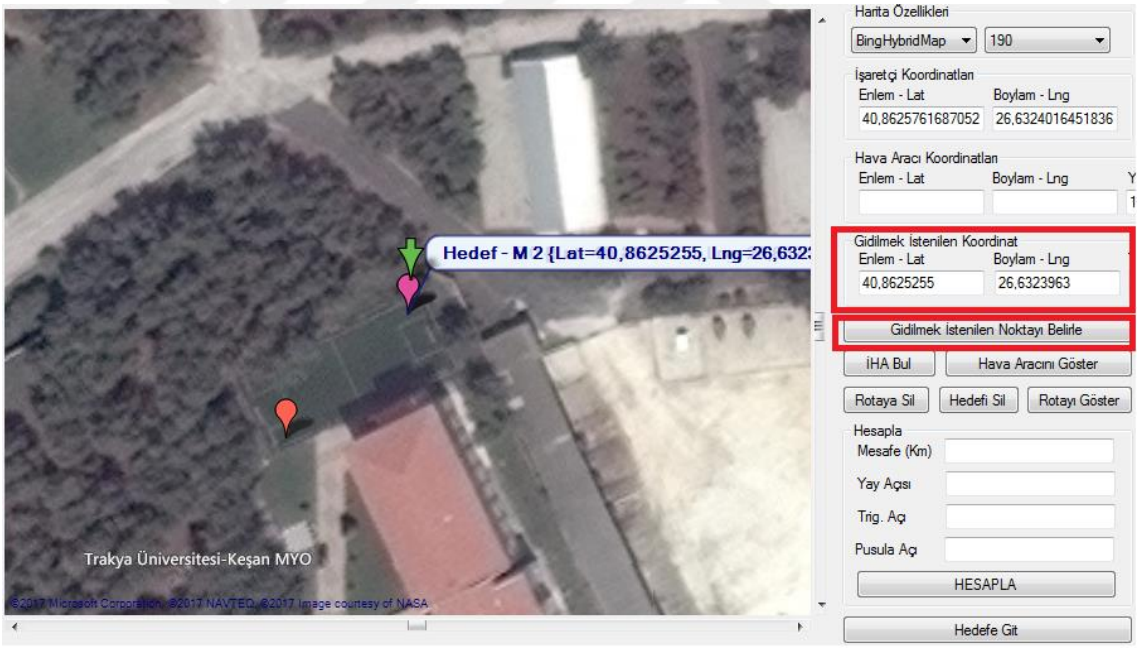


Şekil 6.4 "İHA Bul" butonu

Hava aracının bulunduğu koordinat bilgisi alındıktan sonra haritadan gidilmek istenen koordinata işaretçi ile tıklandığında hedef koordinat harita üzerinde Mavi renkli Marker ile belirlenip gösterilmiştir (Şekil 6.5) veya hava aracının gidilmek istenilen hedef koordinat bilgisi Şekil 6.6'deki şekilde görülen TextBox'a elle yazılarak "Gidilmek İstenilen Noktayı Belirle" butonuna basıldıktan sonra hedef koordinat harita üzerinde Mor renkli Marker ile belirlenip gösterilmiştir.

