



**BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ**

**Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Bilgisayar Mühendisliği Anabilim Dalı**

**DÖRT ROTORLU DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA  
ARACI TEST DÜZENEĞİ GELİŞTİRİLMESİ**

**İrfan ÖKTEN**

**Yüksek Lisans Tezi**

**Tez Danışmanı**

**Doç. Dr. Metin KESLER**

**BİLECİK, 2016**

**Ref.No: 10116513**



**BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ**

**Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Bilgisayar Mühendisliği Anabilim Dalı**

**DÖRT ROTORLU DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA  
ARACI TEST DÜZENEĞİ GELİŞTİRİLMESİ**

**İrfan ÖKTEN**

**Yüksek Lisans Tezi**

**Tez Danışmanı**

**Doç. Dr. Metin KESLER**

**BİLECİK, 2016**



**BILECIK SEYH EDEBALI UNIVERSITY**  
**Graduate School of Science**  
**Department of Computer Engineering**

**DEVELOPMENT OF TEST MECHANISM FOR  
ROTARY WING UNMANNED AIR VEHICLE WITH  
FOUR ROTORS**

**İrfan ÖKTEN**  
**Master's Thesis**

**Thesis Advisor**  
**Doç. Dr. Metin KESLER**

**BİLECİK, 2016**



## BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ

### FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

#### YÜKSEK LİSANS JÜRİ ONAY FORMU

Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun ..... tarih ve ..... sayılı kararıyla oluşturulan jüri tarafından 30/06/2016 tarihinde tez savunma sınavı yapılan İrfan ÖKTEN'in "DÖRT ROTORLU DÖNER KANAT İNSANSIZ HAVA ARACI TEST DÜZENEĞİ GELİŞTİRİLMESİ" başlıklı tez çalışması Bilgisayar Mühendisliği Anabilim Dalında YÜKSEK LİSANS tezi olarak oy birliği/ oy çokluğu ile kabul edilmiştir.

#### JÜRİ

ÜYE (TEZ DANIŞMANI) : Doç. Dr. Metin KESLER

ÜYE : Doç. Dr. Uğur YÜZGEÇ

ÜYE : Yrd. Doç. Dr. Mehmet UÇAR

BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI BAŞKANI:

Doç. Dr. Cihan KARAKUZU

#### ONAY

Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunun .... / .... / ..... tarih ve ..... / ..... sayılı kararı.

İMZA/ MÜHÜR

## TEŐEKKÜR

Çalışmalarım boyunca yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren danışmanım Doç. Dr. Metin KESLER'e, tavsiyeleri ve rehberliği sayesinde çalışmalarımı kolaylaştıran ve bir hocadan çok bana bir arkadaş gibi yaklaşan Doç. Dr. Uğur YÜZGEÇ'e, tez çalışmalarım süresince bana tecrübeleriyle yön veren Arş. Gör. Hakan ÜÇGÜN'e teőekkürlerimi bir borç bilirim. Test düzeneği iskeletin yapımında gerek bilgileri ve tecrübeleriyle gerekse pratik önerilerini yardımlarını hiç esirgemeyen Öğr. Gör. Talat TÜRKYILMAZ ve Öğr. Gör. Ali Rıza GÜN'e teőekkürlerimi arz ederim. Ayrıca çalışma arkadaşlarıma, manevi destekleriyle beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan aileme ve yoğun çalışmalarım yüzünden fazla zaman ayıramama rağmen sabır gösteren sözlüme canı gönülden teőekkür ederim.

## ÖZET

Son yıllarda İnsansız Hava Aracı (İHA) platformlarına olan talep gün geçtikçe artmakta ve özellikle askeri alanda kullanımı stratejik bir teknoloji haline gelmektedir. İHA'lar üzerinde insan olmadan uçabilme özelliğine sahip, otonom olarak görev yapabilen ya da uzaktan kumanda aracılığıyla kontrol edilebilen hava araçlarıdır. İHA'lar araştırma geliştirme, arama kurtarma, iletişim ve haberleşme, havadan fotoğraf ve video alımı, sınır güvenliği, trafik kontrolü, orman yangınlarını önleme, zehirli kimyasal gazların bulunduğu ortamlarda çalışma, kaçak avlanmayı önleme, doğal kaynakların araştırılması ve çıkarılması, ilaçlama, arkeoloji ve benzeri pek çok alanda kullanılmaktadır. Dört rotorlu döner kanat tipli İHA'lar fırçasız DC motorları, elektronik hız denetleyicileri, çeşitli sensörleri (basınç, gyro, pusula, gps, ultrasonik, vb.), pervaneleri, güç sistemi, kamera ve iletişim sistemleri gibi donanımsal birimleri içermektedir. İHA'nın uçuş denetim parametrelerinin iyi bir şekilde ayarlanamaması uçuş sırasında istenmeyen kazalara neden olmaktadır. Kullanılan donanımsal birimlerin ücretlerinin yüksek olması ve elde edilmesinin uzun sürmesi sebebiyle bu tip hava araçlarında denetleyicinin parametre ayarlarının doğru yapılması büyük önem arz etmektedir. Bu çalışma kapsamında, çok rotorlu döner kanat insansız hava araçları için kontrol algoritmalarının ve uçuş denetim parametrelerinin test edilebileceği bir düzenek tasarımı sunulmaktadır. Bu test düzeneği sayesinde çok rotorlu İHA'lar için üç eksen kontrollü uçuş düzenekleri hazırlanıp, uçuş denetim parametrelerinin ayarlarının yapılması hedeflenmektedir. Oluşturulacak düzenekler ile İHA sisteminin x, y ve z eksenlerindeki denetimi ve otonom uçuş senaryoları gerçekleştirilebilecektir.

**Anahtar sözcükler:** İHA, Test düzeneği, Çok rotorlu döner kanat

## ABSTRACT

In recent years, UAV (Unmanned Aerial Vehicle) are increasing to use day by day, particularly in the military field use is becoming a strategic technology. UAVs is had the ability on the fly without human and both can function as autonomous aircraft that can be controlled via remote control. UAVs are used in many fields like as research and development, search and rescue, communications and networking, photos and videos intake air, border security, traffic control, prevention of forest fires, working in the presence of the toxic chemical gas, poaching prevention, investigation and extraction of natural resources, spraying, archeology and etc. The four-rotor rotary wing-type UAVs can include brushless DC motor, electronic speed controller, various sensors (pressure, gyro, compass, GPS, ultrasonic, etc.), propeller, power system, hardware units such as cameras and communication systems. If UAV flight control parameters isn't adequately set up, it can be cause unwanted accidents. Making the correct parameter settings for the controller, last long in this type of aircraft to be achieved and the high cost of the hardware units used are of great importance. In this study, four-rotor rotary wing unmanned aerial vehicles can be tested for control algorithms and flight control parameters are offered a mechanism design. Due to this test system, four-rotor UAV is prepared for three-axis flight control and is planned to do flight controls. UAV system devices to be created with the x, y and z axis and autonomic control in flight scenario will be realized.

**Keywords:** UAV; Test mechanism; Multi-rotor rotary wing

## İÇİNDEKİLER

Sayfa No

### JÜRİ ONAY SAYFASI

### TEŞEKKÜRLER

**ÖZET**..... **I**

**ABSTRACT**.....**II**

**ŞEKİLLER DİZİNİ** ..... **V**

**SİMGELER VE KISALTMALAR** ..... **VIII**

**1. GİRİŞ** ..... **1**

1.1 Döner Kanat İHA Tarihçesi.....2

1.2 Eski Döner Kanat İHA Tasarımları.....3

1.2.1 Brequet Richet hava aracı ..... 3

1.2.2 De Bothezat hava aracı.....4

1.2.3 Oemnichen hava aracı .....5

1.2.4 Convertawings Model A .....6

1.2.5 Curtis – Wright VZ-7 .....7

1.3 Günümüzde Yaygın Kullanılan Döner Kanat İHA'lar .....7

1.4 Literatür Özeti .....9

**2. DÖRT ROTORLU DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI**.....**15**

2.1 Dört Rotorlu Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracının Tanımı ..... 15

2.2 Dört Rotorlu Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracında Kullanılan Malzemeler ..... 16

2.2.1 Fırçasız motor..... 17

2.2.2 ESC ..... 19

2.2.3 Pervaneler.....20

2.2.4 Kontrol kartı .....21

2.2.5 Batarya (Li-Po).....21

2.2.6 Ultrasonik sensör.....23

2.2.7 Kumanda (alıcı-verici) .....25

2.2.7.1 Hitec Aurora 9 verici üzerindeki tuşlar.....	25
2.2.7.2 Dijital trim butonları.....	25
2.2.7.1 Dokunmatik ekran göstergeleri.....	26
2.2.8 Sensörler.....	27
2.2.9 Kablosuz haberleşme modülü (Xbee).....	28
2.3 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanıtımı.....	33
2.3.1 Yalpalama (roll) hareketi .....	34
2.3.2 Yunuslama (pitch) hareketi .....	34
2.3.3 Dönme (yaw) hareketi.....	35
2.4 Dört Rotorlu Döner Kanatlının Matematik Modeli .....	35
<b>3. TEST DÜZENEĞİNİN GELİŞTİRİLMESİ.....</b>	<b>39</b>
3.1 Test Düzeneği İçin Jiroskop Modeli .....	39
3.2 Test Düzeneği Bilgisayar Çizimleri .....	41
3.3 İHA Test Düzeneğinin Gerçekleştirilmesi.....	44
<b>4. İHA İLE BİLGİSAYAR İLETİŞİM ARAYÜZ PROGRAMININ GELİŞTİRİLMESİ.....</b>	<b>49</b>
<b>5. TEST DÜZENEĞİ İLE GERÇEKLEŞTİRİLEN UYGULAMA SONUÇLARI 53</b>	
5.1 Yunuslama (Pitch) Testleri .....	53
5.2 Yalpalama (Roll) Testleri.....	57
5.3 Dönme (Yaw) Testleri.....	61
<b>6. SONUÇ.....</b>	<b>63</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>65</b>
<b>EKLER</b>	

## ŞEKİLLER DİZİNİ

### Sayfa No

Şekil 1.1. Breguet-Ricket Gyroplane No.1 fotoğrafı. ....	4
Şekil 1.2. De Bolhezat helikopterin çizimleri. ....	4
Şekil 1.3. Oemnichen helikopterin fotoğrafı. ....	6
Şekil 1.4. Convertawings havada çekilmiş fotoğrafı. ....	6
Şekil 1.5. Curtis – Wright VZ – 7 havada çekilmiş fotoğrafı. ....	7
Şekil 1.6. Parrot AR. Drone prototipi. ....	8
Şekil 1.7. Bell Boeing QuadTiltRotor. ....	9
Şekil 1.8. AermaticaSpa Anteos. ....	9
Şekil 1.9. Aeroquad 32 ....	9
Şekil 1.10. Solidworks çizimi (a). Gerçeklenmiş yapı (b). ....	10
Şekil 1.11. Deney düzeneği. ....	11
Şekil 1.12. Dört rotorlu İHA'nın kontrol deney düzeneği. ....	12
Şekil 1.13. Quadrotor tek eksen kontrol düzeneği. ....	12
Şekil 1.14. İHA tek eksen kontrol düzeneği. ....	13
Şekil 1.15. Zürih'te kullanılan test düzeneği. ....	13
Şekil 1.16. İHA test düzeneği. ....	14
Şekil 1.17. Bilkopter mevcut test düzeneği. ....	14
Şekil 2.1. Helikopterlerde kullanılan “cyclic” kontrol pozisyonları. ....	15
Şekil 2.2. Çalışma kapsamında kullanılan dört rotorlu İHA. ....	16
Şekil 2.3. Fırçasız DC motorun montajı. ....	18
Şekil 2.4. ESC'lerin motora ve kontrol kartına bağlantısı. ....	19
Şekil 2.5. Kullanılan pervaneler (a). Uçuş sırasında kırılan pervaneler (b). ....	20
Şekil 2.6. Kontrol kartı (AeroQuad 32 Versiyon 2). ....	21
Şekil 2.7. Li-Po piller (a). Li-Po pillerin bağlantısı (b). ....	23
Şekil 2.8. Ultrasonik sensörün yaydığı ve cisimden yansıyan dalgalar. ....	23
Şekil 2.9. Maxbotik IV-EZ0 ultrasonik sensörü. ....	24
Şekil 2.10. Ultrasonik sensörün kontrolcü kartına bağlantı pinleri. ....	24
Şekil 2.11. Hitec Aurora 9 trim butonları. ....	25
Şekil 2.12. Hitec Aurora 9 menüsü. ....	26