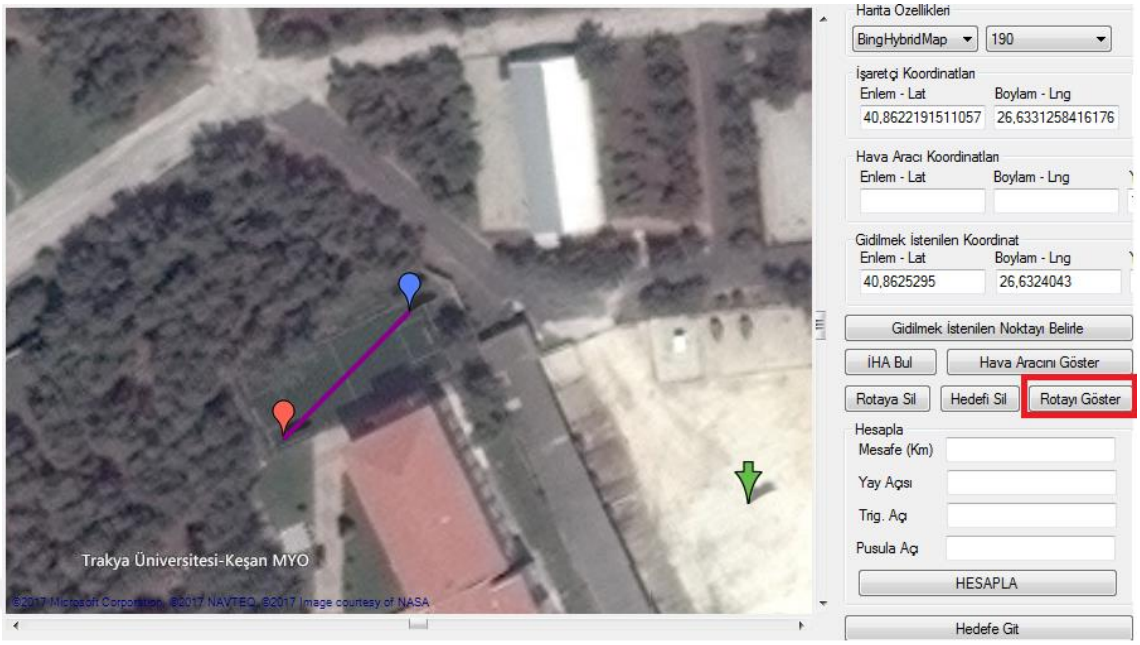


Şekil 6.5 Hedef Koordinat Mavi Renkli Maker



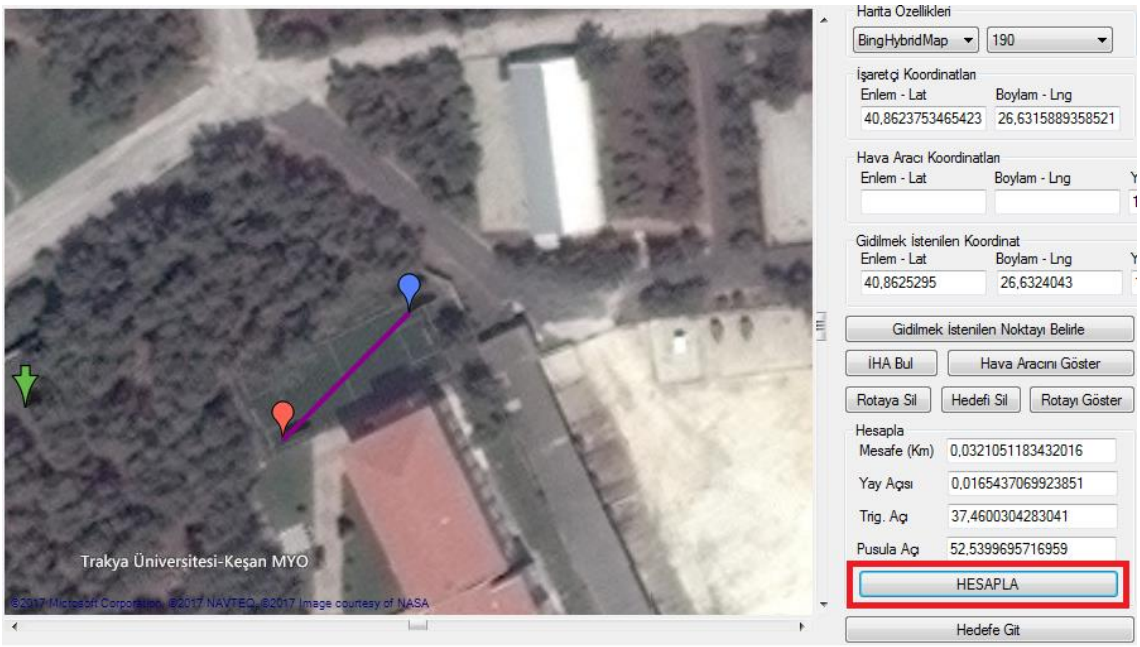
Şekil 6.6 TextBox'a Koordinat Verisi Girme Mor Renkli Maker

Hedef koordinat harita üzerine tıklanarak veya TextBox'a elle yazılarak belirlendikten sonra Şekil 6.7'deki "Rotayı Göster" butonuna basıldıktan sonra hava aracının başlangıç koordinatı ile hedef koordinatı arasına Şekil 6.7'deki gibi bir Mor renkli bir rota çizgisi çizilmiştir.

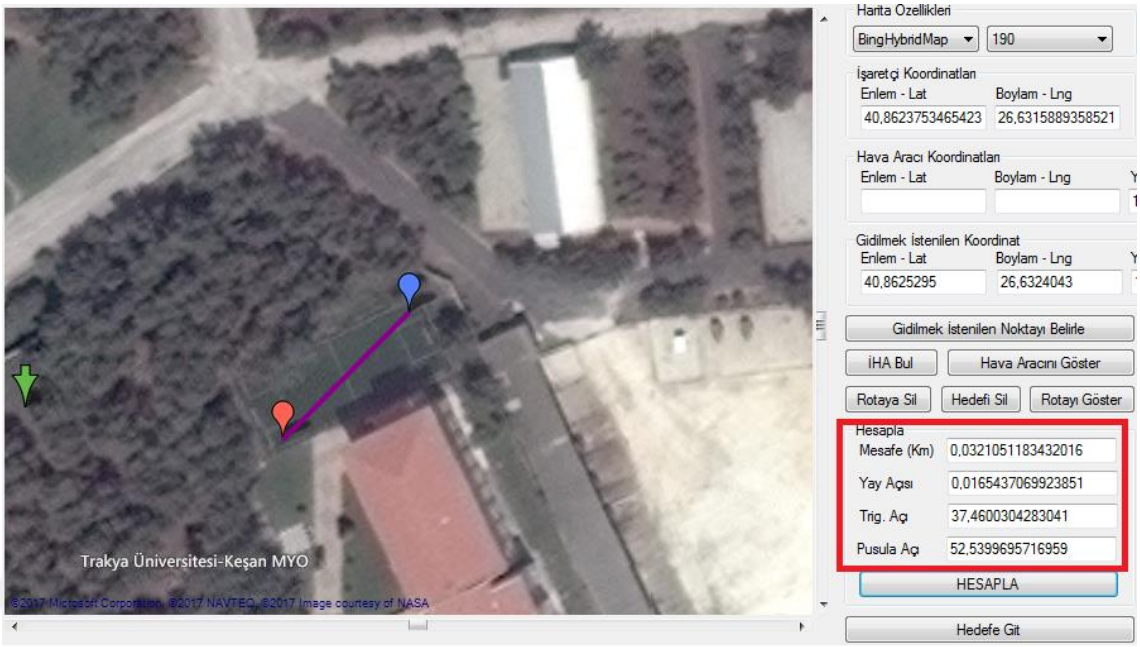


Şekil 6.7 "Rotayı Göster" Butonu

Rota belirleme işleminden sonra Şekil 6.8'deki "HESAPLA" butonuna basıldığında Hava aracının başlangıç ve hedef koordinatları arasındaki uzaklık, yay açısı ve rotanın trigonometrik ve pusula açıları hesaplanarak Şekil 6.9'da görüldüğü gibi ilgili TextBox'lara yazılmıştır.