<b>Şekil 2.13.</b> Yıldız topolojisi. ....	29
<b>Şekil 2.14.</b> Xbee kiti. ....	29
<b>Şekil 2.15.</b> X-CTU açılış sayfası. ....	30
<b>Şekil 2.16.</b> Xbee kablosuz haberleşme modülünün ayarlanması. ....	31
<b>Şekil 2.17.</b> Xbee IMU'ya montajı. ....	32
<b>Şekil 2.18.</b> Arayüz bağlantısı. ....	32
<b>Şekil 2.19.</b> AeroQuad configurator arayüzü. ....	33
<b>Şekil 2.20.</b> Dört rotorlu döner kanat motor dönüş yönleri. ....	33
<b>Şekil 2.21.</b> Sağ yalpalama (roll) hareketi (a). Sol yalpalama (roll) hareketi (b). ....	34
<b>Şekil 2.22.</b> Ön yunuslama (pitch) hareketi (a). Arka yunuslama (pitch) hareketi (b). ....	34
<b>Şekil 2.23.</b> Saat yönünün tersi dönme (yaw) hareketi (a). Saat yönünde dönme (yaw) hareketi (b). ....	35
<b>Şekil 2.24.</b> Dört rotorlu dönerkanat eksen ve kuvvetleri. ....	35
<b>Şekil 3.1.</b> Jiroskop örneği. ....	39
<b>Şekil 3.2.</b> Yunuslama (pitch), yalpalama (roll) ve dönme (yaw) hareketleri. ....	40
<b>Şekil 3.3.</b> Önerilen İHA test düzeneğinin SolidWorks çizimi. ....	41
<b>Şekil 3.4.</b> İHA test düzeneği iç çember çizimi. ....	42
<b>Şekil 3.5.</b> İHA test düzeneği montaj parçaları. ....	42
<b>Şekil 3.6.</b> İHA test düzeneğinin dış çerçevesi. ....	42
<b>Şekil 3.7.</b> İHA test düzeneğinin Solidworks görüntüsü. ....	43
<b>Şekil 3.8.</b> İHA test düzeneğinin ölçüleri. ....	43
<b>Şekil 3.9.</b> Test düzeneğinin gerçekleştirilmiş hali. ....	44
<b>Şekil 3.10.</b> İHA test düzeneğinin ayak uzunluğu. ....	45
<b>Şekil 3.11.</b> Çemberlerin bağlantı noktası. ....	45
<b>Şekil 3.12.</b> İHA'nın takla atmasını engellemek için takılan ağırlık ve montaj yeri. ....	46
<b>Şekil 3.13.</b> İrtifa hareketi için makara sisteminin çizimi. ....	46
<b>Şekil 3.14.</b> Test düzeneğine eklenen makara sistemi. ....	47
<b>Şekil 3.15.</b> Test düzeneğinin çeşitli açılardan görünümü. ....	48
<b>Şekil 4.1.</b> Arayüz bağlantı adımları. ....	49
<b>Şekil 4.2.</b> Bilkopter arayüzü ile alınan jiroskop sensör verileri. ....	50
<b>Şekil 4.3.</b> Bilkopter arayüzü ile alınan ivme sensör verileri. ....	50
<b>Şekil 4.4.</b> Bilkopter arayüzü ile alınan kumanda verileri. ....	51

<b>Şekil 4.5.</b> Bilkopter arayüzü ile motor değerlerinin alınıp gönderilmesi.....	51
<b>Şekil 4.6.</b> Bilkopter arayüzü ile PID katsayılarının değiştirilmesi.....	52
<b>Şekil 5.1.</b> İHA test düzeneği ile gerçekleştirilen test blok şeması. ....	53
<b>Şekil 5.2.</b> Dört rotorlu döner kanat yunuslama (pitch) test sonucu. ....	54
<b>Şekil 5.3.</b> Dört rotorlu İHA'nın yunuslama hareketi ve test sonucu.....	54
<b>Şekil 5.4.</b> Yunuslama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	55
<b>Şekil 5.5.</b> Yunuslama 2. test sonucu (a), Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	56
<b>Şekil 5.6.</b> Yunuslama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	57
<b>Şekil 5.7.</b> Yalpalama (Roll) test sonucu.....	58
<b>Şekil 5.8.</b> Dört rotorlu İHA'nın yalpalama hareketi ve test sonucu.....	58
<b>Şekil 5.9.</b> Yalpalama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	59
<b>Şekil 5.10.</b> Yalpalama 2. test sonucu (a). Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	60
<b>Şekil 5.11.</b> Yalpalama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b) (KP=5.50, Ki=0.50, KD=1.50). ....	61
<b>Şekil 5.12.</b> Dönme (Yaw) test sonucu. ....	62
<b>Şekil 5.13.</b> Dört rotorlu İHA'nın dönme hareketi ve test sonucu. ....	62

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

$w$	: Açısal Hız
$A$	: Akım
$B$	: Atalet Çevre değeri
$I$	: Atalet Momenti
$d$	: Döner Kanadın Ana Merkezinden Motorlara Uzaklığı
$A$	: Döner Kanadın Gövde Sabit değeri
$R_z(\psi)$	: Dönme Dönüşümü
$m$	: Kütle
$v$	: Lineer Hız
$F_1, F_2, F_3, F_4$	: Motorların Kaldırma Kuvveti
$c_Q$	: Pervane Boyutlarına Bağlı Dönme Faktörü
$c_T$	: Pervane Boyutlarına Bağlı İtke Faktörü
$J_m$	: Rotorun Ataleti
$F$	: Toplam Kuvvet
$\tau$	: Toplam Tork
$V$	: Voltaj
$\Phi$	: Yalpalama Açı Değeri
$R_x(\phi)$	: Yalpalama Dönüşümü
$\Psi$	: Yönelme Açı Değeri
$\Theta$	: Yunuslama Açı Değeri
$R_y(\theta)$	: Yunuslama Dönüşümü
$W$	: Watt

### Kısaltmalar

BD	: Baud Rate
$K_v$	: Devir Katsayısı
ESC	: Electronic Speed Controller : Elektronik Hız Kontrolcüsü
IMU	: Inertial Measurement Unit : Atalet Ölçüm Birimi
İHA	: İnsansız Hava Aracı

LiPo	: Lityum-Polimer
PID	: Proportional-Integral-Derivative : Oransal-İntegral-Türevsel
RPM	: Revolution Per Minute : Dakikadaki Devir Sayısı
Kt	: Tork Katsayısı
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle : İnsansız Hava Aracı
VTOL	: Vertical Take-Off and Landing : Dikey iniş ve kalkış

## 1. GİRİŞ

Son yıllarda robotlara olan ilgi giderek artmakta olup, bu cihazların kullanımı, insan hayatını oldukça kolaylaştırmaktadır. Endüstriyel kullanım alanlarında tehlikeli ve zorlu işlerde insan yerine genellikle robotlar kullanılmaktadır. Günümüzün popüler araçlarından olan insansız hava araçları (drone) da bu kapsamda değerlendirilmektedir. Üç eksenle hareketi elde edebilmek için balon yapılar, sabit kanatlı uçaklar, tek rotorlu helikopterler, kuş benzeri konfigürasyonlar kullanılmaktadır. Bu yapıların avantajları olduğu gibi birçok dezavantajları da mevcuttur. Fakat döner kanat yapısının dikey iniş kalkış yapabilme, havada askıda kalabilme ve düşük hızda uçuş yapabilme, küçük boyutları ve daha iyi manevra kabiliyeti olması nedeniyle rakiplerine göre birçok avantajları vardır. Farklı rotorlu döner kanatlar günümüzde daha çok askeri amaçlarla kullanılmaktadır. Askeri amaçların dışında farklı amaçlar nedeniyle de insansız hava araçlarına yatırımlar yapılmaktadır. Bunların başında iletişim hatları denetiminde, sınır devriyelerinde, arama-kurtarma faaliyetlerinde, petrol ve doğalgaz aramalarında, yangın izlemede, topoğrafya ve tarımda kullanımı gelmektedir.

Dört rotorlu döner kanat İHA çapraz şekilde yerleştirilmiş uçlarında bulunan dört adet motorla hareketi sağlanan bir insansız hava aracıdır. Bir dört rotorlu döner kanat İHA önde, arkada, sağda ve solda olmak üzere dört tane motora sahiptir ve bu motorlara enerji verilmesiyle motorlara bağlı bulunan pervaneler hareket ederek dönme eksenleri doğrultusunda kaldırma kuvvetleri oluşturur. Önde ve arkada bulunan pervaneler saatin tersi yönünde dönerken, solda ve sağda bulunan pervaneler saat yönünde dönerler. Pervanelerin hepsi eşit hızlarla döndüğünde İHA merkezindeki toplam tork dengelenir, böylece kendi ekseni etrafındaki dönme açısı olan yönelme açısı sabit kalır (Erginer, 2007 a). Sağ ve sol pervanelerin hızları birbirinden farklı olduğu durumda kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşur ve yalpalama açısı değişir. Aynı şekilde ön ve arka pervanelerin hızlarının birbirinden farklı olduğu durumda da yunuslama açısı değişir. Bütün pervanelerin hızlarının aynı oranda değiştirilmesiyle de döner kanat İHA z-ekseni doğrultusunda hareket eder. Aynı yönde hareket eden pervanelerin hızlarının, diğer yönde dönen iki pervanelerin hızlarına göre değiştirilmesi ise döner kanat İHA'nın kendi ekseni etrafında dönmesini sağlar (Erginer, 2007 b).

İHA'lar ana frame ek olarak motorlar, elektronik hız denetleyicileri, sensörler (barometre, ivmeölçer, jiroskop, magnometre, GPS, ultrasonik, vb.), pervaneler, güç sistemi, kamera ve iletişim sistemleri gibi İHA'lar için gerekli olan donanımsal birimleri içermektedirler. Uçuş parametrelerinin iyi bir şekilde ayarlanmadığı durumlarda uçuş sırasında istenmeyen kazalar meydana gelebilmektedir. Kullanılan donanımsal birimlerin ücretlerinin yüksek olması ve elde edilmesinin uzun sürmesi sebebiyle İHA kullanımında denetleyici ve parametre ayarlarının doğru yapılması gerekmektedir. Bu tez çalışması kapsamında, öncelikle dört rotorlu insansız hava araçları için kontrol algoritmalarının ve uçuş parametrelerinin test edilebileceği bir düzenek tasarlanacaktır. Bu test düzeneği sayesinde farklı rotor sayısındaki İHA'lar için üç eksen kontrollü uçuş test ve senaryoları hazırlanıp, uçuş kontrolleri yapılacaktır. Oluşturulacak düzenekler ile İHA sisteminin x, y ve z eksenlerindeki kontrolleri ve otonom uçuş senaryoları gerçekleştirilecektir (Üçgün, vd., 2016).

### **1.1 Döner Kanat İHA Tarihçesi**

İnsansız hava araçları, uçuş sırasında pilot taşımayan, uzaktan kontrolle ya da kendi taşıdıkları denetleyicilerle kontrol edilebilen uçan robotlar olarak tanımlanabilir (Baran, vd., 2008). İHA'lar pek çok farklı amaç için kullanılabilir. Kullanım amacına yönelik olarak farklı İHA modelleri ortaya çıkmıştır. Farklı modellerin ortaya çıkmasında en önemli etkenler maliyet ve kullanım amacına yönelik gereksinimlerdir.

Taylor (1977), insansız hava araçları konusunda yapılmış olan ilk çalışma 1916 yılında A. M. Low tarafından yapıldığından bahseder. 1935'e gelindiğinde ise Reginald Deny ilk uzaktan kumandalı İHA modelini geliştirmiştir. 1951 yılında Teledyne Ryan firması tarafından jet motoru bulunan ilk model geliştirilmiştir. 1955 yılında ise Beechcraft firması ABD deniz kuvvetleri için "Model 1001" isimli prototipi üretmiştir. 1960 yılına kadar üretilen modeller, modern İHA tanımına tam olarak uymamakta olup, uzaktan kumandalı uçak olmaktan daha öteye gidememişlerdir. 80'li ve 90'lı yıllarda yapılan çalışmalar, günümüzdeki kullanılan İHA'ların temelini oluşturmuş ve günümüzde İHA'lara olan rağbeti arttırmıştır. Yakın geçmişe kadar genellikle askeri amaçlar için kullanılan İHA'ların maliyetlerinin giderek düşmesi ve otonom kontrol sistemleri ile ilgili önemli gelişmeler kat edilmesi sonucunda sel, deprem, heyelan, orman yangınları gibi afetler sonucu oluşan olumsuz koşullarda arama kurtarma ve

hasar tespit çalışmalarının yapılması sinema, televizyon ve fotoğrafçılık sektörü, geniş alan ekimi alanlarının kısa sürede ilaçlanması, kaçak yapılaşmayla mücadele, sınır gözetleme gibi birçok farklı kullanım alanları ortaya çıkmıştır.

Bu bölümde tarihte yer edinmiş ve kayıtlara geçmiş ilk İHA tasarımları ve yapıları, bilim adamlarının çalışmaları ve uçuş denemeleri derlenerek açıklanmıştır.

## **1.2 Eski Döner Kanat İHA Tasarımları**

Dört rotorlu hava araçları 20.yy'ın başlarından günümüze kadar ilgi odağı olmuştur. Bu zaman süresince döner kanatlı araçlar insanlı ve insansız olarak tasarlanmışlardır. Erken dönemde gerek kontrol teknolojisi gerekse elektronik bilimi gelişmediğinden insansız bir hava aracı düşüncesi ortaya çıkamamıştır. Elektronik ve kontrol teknolojisindeki gelişmelerden sonra birçok cihaz gibi döner kanatlı hava araçlarının boyutları da giderek küçülmüştür.

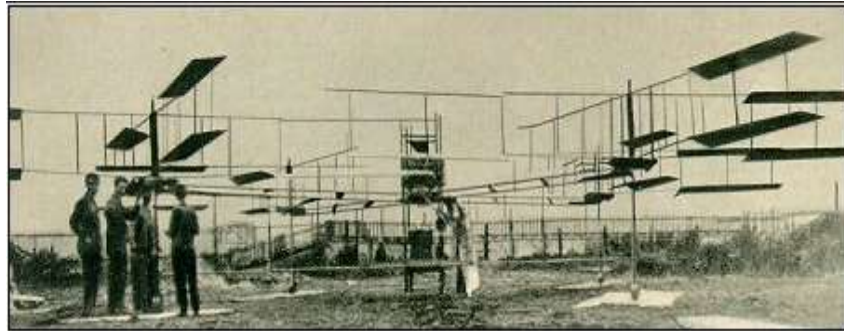
### **1.2.1 Brequet Richet hava aracı**

20. yy'ın başlarında bir bilim adamı ve akademisyen olan Charles Richet, küçük insansız bir helikopter yaptı. Bu insansız araç başarılı olmamasına rağmen, Richet'in öğrencilerinden biri olan ve daha sonra havacılık tarihinin öncü insanlarından biri olacak olan Louis Breguet'e esin kaynağı olmuştur. Aviastar'a (2016 a) göre, Louis ve Jacques Breguet kardeşler, Profesör Richet rehberliğinde helikopter deneylerine başlamışlardır.

Breguet kardeşler ilk insan taşıyan helikopteri yaptılar. Bir dört rotorlu hava aracı Breguet-Richet Gyroplane No.1 olarak bilinmektedir. Helikopterin tasarımında denge sorunu göz önünde bulundurulmuştu; fakat ana amacı kendisini ve taşıdığı pilotu kendi kuvvetiyle yerden havalandırabilmektir.

Breguet-Richet hava aracı dört adet uzun kirişten meydana gelmiştir. Çapraz olarak yerleştirilen bu yatay kirişler çelik borudan yapılmıştı ve kaynak yapılarak sabitlenmişti. Her rotor dört adet hafif, kumaş kaplı çift yönlü kanatlardan oluşmaktaydı. Rotorlar kirişlerin uçlarına yerleştirilmişti. Karşılıklı pervaneler bir yöne dönerken diğer ikisi ters yöne dönmekteydi, böylece hava aracı üzerindeki tork

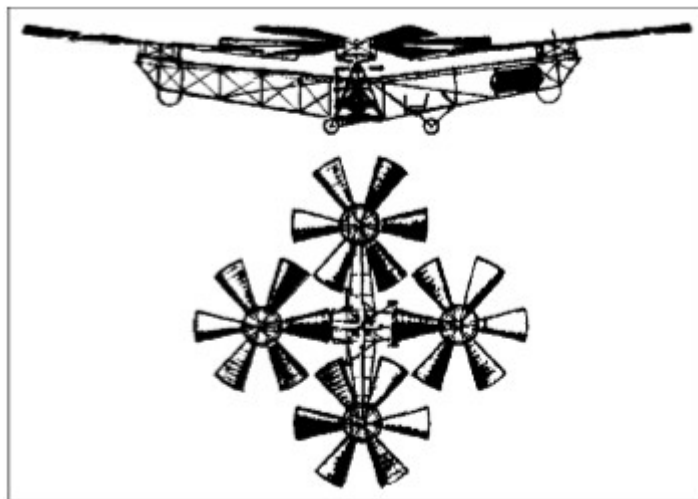
tepkisi iptal edilebilmekteydi. Pilot, yapının merkezinde, 8-silindirli içten yanmalı bir motorun altında oturmaktaydı. Motor 40 hp civarı bir güce sahip olup, rotorları basit bir kayış kasnak mekanizmasıyla sürmekteydi (Aviastar, 2016 a). Şekil 1.1’de Breguet-Ricket Gyroplane hava aracı gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Breguet-Ricket Gyroplane No.1 fotoğrafı (Aviastar, 2016 a).

### 1.2.2 De Bothezat hava aracı

Ocak 1921’de, ABD ordusu hava kuvvetleri dikey uçabilen bir araç geliştirmeleri için Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome ile bir sözleşme imzalamışlardı. Şekil 1.2’de üstten ve yandan çizimi görünen Bothezat hava aracı, 1678 kg ağırlığında olan çapraz şeklindeki yapısı, her biri 9 metrelik kolların ucuna yerleştirilmiş olan 8.1 metre uzunluğundaki altı kanatlı dört adet rotordan oluşmaktaydı (Vikipedi, 2016 a).



Şekil 1.2. De Bolhezat helikopterin çizimleri (Vikipedi, 2016 a).

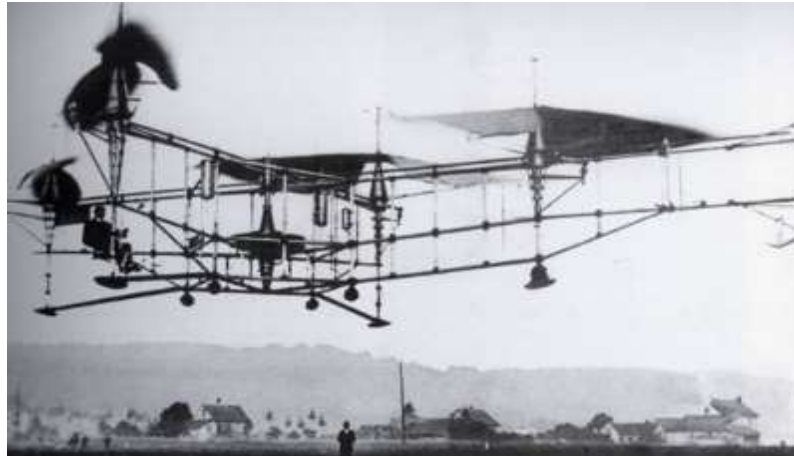
Yanal kolların sonlarında değişken açılı iki adet küçük pervane itmeyi ve sapma açısını kontrol etmek için kullanılmaktaydı. Küçük bir kaldırma rotoru da ek olarak

hava aracı iskeletinin birleşme noktasında olan 180 hp'lik Le Rhone radyal motorun üstüne yerleştirilmişti ancak daha sonra gereksiz olduğu için kaldırıldı. Her pervanenin kontrol edilebilen eğilme açıları vardı, bu sayede pervaneler değişik itme kuvveti oluşturmakta ve aracın hareketi sağlanmaktaydı.

Hava aracı kalkışta 1700 kg'dı ve ilk uçuşunu Ekim 1922'de yaptı. Motoru daha sonra 220 hp'lik bir motora yükseltti. 1923'ün sonuna kadar üç tane yolcunun hava aracına oturtularak yaptığı yaklaşık 100 deneme uçuşu yapılmıştı. Yapılan denemelere göre aracın yerden 100 m yükselmesi gerekirken, en fazla 5 m yükselebilmışti.

### **1.2.3 Oemnichien hava aracı**

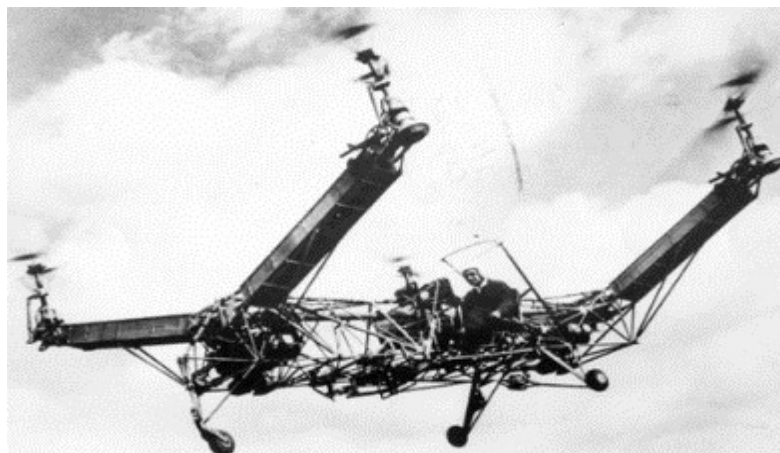
Bryan'a (2016) göre Etienne Oemnichien, döner kanatlı deneylerine 1920'de başlamışti ve altı tane farklı VTOL (Vertical Take-Off and Landing) araç tasarlamışti. En çok bilinen hava aracı, Oemnichien No.2 olarak bilinen döner kanatlıydı. Bu döner kanatlıda 4 rotor ve 8 adet pervane vardı ve bunların hepsi, ilk uçuşu tarih olan 11 Kasım 1922'de tek bir 120 hp'lik döner motorla sürdürülmüşti. Daha sonra bu motor 180hp'lik başka bir motorla değiştirilmişti. Oemnichien No.2 dört kolunun ucunda 2 kanatlı pervaneler bulunan çapraz şeklinde çelik tüplerden oluşan bir iskelete sahipti. Kanatların açıları eğilerek değiştirilebiliyordu. Yatay düzlemde dönen beş adet pervane döner kanadı yanal olarak dengelemek için kullanılmışti, burun kısmına takılmış olan başka bir pervane de döner kanadı yönlendirmek için dümen vazifesi görmüşti, geriye kalan iki adet pervane de ileri hareket için itme görevini üstlenmişti. Şekil 1.3'de Oemnichien No.2'nin dört ana pervanesi ve 8 küçük pervanesinin yerleşimi gösterilmiştir.



**Şekil 1.3.** Oemnichen helikopterin fotoğrafı (Bryan, 2016).

#### 1.2.4 Convertawings Model A

Convertawings 1922’de Oemnichen tarafından denenilen ve 1923’de ABD ordusu için tasarlanıp uçurulan Bothezat’ın hava araçları dört pervane kavramını incelendi. Convertawings’in bu yapı üzerindeki geliştirmeye yönelik çalışmalarının sonucu olarak 1955’de ilk örneği başarılı bir şekilde uçurmuştu (Aviastar, 2016 b).



**Şekil 1.4.** Convertawings havada çekilmiş fotoğrafı (Aviastar, 2016 b).

Bu hava aracın dört adet pervanesi ana iskeletin yanlarından uzanan birer kolun ucuna yerleştirildi. Kontrol mekanizması basitleştirildi ve kontrol rotorların itme kuvvetlerinin değiştirilmesiyle sağlanmıştır. Güç, iki adet motor tarafından sağlanmıştı ve çoklu v-kayış ile rotor sistemine aktarılmıştı. Şaft düzeni ve güç aktarımı 4 rotorun birbirine olan bağlantılarıyla temin edilebilmiş ve böylece her iki motor da bütün rotorları sürebildi. Şekil 1.4’de iki adet arkada bir adet önde olmak üzere döner kanatın 3 adet tekerleği vardı ve öndeki tekerlek sağa sola dönebiliyordu. Dört rotorlu döner

kanat ilk olarak Mart 1956'da uçuruldu. Başarılı denemelere ve geliştirmelere rağmen savunma harcamalarındaki kısıtlamalardan dolayı döner kanada olan askeri bütçe durduruldu. Ancak, tasarımı ve özellikle kontrol sistemi, kendisinden sonra gelecek olan VTOL araçlarının habercisi olmuştur.

### 1.2.5 Curtis – Wright VZ-7

Curtis – Wright VZ-7 ordunun taşıma gereksinimlerinden dolayı oluşan “uçan cip” isteğiyle bir VTOL görev aracı olarak geliştirilmiştir. VZ-7 dört rotorlu döner kanat basit bir tasarımın ürünü olmuştur. Şekil 1.5’de dört pervanenin kare bir kalıba yerleştirilmiş olduğu dikdörtgen bir iskelete sahip olmuştur. Merkez iskelet yapısı, pilotun koltuğunu, uçuş kontrollerini, yakıt ve yağ tanklarını ve aracın tek türbin motorunu taşımaktaydı. Dört rotorlu döner kanatlıının kontrol sistemi basitti; ilerleme hareketleri her bir pervanenin itme kuvvetleri ayarlanarak kontrol edilmişti, yönelme açısı ise motor egzozunun üstüne yerleştirilen hareket edebilen kanatlarla sağlanmıştı. Döner kanatlıının kalkış ve ileri hareketi sağlanmıştı ve denge sorunu çözülmüştü (Vikipedi, 2016 b).



Şekil 1.5. Curtiss – Wright VZ – 7 havada çekilmiş fotoğrafı (Vikipedi, 2016 b).

### 1.3 Günümüzde Yaygın Kullanılan Döner Kanat İHA’lar

İnsansız Hava Araçları son yıllarda birçok yerde yoğun olarak kullanılmaktadır. Hava araçlarındaki manevra kabiliyetine ve havada sabit kalma özelliğine olan ihtiyaç günümüzdeki İHA araştırmalarına sebep olmuştur. Dört motorlu tasarım, hem basit hem de güvenilir ve manevra kabiliyetinin yüksek olmasına olanak sağlamaktadır. Son teknoloji araştırma çalışmaları İHA’ların çoklu-araç iletişimi, çevre araştırmaları ve manevra kabiliyeti için geliştirmeleri uygulanabilir hale getirmektedir. Eğer bu gelişen

teknoloji birleşebilirse, İHA'lar başka araçlar tarafından yapılması mümkün olmayan gelişmiş otonom görevleri gerçekleştirebilecektir.

- Bell Boeing QuadTiltRotor sabit dört rotorlu döner kanadı tiltrotolarla birleştirerek C130 boyunda bir yapı ile ileriye götürmektedir. Şekil 1.7'de Bell Boeing QuadTiltRotor gösterilmiştir.
- AermaticaSpa'dan Anteos ilk resmi izinli sivil hava sahasında uçabilen döner kanatlı RPA(uzaktan kontrol edilen hava aracı) olup, ileride ayrılmamış hava sahasında uçuş yapabilecek ilk hava aracıdır. Şekil 1.8'de bu döner kanatlı İHA gösterilmiştir.
- AeroQuad ve ArduCopter açık kaynaklı donanıma ve yazılıma sahip, Arduino ve STM tabanlı DIY döner kanat İHA projesidir. Şekil 1.9'de bu döner kanatlı İHA'lar dan AeroQuad gösterilmiştir.
- ParrotAR.Drone üstünde Parrot SA tarafından üretilmiş kameraları olan küçük RC bir insansız hava aracıdır. Akıllı telefon veya tabletlerle kontrol edilmek için tasarlanmıştır. Şekil 1.6'de bu döner kanatlı İHA gösterilmiştir.