Şekil 6.8 "HESAPLA" Butonu

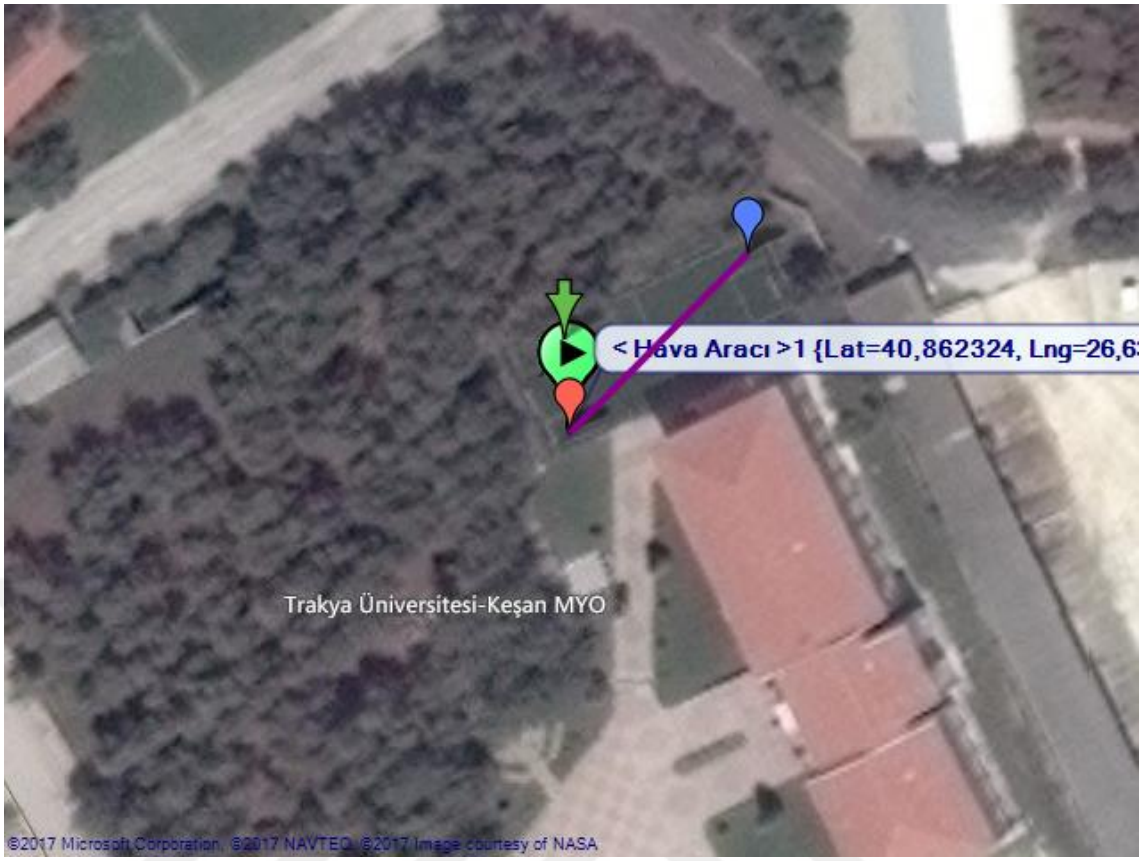


Şekil 6.9 Hesaplanan Rota Verileri

Şekil 6.10'daki Gaz-Throttle değeri ayarlandıktan sonra "Hedefe Git" butonuna basıldığında Hava Aracı istenilen yüksekliği ulaşmış, Rota verilerinden Pusula açısıyla Hava aracının açısı arasındaki fark kadar yönelme açısı yaparak yunuslama açısıyla hedefe doğru gidilmiştir. Hava aracı hedef koordinata ulaştığında hava aracı gaz değerini azaltarak inişe geçilmiştir



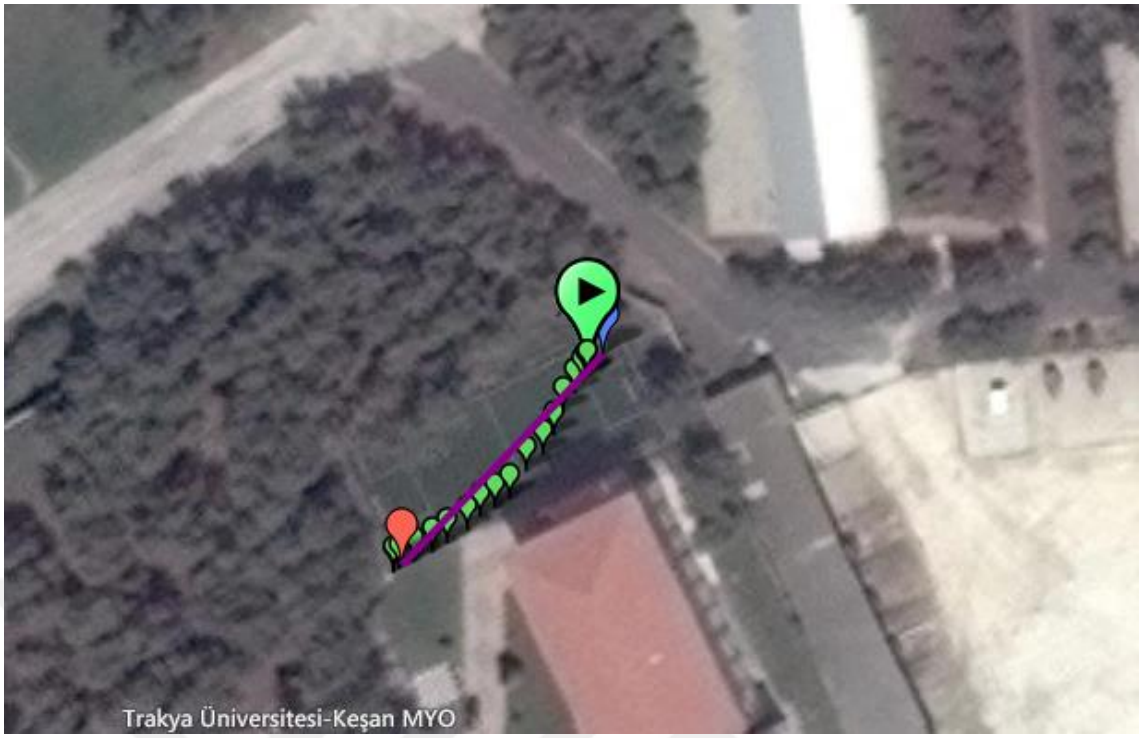
Şekil 6.10 Gaz-Throttle Değerinin Ayarlanması ve "Hedefe Git" Butonu