Şekil 1.6. Parrot AR. Drone prototipi (BlackApple, 2016).



Şekil 1.7. Bell Boeing QuadTiltRotor (Aviastar, 2016 c).



Şekil 1.8. Aermatica Spa Anteos (Aermatica, 2016).



Şekil 1.9. Aeroquad 32 (Aeroquad, 2016).

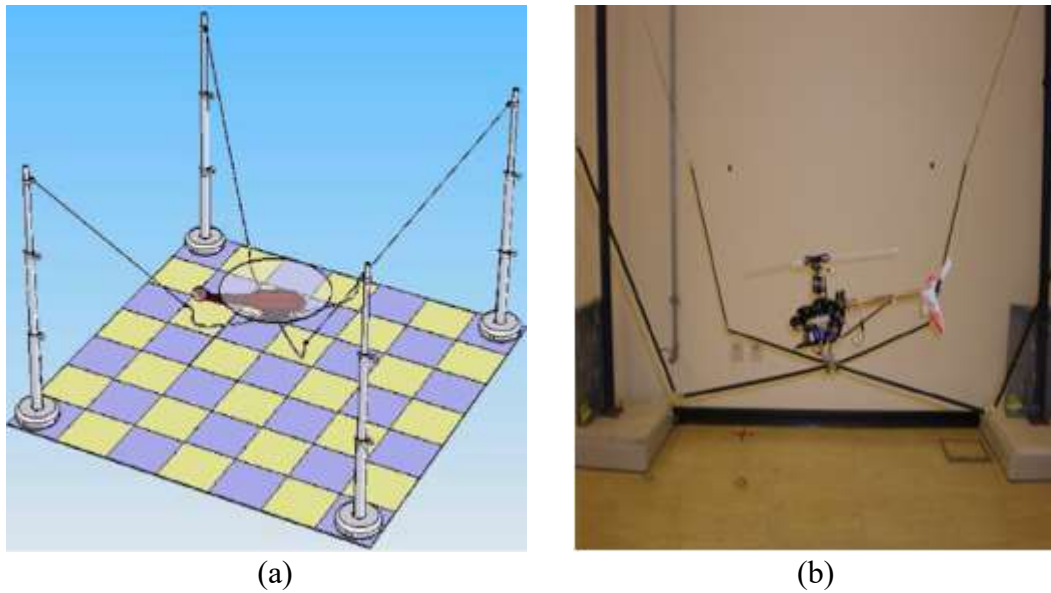
#### 1.4 Literatür Özeti

Dört rotorlu döner kanatlı İHA, dört rotorlu bir insansız hava aracıdır. Bu tür cihazlarda birden fazla motorun kontrol edilmesi, sensör verilerinin hata payı, açılış parametrelerinin yüksek doğruluklu olarak hesaplanması, hava koşulları gibi kontrolü

zorlaştıran birtakım etkenler bulunmaktadır. Dolayısıyla bir dört rotorlu İHA'nın otonom olarak çalıştırılabilmesi için bazı testlerden geçmesi gerekmektedir. Hem gerekli parametrelerin sorunsuzca ayarlanabilmesi hem de cihazın geliştirme aşamasında yapılan testler sırasında meydana gelebilecek olası hasar ve güvenlik problemlerini aşmak ve geliştirme süresini azaltmak için çeşitli test düzenekleri hazırlanmaktadır (Fernando, vd., 2013; Jaehong, vd., 2005; Bouabdallah, vd., 2005; 2007).

Literatürde farklı test düzenekleri ile gerçekleştirilmiş olan birçok örnek çalışma bulunmaktadır. Bunlardan bazıları aşağıda verilmektedir;

1. Sabancı Üniversitesi tarafından bir İHA için kontrol algoritmalarının test edilebileceği bir düzeneğin tasarım ve üretimi yapılmıştır. Geliştirilen test düzeneğine ait fotoğraf ve bilgisayar çizimi Şekil 1.10a ve Şekil 1.10b'de gösterilmiştir (Baran, 2008).



**Şekil 1.10.** Solidworks çizimi (Baran, 2008) (a). Gerçeklenmiş yapı (Baran, 2008) (b).

Oluşturulan test düzeneği İHA'ya 6 serbestlik derecesi (3 pozisyon koordinatı ve 3 yönelim açısı) sağlayabilecek şekilde dört adet kolona takılı yüksek gergi mukavemetli misinalarla asılı duran bir platformun üzerinde dönebilen bilyeli bir mafsaldan oluşmaktadır.

2. YTÜ ve GYTE tarafından yapılmış olan test düzeneğinde, mekanik sistem, deneysel çalışmaya uygun, mekatronik sistem için gerekli altyapıya sahip, geliştirilebilir, hafif ve kararlı olacak bir yapıda tasarlanmıştır, test düzeneğinin hafif ve kararlı olması için mekanik yapı malzemesi olarak Alüminyum 6067 seçilmiştir. Deney düzeneğinde, yataklanmış olan sırasıyla 20 ve 30'ar cm'lik iki adet (teflon malzeme) içi boş boru, birbirine kardan kavramalı mafsallarla bağlanmıştır. Yere sabit ayaklar üzerine monte edilmiş yataklarda hareket eden teflon borular, dört rotorlu hava aracına sistemdeki diğer kardan kavramalı mafsallarla ve rulman üzerinden bağlanmıştır. Deney düzeneğinde farklı kontrol algoritmalarının uygulanabilmesi için sistemde serbestlik derecelerinin mekanik olarak kilitlenebilmesi sağlanmıştır, Şekil 1.11'deki sistemde sadece yükselme, sadece sapma ve sadece yunuslama/yalpalama kontrollerini yapabilmektedir (Ömürlü, 2011).



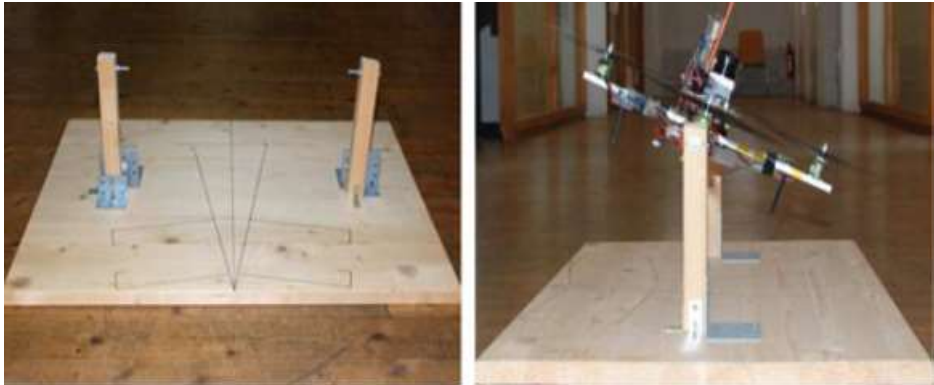
Şekil 1.11. Deney düzeneği (Ömürlü, 2011).

3. Hava Harp Okulu tarafından yapılmış olan kontrol düzeneğinde sadece yalpalama, yunuslama ve sapma hareketleri için yapay sinir ağları ile tasarlanan denetleyicinin PID (Proportional-Integral-Derivative) ile gerçek zamanlı karşılaştırılması gerçekleştirilmiştir (Albayrak ve Arısoy, 2013). Hava Harp Okulu tarafından yapılmış olan kontrol düzeneği Şekil 1.12'de gösterilmiştir.



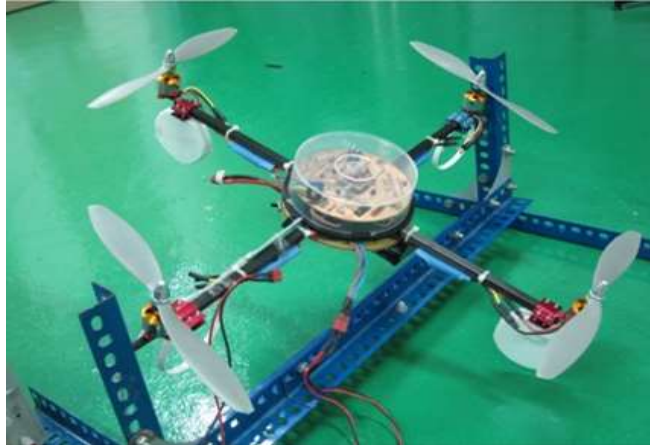
**Şekil 1.12.** Dört rotorlu İHA'nın kontrol deney düzeneği (Albayrak ve Arısoy, 2013).

4. Grzonka ve arkadaşlarının yaptıkları iç mekânlarda tam olarak otonom çalışan dört rotorlu İHA uygulaması için kullandıkları Şekil 1.13'deki test düzeneğiyle, eksenlerin koordinat düzlemi bilgileri ile döner kanat üzerinde bulunan IMU (inertial measurement unit) sensöründen gelen verilerle hesaplanan koordinat bilgilerini karşılaştırmaktadır (Grzonka, 2011).



**Şekil 1.13.** Quadrotor tek eksen kontrol düzeneği (Grzonka, 2011).

5. Azfar ve arkadaşlarının yaptıkları çalışmada, IMU sensörü kullanarak Şekil 1.14'de gösterilen kontrol düzeneğinde, tek eksen için İHA testlerini gerçekleştirilerek, uygulama için en uygun PID denetleyicisi tasarımı yapılmıştır.



**Şekil 1.14.** İHA tek eksen kontrol düzeneği (Azfar ve Hazry, 2011).

Şekil 1.15'de İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü tarafından Zürih' te kullanılan test düzeneği gösterilmiştir.



**Şekil 1.15.** Zürih'te kullanılan test düzeneği (Gerig, 2016).

Test düzeneği üzerinde duran İHA, yalpalama ve yunuslama manevralarını ve dönme doğrultusundaki hareketi gerekenden fazla kısıtlamaktadır. Şekil 1.16'da İHA kontrol testlerinde sıklıkla kullanılan bir diğer test düzeneği yapısı gösterilmiştir. Bu test düzeneği ise sabit yarıçaplı küresel bir çalışma alanı sağladığından x ve y eksenlerindeki hareketi z eksenine bağımlı hale getirmektedir (Baran, 2008). Üniversitemiz tarafından 2012 yıllarında başlanan İHA projesinde geliştirilen Bilkopter isimli prototip için mevcut kullanılan test düzeneği Şekil 1.17'de görülmektedir. Bu düzenek yükselme, yalpalama, yunuslama ve dönme hareketlerinde kontrol testleri için kullanılmaktadır. Mevcut test düzeneğinin dezavantajı tüm manevralardaki kısıtlamaların istenilenden fazla olmasıdır.



Şekil 1.16. İHA test düzeneği (Baran, 2008).



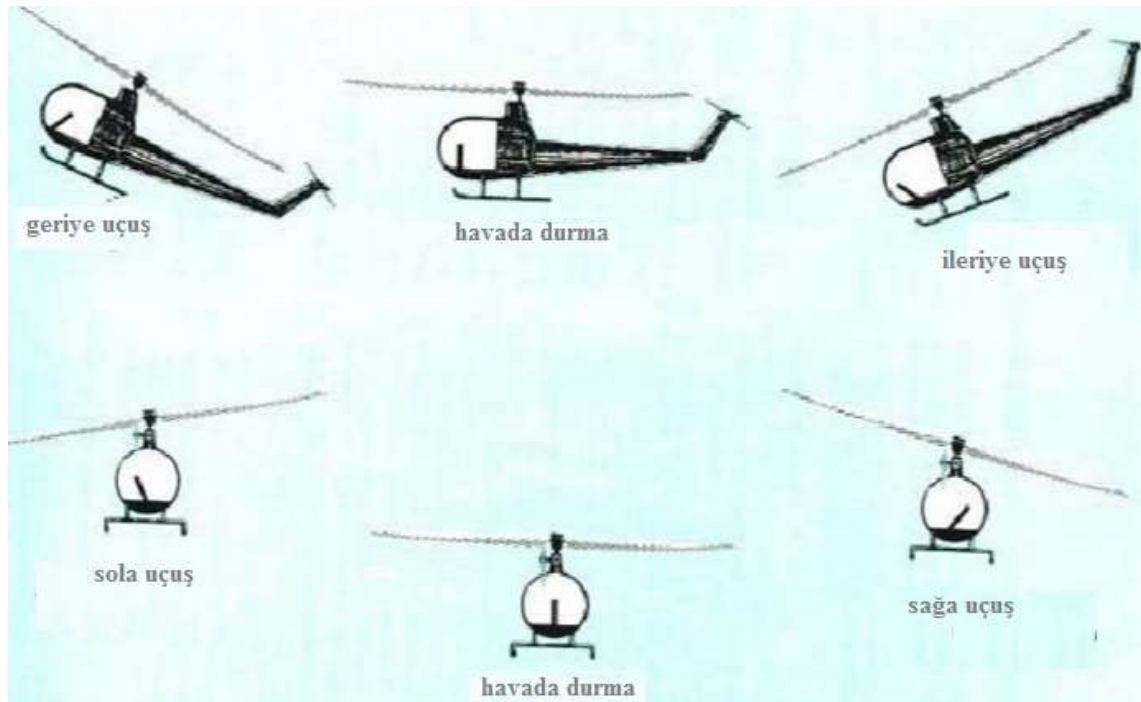
Şekil 1.17. Bilkopter mevcut test düzeneği.

## 2. DÖRT ROTORLU DÖNER KANATLI İNSANSIZ HAVA ARACI

### 2.1 Dört Rotorlu Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracının Tanımı

Aynı zamanda quadrotor helikopter, quadcopter, quadrocopter ve quadracopter isimleri verilen dört rotorlu döner kanatlı, dört motor tarafından kaldırılan ve yürütülen bir İHA'dır. Sabit kanatlı hava araçlarının aksine dört rotorlular kaldırma kuvvetini dönen kirislerden elde ettiği için rotorcraft sınıfına girmektedir. Dört rotorlu'ların aksine genellikle simetrik olarak yerleştirilmiş pervaneler kullanır. Bunlar birbirine uyumlu olarak ayarlanır ancak helikopterdeki gibi döngüsel (cyclic) değildir. Şekil 2.1'de bu döngüsel kontrol pozisyonları gösterilmiştir.

Cihazın kontrolü motorların dönüş hızını değiştirerek, yani tork yükünü ve itme/kaldırma karakteristiklerinde farklılık yaparak sağlar.



**Şekil 2.1.** Helikopterlerde kullanılan "cyclic" kontrol pozisyonları.

Dört rotorlu döner kanat İHA konfigürasyonları uçuş tarihinde sürekli görülen torka bağlı kontrol sorunlarını ve kuyruk motorundan kaynaklanan verim kaybını bertaraf etmek amacıyla ortaya çıkmıştır. 1920 ve 1930'larda insanlı uçuş için tasarımlar yapılmıştır. Bu araçlar havadan ağır olup dikey kalkış ve iniş yapabilen cihazların öncülerinden olmuştur. Ancak ilk örnekler düşük performanslı, arkasından

gelenler ise pilota düşen iş yükü, düşük kararlılık ve sınırlı kontrol imkânından dolayı kullanılmamıştır. Günümüzde dört rotorlu tasarımlar İHA olarak popülerleşmiştir. Küçük tasarımları ve manevra kabiliyeti sayesinde hem kapalı hem açık alanda uçurulabilirler.

İHA'ların boyut olarak benzer helikopterlere karşı bazı avantajları vardır. Birincisi, dört rotorluların pervane açısını değiştirmek için kullanılan mekanik bağlantılara ihtiyacı yoktur. Böylelikle tasarım ve bakımı basitleşir. İkincisi, dört motor kullanıldığı için motorların çapının küçük olması, dolayısıyla uçuş sırasında daha az kinetik enerjiye sahip olması ve böylelikle olası bir çarpışma halinde motorların daha az hasar almasıdır. Yapım ve kontrol kolaylığı sayesinde amatör model uçuş projelerinde İHA şaseleri sıklıkla kullanılmaktadır.

## 2.2 Dört Rotorlu Döner Kanatlı İnsansız Hava Aracında Kullanılan Malzemeler

Bu bölümde insansız hava aracının bileşenleri fiziksel olarak bir bütün haline getirilmesi anlatılmıştır. Dört rotorlu İHA'yı birleştirmek için AeroQuad Cyclone ARF Kiti içindeki parçalar kılavuzda belirtildiği gibi birleştirildi. Oluşturulan İnsansız Hava Aracı Şekil 2.2'de gösterilmiştir.



Şekil 2.2. Çalışma kapsamında kullanılan dört rotorlu İHA.

İnsansız hava aracın ana çerçevesi kurulduktan sonra aracın uçuşu için gerekli olan donanımlar eklenmiştir. Bu donanımların başlıcaları;

- ❖ Fırçasız Motor

- ❖ ESC (Electronic Speed Controller)
- ❖ Pervaneler
- ❖ AeroQuad 32 v2 Uçuş Kontrol Kartı
- ❖ Batarya
- ❖ Ultrasonik Sensor
- ❖ Kumanda (alıcı-verici)
- ❖ Sensörler
- ❖ Kablosuz Haberleşme Modülü (Xbee)

### 2.2.1 Fırçasız motor

Elektrik motorları elektriğin manyetik alan özelliğini kullanarak elektrik enerjisini mekanik enerjiye dönüştüren makinelerdir. Fırçasız motorlar fırça olmadan elektronik aksamlar içeren motorlardır. Bunların, fırçalı motorlardan farkı akım çeviricilerin fırça değil elektronik olmasıdır. Daha sessiz çalışmaları, fırçaların meydana getirdiği sürüklemenin ve ısıdan kaynaklanan kayıpların, fırçaların meydana getirdiği kıvılcımların olmaması, kolay soğutulabilmeleri fırçalı motorlara göre üstünlükleridir.

Fırçasız motorlar diğer DC motorlar gibi direk bataryaya bağlanarak çalıştırılmazlar. Böyle bir yanlışlığın yapılması motorun yanmasına neden olunur. Bu nedenle, fırçasız motorların çalıştırılabilmesi için ESC'lere ihtiyaç duyulur. Fırçasız motorlar inrunner ve outrunner olmak üzere ikiye ayrılır. Inrunner denilen motorlar, klasik rotoru motorun merkezinde olan sabit sargıları dış kısımda olan motorlardır. Yani motorun dış çeperi sabitken iç kısmı hareket etmektedir. Outrunner motorlarda ise motor sargıları motorun merkezinde ve sabitken, rotor, üzerinde mıknatısları da barındıracak şekilde motorun dış çeperi, dış kısmıdır. Yani motorun dış kısmı hareket ederken iç kısmı sabittir. Genellikle döner kanatlılarda kullanılan fırçasız motorlar outrunner tiptedir.

Motorların özelliklerini içeren bazı parametreler vardır. Bunlardan ilki V kısaltmasıyla anılan potansiyel farktır. Bu kısaltma gerilim değerini gösterir. Modelcilikte kullanılan motorlar üzerinde ya da özellik tablosunda genellikle voltaj değerleri LiPo (Lityum-Polimer) pil hücre sayısına göre verilir. İkinci parametre akım

değeridir. A kısaltmasıyla anılan amper bir noktadan birim sürede akan elektrik yük miktarını gösterir. Yani birim zamandaki yük miktarına akım denir. Bu parametreye göre ESC ve pil seçimi yapılır. Üçüncü parametre güç değeridir. W kısaltmasıyla anılan watt motorun pervaneyi çevirebilmesi için ihtiyaç duyacağı gücü ifade eder. Akım ve gerilimin çarpılmasıyla elde edilir.

Kv (Devir Katsayısı) değeri fırçasız elektrik motorları için geçerli olan devir katsayısını gösteren değerdir. Voltaja göre devir sayısının hesaplanmasını sağlar. Yani motorun 1V başına 1 dakikada çevireceği devir sayısını gösteren parametredir. Örneğin 12 V ile çalışan bir motorun Kv değeri 1000 ise bu motorun dakikadaki devir sayısı= $12 \times 1000 = 12000$  devir/dakika'dır. Genellikle dev/dakika yerine RPM (revolution per minute) kullanılır.

Diğer bir parametre Kt (Tork Katsayısı) değeri tork katsayısıdır. Bu değer bir motorun amper başına vereceği tork değerini ounce-inch cinsinden ifade eder. Örneğin 0,60 oz-inc/A Kt değerine sahip bir motor 10 A de 6 oz-inc tork verir. Kv değeri ile Kt değeri arasında ters orantı vardır. Kv değeri yüksek olan bir motorun amper başına vereceği tork değeri düşük olur. Bu sebepten yüksek Kv değerli motorlarda tork değerinin artırılması için küçük pervaneler ya da ek dişli sistemleri kullanılmalıdır (Göl, 2005).

Dört rotorlu döner kanat İHA'ya 4 adet motor Şekil 2.3 de gösterildiği gibi ana çerçevenin kollarının ucuna monte edildi.



**Şekil 2.3.** Fırçasız DC motorun montajı.

### 2.2.2 ESC

Tüm elektrikli RC modellerde kullanılmak zorunda olduğumuz ve motor hızlarını, dolayısıyla modelin hızını arttırmamıza yarayan ünedir. Fırçalı ve fırçasız olarak adlandırdığımız motor tiplerine göre çeşitli akım değerlerini verebilen farklı boyutlarda ESC'ler mevcuttur. ESC'ler pilden aldığı enerjiyi, alıcının gaz kanalından aldığı sinyal ile sürerek motora hareket verir. Fırçalı motorlar DC motorlar olup, iki uç ile ESC'den enerji alırlar. Bu sebeple fırçalı motor için kullanılan ESC'ler genel olarak daha basit yapıdadırlar. Pilden aldıkları iki girişleri ve motora gönderdikleri iki DC (doğru akım) çıkışları mevcuttur. Motor uçları ters bağlanırsa motor ters yöne döner. Bu yüzden arıza yapmazlar ancak ESC giriş uçları yanlış bağlanırsa ESC hasar görebilir.

Fırçasız motorlar, bilinen ve "Tri faze" olarak adlandırılan 3 fazlı motorlardır. Bu motorlarda kullanılan ESC'ler daha karışık olup, pilden aldığı DC gerilimi 3 kablo üzerinden AC (Alternatif akım) olarak motora gönderirler. Eğer motor ters yöne dönüyorsa, motora giden 3 kablonun herhangi iki ucunu değiştirerek motor dönüş yönü değiştirilir. ESC üzerinde farklı giriş voltajları belirtilmiştir. Örneğin 12V...18V arası gibi veya özellikle Li-Po piller için hücre adedi de yazılabilir. Örneğin 3...4 Cell gibi Li-po piller hücre gerilimi 3.7V olarak bilinirler ama 4.2V'a kadar dolarlar. Bu sebeple ESC'ler, üzerinde belirtilen değerlere göre seçilmeli ve bu değerler aşılmamalıdır (Sözmen, 2010).

Dört rotorlu insansız hava aracı için kullanılan ESC'ler Şekil 2.4'de ana çerçevenin kolu üzerine monte edildi ve ESC den çıkan 3 adet kablo, motorun istenilen dönme yönünü ayarlayacak şekilde bağlanıldılar.



Şekil 2.4. ESC'lerin motora ve kontrol kartına bağlantısı.

### 2.2.3 Pervaneler

Motor hızı/gücü, pervane boyutu ve hatvesi birbirine bağlantılı konulardır. Motorlar ikişerli takım halinde zıt yönlere dönerler bunun sebebi zıt tork oluşturup Z eksenini etrafındaki sürüklenmeyi önlemektir. Pervanelerde buna göre seçilir, yani 2 pervane sağa dönecek ve 2 pervane sola dönecek şekilde ayarlanmaktadır. Pervaneler CW&CCW olarak satılırlar.

Motorları ve pervaneleri saat yönünde ABCD diye adlandırılırsa

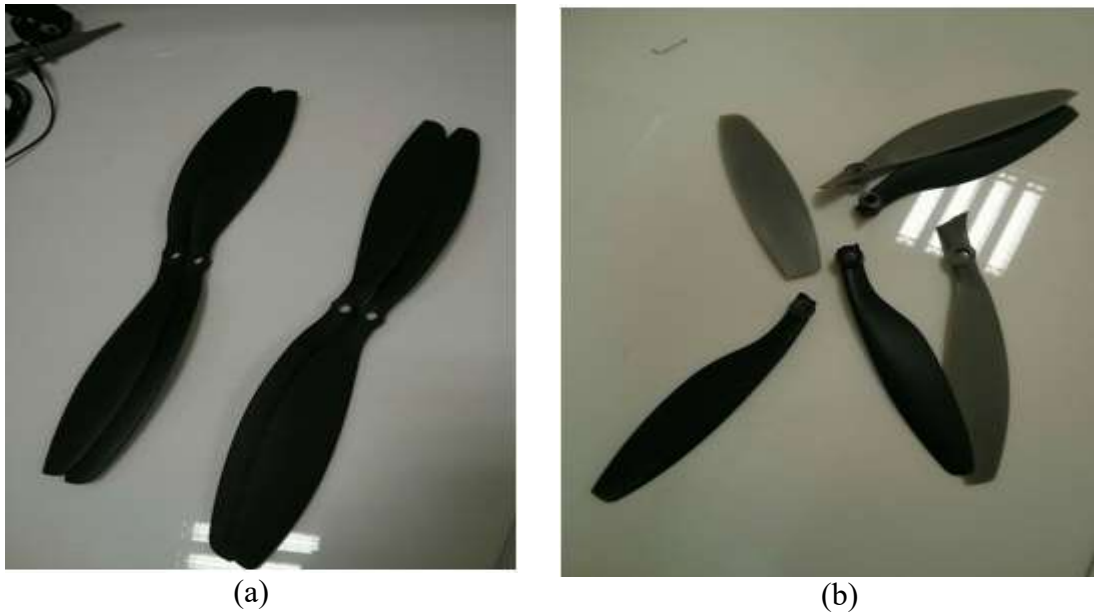
A: Saat Yönüne (CW)

B: Saat yönünün tersine (CCW)

C: Saat Yönüne (CW)

D: Saat yönünün tersine (CCW)

dönmektedir. Bu çalışmada kullanılan pervaneler aşağıdaki Şekil 2.5a'de gösterilmiştir. Şekil 2.5b'da ise uçuş sırasında duvara çarpmalardan ya da yere ters düşmelerden dolayı kırılan pervaneler gösterilmiştir.