Şekil 6.11 Rota Üzerinde Hava Aracının Anlık Konumu



Şekil 6.12 Rota Üzerinde Hava Aracının Anlık Konumu ve İzi



Şekil 6.13 Rota Üzerinde Hava Aracının Hedefe Ulaşması



Şekil 6.14 Rota Üzerinde Hava Aracının Hedefe Ulaşması Video Ekran Görüntüsü

Sistem iç ortamda sınırlı uçuş testlerinde sorunsuz çalışmış ve Şekil 6.13 ve 14'de görüldüğü gibi dış ortamda uzaktan gönderilen hedef koordinata ulaşabilmiştir. Ancak hava muhalefeti ve kısıtlı testler nedeniyle hava aracının dış ortamdaki uçuş testleri tam anlamıyla tamamlanamamış olmasına rağmen hedef koordinata ulaşma görevi yerine getirilmiştir.

Yapılan literatür taramasında insansız hava araçları konusundaki benzer tez çalışmalarında hava araçlarının bir, iki veya üç serbestlik dereceli test düzenekleri üzerinde test edilmiştir. Bu tez çalışmasında ise hava aracı bir test düzeneğinden bağımsız olarak gerçek zaman ve hava şartlarında test edilmiş bir çalışma olmuştur. Burada uçuş testleri bir benzetim programındaki stabil laboratuvar şartları yerine gerçek zamanlı olarak gerçek hava şartlarında test edilmiştir. Bu nedenle gerçek zamanlı test sonuçları ile benzetim ortamındaki test sonuçlarının aynı olmaması beklenen bir sonuçtur. Bu tez çalışması test imkânları arttırılarak sabit bir hedefe gerçek zamanlı olarak gidilmesi istenilen gelecekteki çalışmalara ve araştırmacılara yol gösterebilecek bir çalışma olmuştur.

KAYNAKLAR

[1] Makina, B. ***Bayraktar İnsansız Hava Aracı***. 01.10.2016]; Available from: http://baykarmakina.com/wp-content/uploads/2015/01/taktik1.jpg.

[2] Arox. ***Dikey Kalkış İniş Yapabilen İnsansız Hava Aracı***. 01.10.2016]; Available from: http://www.arox.net/drone/merlisDrone6.html.

[3] Microsoft. ***Microsoft Visual Studio Visual Basic***. 01.10.2016]; Available from: https://msdn.microsoft.com/tr-tr/library/hh334523(v=vs.120).aspx.

[4] GMap.NET. ***GMap.NET - Great Maps for Windows Forms & Presentation***. 01.10.2016]; Available from: https://greatmaps.codeplex.com/.

[5] ***What is a DLL?*** 1.10.2016]; Available from: https://support.microsoft.com/en-us/kb/815065.