Şekil 2.5. Kullanılan pervaneler (a). Uçuş sırasında kırılan pervaneler (b).

### 2.2.4 Kontrol kartı

Bu sistemdeki mikroişlemcinin görevi kumanda vericisi sinyallerinin ve sensörlerden gelen bilgilerin değerlendirilip istenen verileri ilgili motorlara göndererek hava aracının kullanıcının isteklerine göre kontrol edilmesini sağlamaktır. Mikroişlemci olarak açık kaynaklı olan AeroQuad32 v2 tipi bir kontrolcü seçilmiştir. Bu mikroişlemci 168 MHz hızında olup 32 bit ARM işlemciye sahip insansız hava aracını kontrol etmede yeteri hıza sahip bir mikroişlemcidir. 6 adet analog giriş ve 20 adet pwm çıkışı vardır. PWM çıkışlarının bu denli fazla olmasının bu mikroişlemcinin seçilmesinde önemli bir rolü olmuştur. Kullanılan bu uçuş kartı Şekil 2.6'da dört rotorlu İHA'ya monte edilmiştir.



Şekil 2.6. Kontrol kartı (AeroQuad 32 Versiyon 2)

### 2.2.5 Batarya (Li-Po)

LiPo piller özellikle elektrikli uçak ve helikopterleri şarj edilebilir bataryalardır. RC LiPo pillerin RC helikopter ve uçaklar için NiCad ya da NiMH gibi bataryalar yerine kullanılmasının üç nedeni vardır.

- RC LiPo bataryalar hafiftir ve istenilen şekil veya boyutta üretilebilir.
- RC LiPo bataryalar yüksek kapasitelidir. Yani küçük olmasına rağmen yoğun güç içerir.

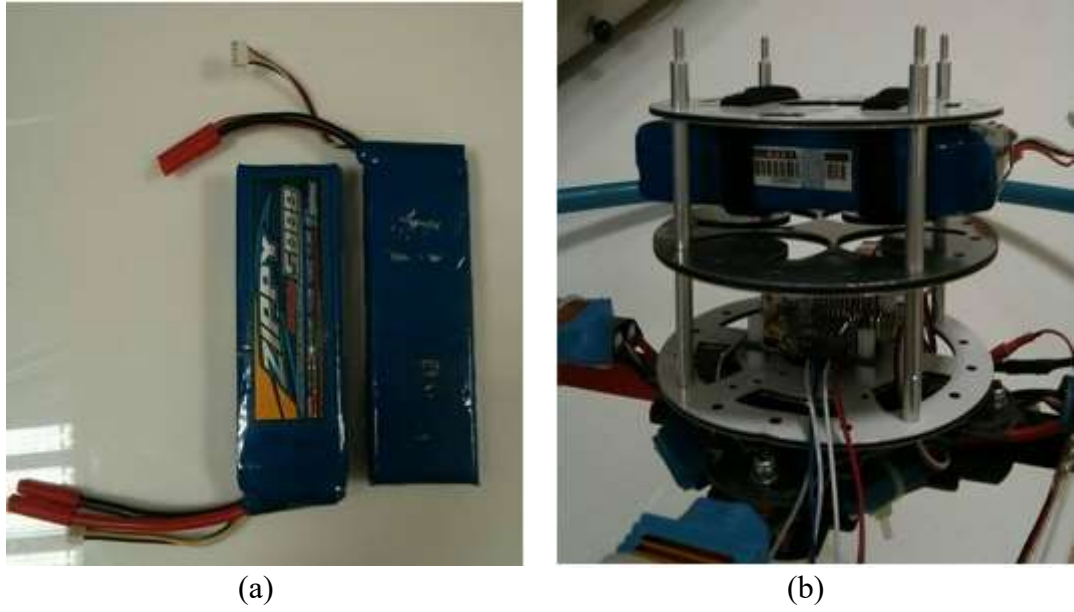
- RC LiPo bataryalar ihtiyaç anında yüksek hızda deşarj olabilme özelliğine sahiptir.

Bu pozitif özellikler her RC model için önemlidir ama uçak ve helikopterler için daha önemlidir. Ancak LiPo pillerin dezavantajları da vardır. Bu dezavantajları şu şekilde sıralayabiliriz;

- NiCad ve NiMH ile karşılaştırıldığında daha pahalıdır.
- Daha iyiye gitse de uzun ömürlü değildir. Yaklaşık olarak 300-400 şarjda ömrü tamamlanır. Bütün kurallarına uyulduğu takdirde yaklaşık olarak 1000 kere kullanma ömrü olmaktadır.
- Güvenlik. Uçucu elektrolitler kullanıldığı için yanlış kullanımda patlayabilir olması veya tutuşabilir olması.
- Özenli bakım gerektirir. Şarj, deşarj ve depolama ömrüne etki eder. Tek hatada çöpe gidebilir.

Gerçek bir LiPo pil sıvı elektrolit yerine, ince plastik bir film içinde kuru elektrolit polimer ayraç kâğıdı kullanır. Bu ayraç, bataryanın anot ve katotları (lityum karbon alüminyum ve bakır plakalar) arasında bulunur. Böylelikle çok ince ve çeşitli şekillerde hücre yapımına olanak sağlar. Gerçek LiPo hücre yapısındaki problem ise kuru elektrolit polimeri üzerinden lityum iyonu değişiminin yavaş olması, dolayısıyla şarj ve deşarj sürelerinin uzun olmasıdır. Bu problem pili ısıtmakla üstesinden gelinebiliyor ancak çoğu uygulama için pratik değildir. Bu problem çözüldüğünde güvenlik riskleri de çok azalmıştır. Gelecek yıllarda elektrikli araba ve enerji depolamadaki ilerlemeyle ultra hafif kuru ve güvenli LiPo pillerin üretileceği düşünülmektedir. Teorik olarak neredeyse bir kumaş gibi esnek yapıda üretilebilecek bu piller daha kullanışlı olacaktır.

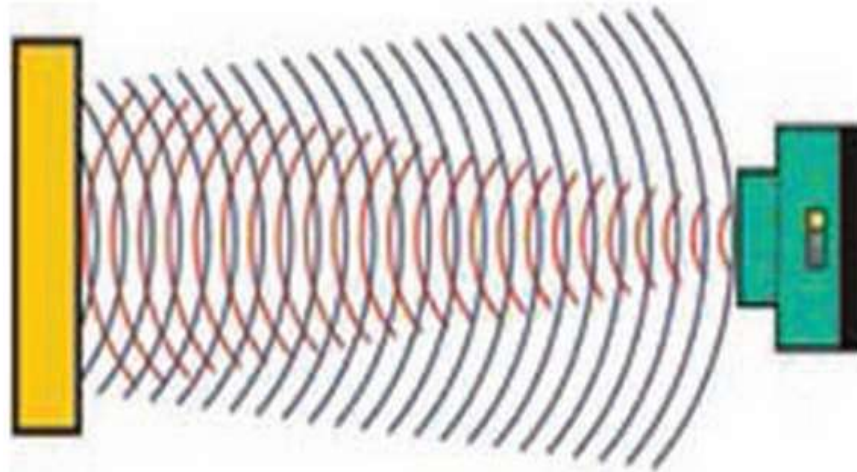
Bu çalışmada kullanılan LiPo piller Şekil 2.7a'de gösterilmiştir. Bu pilleri İHA'ya bağlarken, sert manevralarda ve olası kazalarda bile düşmeyecek bir şekilde bağlanması gerekmiştir. LiPo pillerin yere düşme durumunda patlamaya neden olduğu için LiPo'yu Şekil 2.7b'de dört rotorlunun orta bölümüne bağlanmıştır. Olası bir durumdan dolayı İHA düşerse LiPo'nun yere çarpması bu şekilde önlenmiştir.



Şekil 2.7. Li-Po piller (a). Li-Po pillerin bağlantısı (b).

### 2.2.6 Ultrasonik sensör

Ultrasonik sensörler hedef yeri algılamak için Şekil 2.8’de görüldüğü gibi ses dalgaları gönderir. Piezoelektrik dönüştürücü aracılığıyla kısa aralıklı yoğun ses vuruşları gönderir. Hedeften yansıyan vuruşlar ile arada geçen zamana bağlı olarak uzaklık belirlenir (Kassan ve Morelli, 2016).



Şekil 2.8. Ultrasonik sensörün yaydığı ve cisimden yansıyan dalgalar (Kassan ve Morelli, 2016).

Ultrasonik sensörler, güvenilir performanslarından dolayı hassas ölçüm gerektiren ölçümlerde ve yansımaların çok olduğu problemleri ortamlarda kullanılabilir.

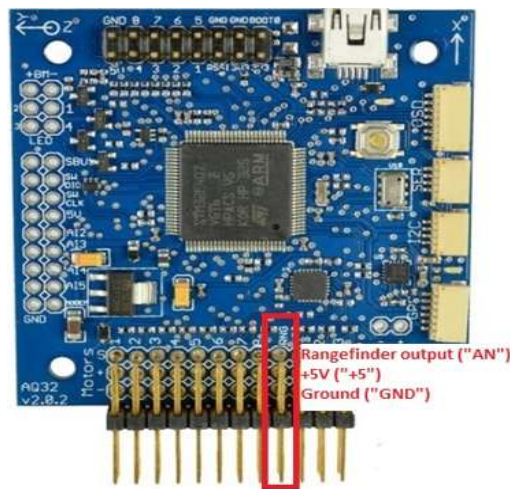
Cismin renginden, saydamlığından, ortam gürültüsünden, tozlu atmosferik koşullardan etkilenmez ve uzaktan ölçüm sağlar. Geniş algılama aralığına sahiptir. Özellikle ses yansıtma özelliği yüksek maddelerde, örneğin; katılarda, sıvılarda ve granül malzemelerde etkin olarak kullanılır (Şahin, 2016).

Ultrasonik sensörler insansız hava araçlarında kullanılmalarının temel nedeni, aracın engellere çarpmasını önlemek ve aracın yere belirli bir mesafede durmasını sağlamaktır. Bu çalışmada kullanılan ultrasonik sensör, Maxbotik LV-EZ0'dır. Bu ultrasonik sensör Şekil 2.9'da gösterilmiştir.



Şekil 2.9. Maxbotik LV-EZ0 ultrasonik sensörü.

Kullanılan bu ultrasonik sensör yaklaşık olarak 6 metreye kadar mesafeyi algılayabilmektedir. Sensörün okuma oranı(reading rate) 20 Hz, 42 kHz ultrasonik sensör ve çalışması için gerekli olan volt değerlerinin 2.5-5.5V olması gerekir. Ultrasonik sensörünü kullanmak için Şekil 2.10'de gösterilen portlara bağlanması gerekmektedir.



Şekil 2.10. Ultrasonik sensörün kontrolcü kartına bağlantı pinleri.

### 2.2.7 Kumanda (alıcı-verici)

Bu çalışma kapsamında kullanılan kumanda Hitec Aurora 9 AFHSS protokolünde haberleşen 9 kanallı kumandadır.

Hitec Aurora 9, 9 kanallı pwm çıkış veren bir alıcıya sahiptir. Alıcı beslemeleri normalde diğer çoğu model için 5 V iken bu modelde farklıdır. Alıcı üzerinde SPC (Supplementary Power Connection) portu bulunur. Bu port bu alıcının 35 V ile beslenmesini sağlayan porttur. Alıcıya direk takılan yüksek voltaj ile çalışan servoları beslemek için bu porttan alıcıya 35 V'a kadar gerilim uygulanabilmektedir. Yalnız standart servo kullanılacaksa bu gerilim değeri servoyu yakacaktır. Bu yüzden bu port sadece yüksek gerilimle çalışan sistemlerde kullanılmalıdır (Göl, 2015).

#### 2.2.7.1 Hitec aurora 9 verici özellikleri

CT, LT, RT Switchleri: Aurora kumandasının özelliklerinin birçok ince ayarı için kullanılan ayar kontrol anahtarlarıdır. Kamera gimballeri için ya da PID tuningler için kullanılabilirler.

#### 2.2.7.2 Dijital trim butonları

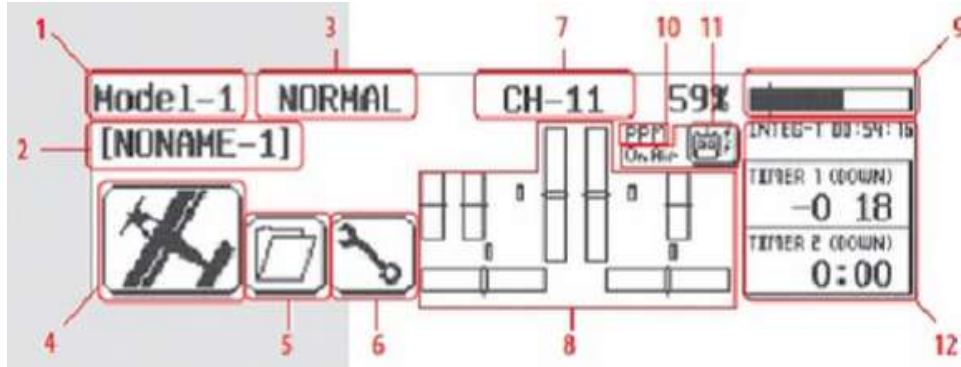
Bu butonlar vericinin ön yüzünde ON butonunun yanlarında gaz (throttle), dönme (yaw), yalpalma (roll) ve yunuslama (pitch) kontrol çubukları (stick) için ince ayar yapan trim butonlarıdır. Trim butonları Şekil 2.11'de gösterilmiştir.