[6] Schaffer(EOSBandi), A. ***MultiWii is a general purpose free open source project to control flying RC models.*** 01.01.2016]; Available from: http://www.multiwii.com/wiki/index.php?title=Main_Page.

[7] ***Chinesee Top***. 01.10.2016]; Available from: http://www.aerospaceweb.org/design/helicopter/history.shtml.

[8] DaVinci, L. ***Aerial Screw***. 01.10.2016]; Available from: http://www.helistart.com/HeliHistoryFirstIdeas.aspx.

[9] Lomonosov, M. ***Mihail Lomonosov 'un Helikopteri***. 01.10.2016]; Available from: http://ram-home.com/ram-old/lomonosov-h1.html.

[10] Bienvenu, L. ***Launoy & Bienvenu 'ın Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/launoy_bienvenu.php.

[11] Cayley, G., ***George Cayley 'ın Antik Taşıma Aracı***.

[12] Phillips, H. ***Horatio Phillips 'ın Çok Tabakalı Kanat Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: http://www.fiddlersgreen.net/models/aircraft/Phillips-Multiplane.html.

[13] d'Amécourt, P. ***Ponton d'Amécourt 'un Helikopteri***. 01.10.2016]; Available from: https://www.wired.com/2007/12/gallery-helicopter/.

[14] Cornu, P. ***Paul Cornu 'nun Helikopteri***. 01.10.2016]; Available from: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/cornu.php.

[15] Kardeşler, B. ***Bréguet Kardeşlerin Gyroplane Tasarımı*** 01.10.2016]; Available from: https://oldmachinepress.com/2015/03/28/dorand-gyroplane-g-20-g-ii/.

[16] Sikorsky, I. ***Dünyanın İlk Helikopteri***. 01.10.2016]; Available from: http://connecticuthistory.org/worlds-first-helicopter-today-in-history/.

[17] Leishman, J.G., ***Principles of helicopter aerodynamics, 2000***. Cambridge Aerospace Series.

[18] Ellehammer. ***Ellehammer Ortak Eksenli Çift Pervaneli Helikopter Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: http://denstoredanske.dk/It,_teknik_og_naturvidenskab/Teknologi/Teknologiske_institutter_og_foreninger/Danmarks_Tekniske_Museum.

[19] Karman. ***Karman Ortak Eksen Rotorlu Helikopter Tasarımı*** 01.10.2016]; Available from: https://oldmachinepress.com/2012/09/24/petroczy-karman-zurovec-pkz-2-helicopter/.

[20] Berliner. ***Berliner 'lerin Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: https://www.wired.com/2010/06/0616berliner-helicopter-prototype/.
[21] Brennan. ***Brennan 'ın Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: https://oldmachinepress.com/2015/01/08/brennan-helicopter/.
[22] Pescara, R. ***Raul Pescara 'nın Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/pescara.php.
[23] Baumhauer. ***Baumhauer İlk Kuyruk Rotorlu Helikopter Tasarımı***. 01.10.2016]; Available from: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/baumhauer.php.
[24] Kurtoğlu, S., ***Dört Pervaneli Uçuş Aracı Deney Düzeneği Donanım ve Kontrol Algoritmalarının Tasarımı***. 2009, Gebze Yüksek Teknolojileri Enstitüsü Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Gebze.
[25] Efe, M.Ö., et al., ***Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Anatomisi***.
[26] Kırlı, A., ***İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzeneği Ve Denetleyici Tasarımı***. 2010, Fen Bilimleri Enstitüsü.
[27] TURGUT, M.N., ***Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Modellenmesi Ve Simülasyonu***. 2011, Yıldız Teknik Üniversitesi.
[28] Altın, C., ***Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Yükseklik Ve Konum Kontrolü***. 2013, Bozok Üniversitesi.
[29] Bayrakçeken, M.K., ***Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü***. 2013, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi.
[30] AKTAŞ, E., ***İnsansız Hava Araçlarının Gerçeklenmesi Ve Modellenmesi***. 2013, Dokuz Eylül Üniversitesi.
[31] SARİBAŞ, H., ***Dört Rotorlu Bir İnsansız Hava Aracının Kesir Dereceli Denetleyici İle Kontrolü***. 2015, Anadolu Üniversitesi.
[32] SAAD SHAIKH, M., ***Quadrocopter Fuzzy Flight Controller***. 2011.
[33] Altug, E., ***Vision based control of unmanned aerial vehicles with applications to an autonomous four-rotor helicopter, quadrotor***. 2003.
[34] Hanford, S.D., L.N. Long, and J.F. Horn, ***A small semi-autonomous rotary-wing unmanned air vehicle (UAV)***. AIAA2005-7077, 2005.
[35] ÇAMLICA, F.B., ***Demonstration of a stabilized hovering platform for undergraduate laboratory***. 2004, MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY.
[36] Pounds, P., et al. ***Design of a four-rotor aerial robot***. in *Proceedings of the 2002 Australasian Conference on Robotics and Automation (ACRA 2002)*. 2002. Australian Robotics & Automation Association.
[37] Nice, E.B., ***Design of a four rotor hovering vehicle***. 2004, Cornell University.
[38] Bouabdallah, S., P. Murrieri, and R. Siegwart. ***Design and control of an indoor micro quadrotor***. in *Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004 IEEE International Conference on*. 2004. IEEE.
[39] Kim, T.S., K. Stol, and V. Kecman, *Control of 3 DOF quadrotor model*, in ***Robot Motion and Control 2007***. 2007, Springer. p. 29-38.
[40] Tayebi, A. and S. McGilvray, ***Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft***. IEEE Transactions on control systems technology, 2006. 14(3): p. 562-571.
[41] ***Helikopter***. 1.10.2016]; Available from: https://tr.wikipedia.org/wiki/Helikopter.

[42] Garcia, P.C., R. Lozano, and A.E. Dzul, ***Modelling and control of mini-flying machines***. 2006: Springer Science & Business Media.
[43] ***Coaxial rotors***. 1.10.2016]; Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Coaxial_rotors.
[44] ***Bell/Boeing-Vertol V-22 "Osprey"***. 1.10.2016]; Available from: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bvertol_osprey.php.
[45] ***Multirotor***. 1.10.2016]; Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Multirotor.
[46] Moussid, M., A. Sayouti, and H. Medromi, ***Dynamic Modeling and Control of a HexaRotor using Linear and Nonlinear Methods***. International Journal of Applied Information Systems, 2015. 9(5).
[47] ***Tarot FY680 Frame***. 01.10.2016]; Available from: http://www.tarot-rc.com/index.php?main_page=product_info&products_id=195.
[48] ***Karbon Fiber Malzeme***. 10.10.2016]; Available from: https://tr.wikipedia.org/wiki/Karbon_fiber.
[49] Brown, W. ***Brushless DC Motor Control Made Easy.*** 1.10.2016]; Available from: http://ww1.microchip.com/downloads/en/appnotes/00857a.pdf.
[50] Yedamale, P. ***Brushless DC (BLDC) Motor Fundamentals.*** . 1.10.2016]; Available from: http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/00885a.pdf.
[51] Johnson, P.K. ***Model Aircraft Propellers***. 1.10.2016]; Available from: http://www.airfieldmodels.com/information_source/model_aircraft_engines/propellers.htm.
[52] InvenSense, I. ***MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification***. 1.10.2016]; Available from: https://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf.
[53] ***A Guide To using IMU (Accelerometer and Gyroscope Devices) in Embedded Applications.*** 1.10.2016]; Available from: http://www.starlino.com/imu_guide.html.
[54] ***Accelerometer, Gyroscope, IMU nedir?*** 1.10.2016]; Available from: http://www.barissamanci.net/Makale/26/accelerometer-gyroscope-imu-nedir/.
[55] Inc., H.I. ***3-Axis Digital Compass IC HMC5883L***. 1.10.2016]; Available from: https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochures-documents/HMC5883L_3-Axis_Digital_Compass_IC.pdf.
[56] Switzerland, M. ***MS5611-01BA01 Variometer Module***. 1.10.2016]; Available from: http://www.daedalus.ei.tum.de/attachments/article/61/MS5611-01BA01.pdf.
[57] ***Altimetre***. 1.10.2016]; Available from: https://tr.wikipedia.org/wiki/Altimetre.
[58] ***HC-SR04 Ultrasonic Sensor***. 1.10.2016]; Available from: http://www.micropik.com/PDF/HCSR04.pdf.
[59] ***GPS***. 1.10.2016]; Available from: https://tr.wikipedia.org/wiki/GPS.
[60] ***u-blox 6 GPS Modules***. 1.10.2016]; Available from: https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6_DataSheet_(GPS.G6-HW-09005).pdf.
[61] ***3DR Video/OSD System Kit***. [cited 1.10.2016; Available from: https://3dr.com/support/articles/207681073/3dr_videoosd_system_kit/.