Şekil 2.11. Hitec Aurora 9 trim butonları.

### 2.2.7.3 Dokunmatik ekran ve menüler

Hitec Aurora 9 kumandası kullanım kolaylığı açısından dokunmatik ekran özelliği sunmaktadır. Bu sayede uçuş sırasında istenen birçok özelliğe erişmek kolaylaşır. Dokunmatik ekran üzerinde bulunan veriler Şekil 2.12’de numaralandırılmıştır.



Şekil 2.12. Hitec Aurora 9 menüsü (Göl, 2015).

1. Model number: 30'a kadar modelin kaydedildiği model kayıt menüsüdür. Tek bir kumanda ile birden fazla modeli kullanmak için bu menüye her bir model ile ilgili ayarlar kaydedilir ve tekrar bu ayarlar yapılmadan uçuş gerçekleştirilir.
2. Model name: Birden fazla hava aracı bu kumanda ile kontrol edilecekse modelleri birbirinden ayırt etmek için belirleyici isimler kullanılır. Bu isimlerin ekrana yansıdığı bu alan sayesinde istenilen modelin seçimi kolaylaşır.
3. Flight condition: Kullanıcı tarafından atanan uçuş modlarını ekranda görülmesine ve yanlış bir modda uçuş olasılığını azaltan bir özelliktir. Örneğin uçuş şartlarının atandığı 3 konumlu anahtarın yanlışlıkla hareket ettirilmesiyle farklı bir modda kırımla sonuçlanabilecek uçuşu önlemek için bu modun yazıldığı kısma kumanda her açıldığında bakılmalıdır.
4. Aircraft type icon: ACRO, GLID, HELI model tipleri arasında modele göre seçim yapılmasını sağlayan alandır. Multikopter sistemleri için ACRO mod seçilir.
5. Custom folder: Model fonksiyonların bulunduğu kısımdır.
6. System menu: Sistem fonksiyonların bulunduğu menüdür.
7. Channel number: Verici kanal numaraları gösteren ekrandır.

8. Digital trim position indicator: Roll, pitch, yaw ve gaz çubuklarının (stick) konumlarını gösteren bölümdür.
9. Power bar indicator: Verici pilinin durumunu gösteren bardır. Üzerine tıklanması durumuna göre % ya da direk voltaj değeri olarak kalan pil gerilimi gösterilir.
10. Signal modulation: Seçilen modülasyon sinyal tipini gösterir.
11. Active or inactive transmit icon: Kumanda sinyalinin iletim durumunu gösterir. Eğer verici iletimde ise ekran açık aydınlık ve “on air” yazısı yazar; iletimde değilse ekran karanlıktır.
12. Integ-t timer: Toplam uçuş süresini gösterir. Sıfırlanabilme özelliğine sahiptir (Göl, 2015).

### 2.2.8 Sensörler

Multikopter sistemleri otomatik kontrol mekanizmasına sahip karmaşık sistemlerdir. Multikopterlerin, kumandadan ana kontrol kartına gönderilen sinyallere bağlı kalarak kararlı bir şekilde uçuşması mümkün değildir. Kararlı uçuş için çeşitli sensörlerden aldıkları verileri kullanarak baş açılarını, yönlerini ve yere göre konumlarının bilinmesi gerekmektedir. Bir İHA da bulunması gereken başlıca sensörler şunlardır:

- Jiroskop
- İvmeölçer
- Barometrik basınç sensörü
- Pusula (compass=magnetometre)

Bu sensörlerden jiroskop (gyro-gyroskop) denge sensörüdür. Dört rotorlu döner kanatlılığın üç ekseninde meydana getirdiği açısal değişimi algılamaktadır. Pilotun hiçbir kontrol mekanizmasına etkisi olmadığı durumlarda araca gelen dış etkenleri algılayarak aracın dengeye ulaşması için uçuş kontrol kartına sinyal gönderir.

İvmeölçer hava aracının uçuşunda büyük kolaylık sağlayan sensörlerdendir. 3 ekseninde hava aracının ivmelenmesini ölçerek aracın yere paralel olmasını sağlar.

Pusula (compass=magnetometre) hava aracının yönünü bulmasını sağlayan yani hava aracına yönünü gösteren sensördür. Manyetik kuzey noktasını referans nokta olarak belirler. İHA'nın yönü bu sensöre bağlı olduğu için bu sensörün takılacağı yere dikkat edilmelidir. Bunun yanı sıra manyetik kuzey noktası her ülkede yıllara göre değişiklik gösterdiği için yazılım kısmında bu sensörle ilgili bölümde değişiklik yapılmalıdır.

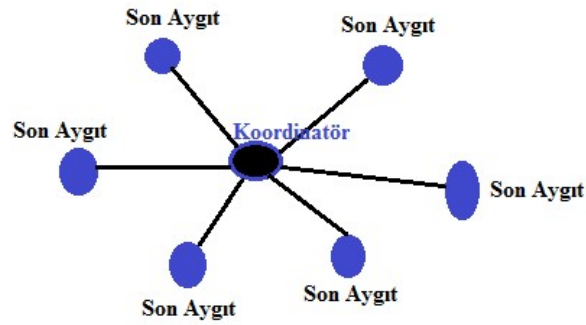
Barometrik basınç sensörü hava basıncını ölçerek hava aracının yüksekliğinin sabitlenmesi için kullanılır. Üzerine düşen basıncı analog sinyale çevirir ve uçuş kontrol kartına bu şekilde gönderir.

### **2.2.9 Kablosuz haberleşme modülü (Xbee)**

Kablosuz haberleşme modülü verilerin kablosuz olarak bir noktadan başka bir noktaya iletimi için kullanılan haberleşme sistemidir. Radyo frekans haberleşmesi ile anlık olarak verileri iletir. Düşük güç tüketimi, küçük boyutlarda olması, düşük maliyet ve birden fazla noktada haberleşme imkânlarıyla oldukça avantajlı bir sistemdir.

Xbee kablosuz haberleşme modülü ile tek noktadan tek noktaya(point to point) 2 modül arası haberleşme yapılabileceği gibi bir noktadan çok noktaya (point to multi point) birden fazla modülün haberleşmesi de yapılabilmektedir. Haberleşme protokolü olarak TCP/IP (Transmission Control Protocol/Internet Protocol) kullanır. Protokol, bir iletişim sürecinde bağlantıyı sağlayan noktalar arasında sürekli gidip gelen mesajlaşmayı düzenleyen kurallar dizisidir.

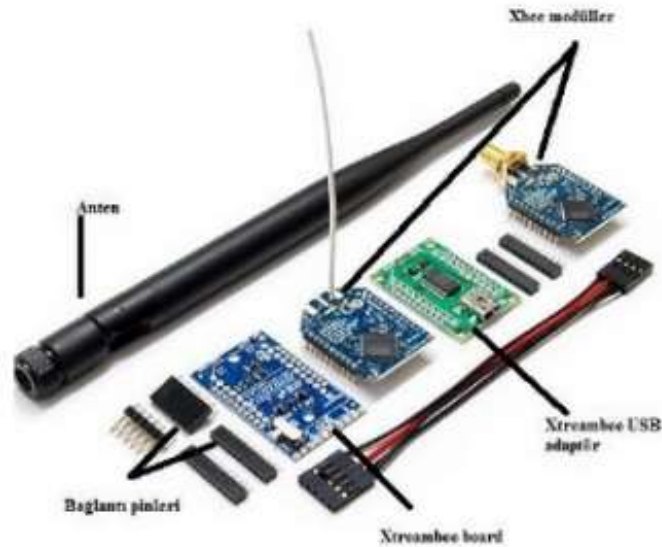
Bir noktadan çok noktaya ya da yıldız topolojisinde merkezde koordinatör bulunur, diğer tüm cihazlar koordinatör ile noktadan noktaya Şekil 2.13'deki gibi haberleşmektedir. Mesajlaşma işlemi koordinatör üzerinden yapılır.



Şekil 2.13. Yıldız topolojisi.

Xbee kablosuz haberleşme modülü için gerekli malzemeler Şekil 2.14’de gösterilmiştir:

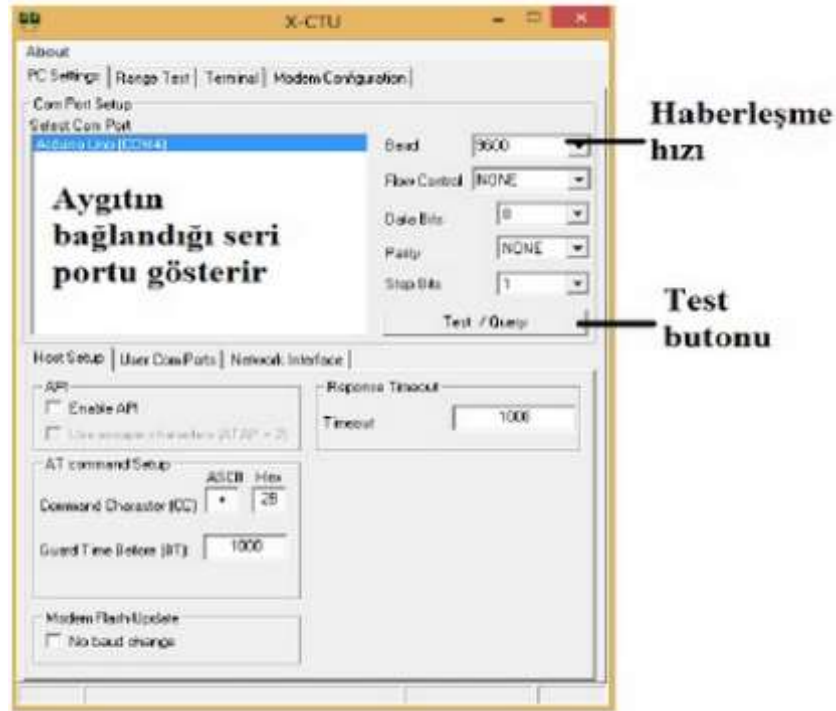
- 1- Xbee modülü
- 2- Xtreambee board
- 3- Xtreambee USB adaptör
- 4- Anten



Şekil 2.14. Xbee kiti (Göl, 2015).

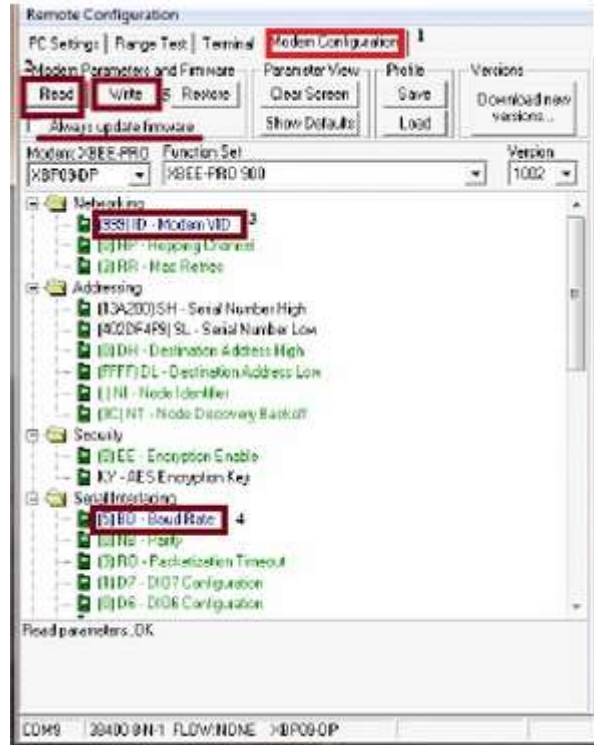
2 xbee modülünün haberleşmesi için gerekli olan konfigürasyon ayarları şu şekildedir:

- 1- İki modülün birbirine tanıtılması gerekir. Yani adres ve haberleşme hızlarının aynı olması gerekmektedir. Bunun için de bilgisayara DIGI firmasının hazırlamış olduğu X-CTU ara yüz programı yüklenmelidir.
- 2- Yükleme işlemi sonunda program açıldığında karşınıza gelen sayfa Şekil 2.15’deki gibi olacaktır.



Şekil 2.15. X-CTU açılış sayfası.

- 3- Xbee modülü mini usb ile bilgisayara bağlanır.
- 4- Aygıt yöneticisinden bağlı olduğu com port numarası tespit edilerek üzerine sağ tıklayıp “özellikler” kısmına girilir.
- 5- Çıkan ekranda “Advanced Properties” linkine tıklanır ve Set RST ON Close seçilir.
- 6- Açılan sayfadan modülün takıldığı port seçilir.
- 7- Sağ kısımda bulunan baud rate hızı her iki modül için aynı olacak şekilde seçilmelidir. Baud rate saniyede gönderilecek veri hızını temsil eder.
- 8- Test/Query butonuna basılmalıdır.
- 9- Eğer resetleme yapılması yönünde uyarı mesajı gelirse RST (reset) ucu toprak (ground) ucu kısa devre edilmelidir.
- 10- Eğer herhangi bir uyarı mesajı gelmezse test işleminin başarılı olduğunu gösterir kutucuk çıkar. Resetleme işleminden sonrada bu kutucuğun çıkması gerekir.
- 11- Şekil 2.16’deki gibi Modem Configuration kısmına tıklanır.



Şekil 2.16. Xbee kablosuz haberleşme modülünün ayarlanması.