[62] ***Lithium polymer battery***. 1.10.2016]; Available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_polymer_battery.
[63] ***3DR Radio Telemetry***. 1.10.2016]; Available from: https://3dr.com/wp-content/uploads/2013/10/3DR-Radio-V2-doc1.pdf.
[64] ***Atmel ATmega2560 Datasheet***. 1.10.2016]; Available from: http://www.atmel.com/Images/Atmel-2549-8-bit-AVR-Microcontroller-ATmega640-1280-1281-2560-2561_datasheet.pdf.
[65] ***Crius All In One Pro Flight Controller***. 1.10.2016]; Available from: http://rctimer.com/download/Crius_AIOP_Manual_MWC.pdf.
[66] ***Radiolink AT9 Remote Control Datasheet***. 1.10.2016]; Available from: http://www.radiolink.com.cn/doce/product-detail-89.html.
[67] ***EOSBandi***. 1.10.2016]; Available from: http://eosbandi.com/en/.
[68] Åström, K.J. and T. Hägglund, ***Advanced PID control***. 2006: ISA-The Instrumentation, Systems and Automation Society.
[69] Bouabdallah, S. and R. Siegwart, *Design and control of a miniature quadrotor*, in ***Advances in unmanned aerial vehicles***. 2007, Springer. p. 171-210.
[70] Golnaraghi, F. and B. Kuo, ***Automatic control systems***. Complex Variables, 2010. 2: p. 1-1.
[71] Yüksel, İ., ***Otomatik kontrol***. 2009: Nobel Yayın Dağıtım.
[72] Valério, D. and J.S. da Costa, ***Tuning of fractional PID controllers with Ziegler–Nichols-type rules***. Signal Processing, 2006. 86(10): p. 2771-2784.
[73] Meshram, P. and R.G. Kanojiya. ***Tuning of PID controller using Ziegler-Nichols method for speed control of DC motor***. in *Advances in Engineering, Science and Management (ICAESM), 2012 International Conference on*. 2012. IEEE.
[74] Bouabdallah, S. and R. Siegwart. ***Full control of a quadrotor***. in *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. 2007. IEEE.
[75] ***MultiWii 2.0 Stick Configuration Mode 2***. 1.10.2016]; Available from: http://www.xxl-modellbau.de/abbildungen/quadcopter/flugsteuerung/multiwii/MultiWii-Stick-Configuration.pdf.

ÖZGEÇMİŞ

Özcan ÇETİNKAYA 1982 yılında babasının mesleği gereği Kars'ta doğdu. İlkokul ve Ortaokul'u Babaeski'de, Liseyi Kırklareli Teknik Lisesinde okul birincisi derecesiyle tamamladı. 2000 yılında girdiği Marmara Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Elektrik Eğitimi bölümünden 2004 yılında mezun oldu. 2009 yılında Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans Eğitimini tamamladı ve yine aynı yıl Trakya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalında Doktora eğitimine başladı. 2006–2008 yılları arasında Tem Mobilya San. ve Tic. A.Ş. Babaeski Fabrikasında Elektrik-Makina Bakım ve Onarım Şefi olarak çalıştı. 2008 yılından beri Trakya Üniversitesi Keşan Meslek Yüksekokulunda Müdür Yardımcısı Öğretim Görevlisi olarak çalışmaktadır. Evli ve bir kız çocuğu babasıdır.

TEZ İLE İLGİLİ BİLİMSEL FAALİYETLER

1. ÇETİNKAYA Ö., KUŞÇU H., “LOW COST LOCATION LOGGER SYSTEM DESIGN FOR VEHICLES”, International Scientific Conference UNITECH'2014 Gabrovo, Proceedings Volume-I, ISSN 1313-230X, pp.I-210...I-213, 21-22 November, Bulgaria