- 12- Always Update Firmware linki işaretlenir.
- 13- Başlangıç ayarları görmek istenirse Show Defaults linkine tıklanır.
- 14- Read linkine tıklanır (2).
- 15- Networking kısmındaki ID kısmına (3) 3 ya da 4 digitlik rakamla adres yazılır.  
Buraya yazılan ID diğer modüle de yazılacağı için unutulmamalıdır.
- 16- Serial Interfacing dosyası altındaki BD (baud rate) hızı (4) APM de kullanılacağı için 6-57600 yapılmalıdır. Aynı BD hızı diğer modüle de girilecektir.
- 17- Write (5) butonuna tıklanır ve yapılan ayarların modüle yazılmasına izin verilir.  
Burada eğer reset yapılması istenirse ground ile reset portu kısa devre yapılır.
- 18- Aynı işlemler xbee usb Explorer kartına, diğer modülü takarak, diğer modüle de uygulanır.
- 19- Bu işlemlerin bitmesi ile xbee'nin IMU'ya montajı yapılır. Bu montaj Şekil 2.17'de olduğu gibi yapılmıştır.

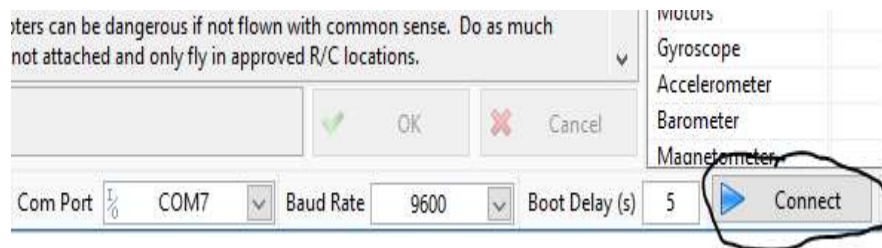


**Şekil 2.17.** Xbee IMU'ya montajı.

Burada modül üzerindeki TX, RX, +5V ve GND (ground) portları IMU telemetrik kısmındaki ilgili portlara bağlanır (TX-IN; RX-OUT; +5V-5V; GND-GND).

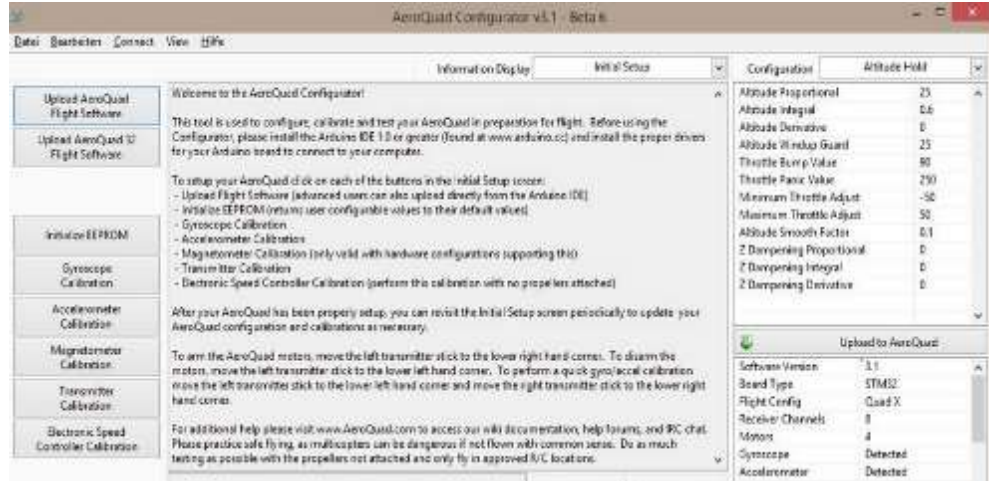
20- Xtreembee usb explorer'a takılan diğer modül bilgisayara usb uzatma kablosu ile bağlanır.

21- Aeroquad Configurator programı açılır. Açıldıktan sonra com port kısmına Xbee'nin bağlı olduğu port seçilir ve baud rate hızı da Xbee ile aynı seçilir. Bu işlemler aşağıdaki Şekil 2.18'deki gibi yaptıktan sonra "Connect" butonuna tıklanır.



**Şekil 2.18.** Arayüz bağlantısı.

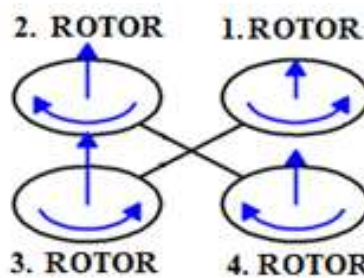
22- Bu işlemlerden sonra aşağıdaki Şekil 2.19'de görüldüğü gibi arayüz programına bağlantı sağlanır.



Şekil 2.19. AeroQuad configurator arayüzü.

### 2.3 Sistemin Temel Hareketlerinin Tanıtımı

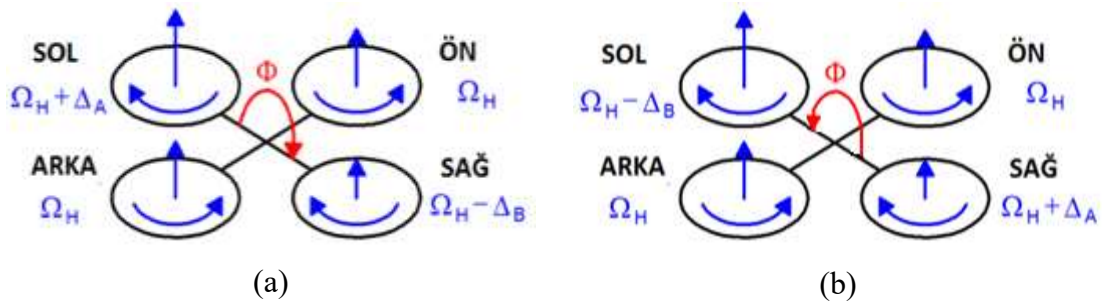
Dört rotorlu döner kanat, ‘+’ veya ‘x’ şeklinde iskelet yapısına sahip olabilmekte ve her bir uçta bir motor bulunmaktadır. Bu tip araçlar üzerinde bulunan pervanelerin karşılıklı olarak aynı yönde dönüş yapmasıyla uçuş hareketlerini gerçekleştirebilmektedir. Karşılıklı iki pervane saat yönünde dönerken diğer iki pervane ise saat yönünün tersi yönünde dönmektedir. Şekil 2.20’de dönme yönleri gösterilmiştir. Pervanelerin bu şekildeki dönüşleri sayesinde aracın merkezindeki tork dengelenir ve kaldırma kuvveti meydana gelir. Motorlara bağlı olan pervanelerin hareket etmesi ile oluşan kaldırma kuvveti yardımıyla yalpalama (roll), yunuslama (pitch) ve dönme (yaw) hareketleri yapılmaktadır. Dört rotorlu döner kanadın x eksenindeki dönüş hareketine yalpalama, y eksenindeki dönüş hareketine yunuslama ve z eksenindeki dönüş hareketine dönme denir (Ökten, vd., 2016).



Şekil 2.20. Dört rotorlu döner kanat motor dönüş yönleri (Ökten, vd., 2016).

### 2.3.1 Yalpalama (roll) hareketi

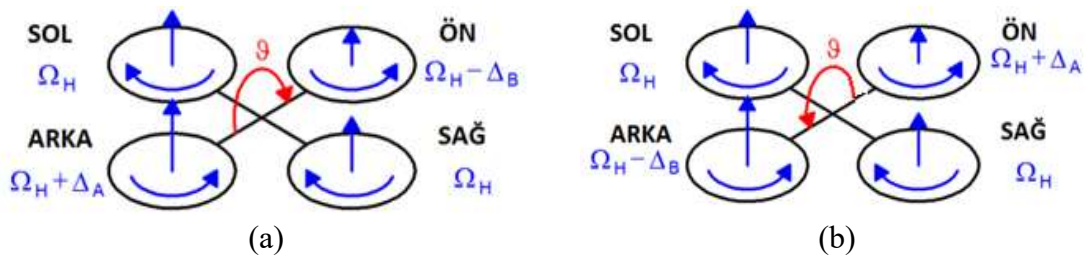
Şekil 2.21a ve 2.21b’de yalpalama (roll) hareketi gösterilmiştir. Şekilde  $\Omega_H$  sistemin havada askıda kalma hızını,  $\Delta_A$  ve  $\Delta_B$  hız farkı değerlerini ve  $\Phi$  ise yalpalama açısını temsil etmektedir. Dört rotorlu döner kanadın, yalpalama hareketi için ön ve arka rotorların sahip olduğu hız değerlerinin sabit tutulup, sol rotorun değeri  $\Delta_A$  kadar artırılır ve sağ rotorun değeri  $\Delta_B$  kadar azaltılırsa araç, sağ tarafa yalpalama hareketi yapacaktır. Eğer sağ taraftaki rotorun hızı sol taraftaki rotorun hızından fazla olduğu takdirde araç, sol tarafa yalpalama hareketi yapacaktır.



Şekil 2.21. Sağ yalpalama (roll) hareketi (a). Sol yalpalama (roll) hareketi (b) (Ökten, vd., 2016).

### 2.3.2 Yunuslama (pitch) hareketi

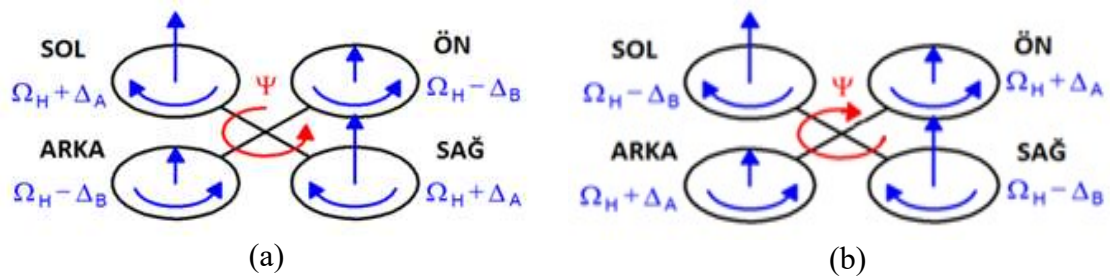
Şekil 2.22a ve 2.22b’de yunuslama (pitch) hareketi gösterilmiştir. Şekilde  $\Omega_H$  sistemin havada askıda kalma hızını,  $\Delta_A$  ve  $\Delta_B$  hız farkı değerlerini ve  $\vartheta$  ise yunuslama açısını temsil etmektedir. Dört rotorlu döner kanadın, yunuslama hareketi için sol ve sağ rotorların sahip olduğu hız değerlerinin sabit tutulup, arka rotorun değeri  $\Delta_A$  kadar artırılır ve ön rotorun değeri  $\Delta_B$  kadar azaltılırsa araç, ön tarafa yunuslama hareketi yapacaktır. Eğer ön taraftaki rotorun hızı arka taraftaki rotorun hızından fazla olduğu takdirde araç, arka tarafa yunuslama hareketi yapacaktır.



Şekil 2.22. Ön yunuslama (pitch) hareketi (a). Arka yunuslama (pitch) hareketi (b) (Ökten, vd., 2016).

### 2.3.3 Dönme (yaw) hareketi

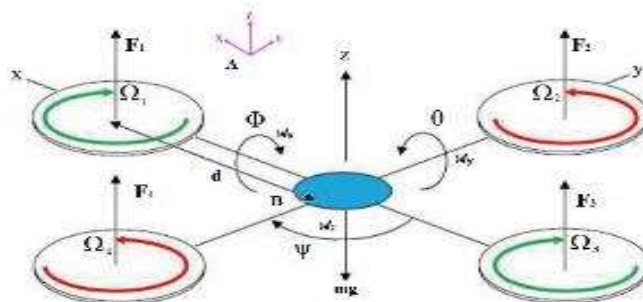
Şekil 2.23a ve 2.23b’de dönme (yaw) hareketi gösterilmiştir. Şekilde  $\Omega_H$  sistemin havada askıda kalma hızını,  $\Delta_A$  ve  $\Delta_B$  hız farkı değerlerini ve  $\psi$  ise dönme açısını temsil etmektedir. Dört rotorlu döner kanadın, dönme hareketi için sol ve sağ rotorların sahip olduğu hız değerleri değeri  $\Delta_A$  kadar artırılır ve arka ve ön rotorların değeri  $\Delta_B$  kadar azaltılırsa araç saat yönünün tersi yönde dönme hareketi yapacaktır. Eğer ön ve arka rotorların sahip olduğu hız değerleri değeri  $\Delta_A$  kadar artırılır ve sol ve sağ rotorların değeri  $\Delta_B$  kadar azaltılırsa araç saat yönünde dönme hareketi yapacaktır.



Şekil 2.23. Saat yönünün tersi dönme (yaw) hareketi (a). Saat yönünde dönme (yaw) hareketi (b) (Ökten, vd., 2016).

### 2.4 Dört Rotorlu Döner Kanadının Matematik Modeli

Bu çalışma kapsamında, dört rotorlu döner kanadın matematiksel modeli için kullanılan değişkenler Şekil 2.24’de gösterilmiştir. Şekilde, pervanelerin dönüş yönleri, pervanelerin meydana getirdiği kaldırma kuvvetleri, pervanelerin dönüş açıları, döner kanadın gövde sabiti değeri “B”, atalet çevresi değeri “A”, motorların kaldırma kuvvetleri “F1, F2, F3, F4” ve aracın x, y ve z eksenleri etrafındaki sırasıyla  $\Phi$  (Yalpalama Açısı Değeri),  $\theta$  (Yunuslama Açısı Değeri) ve  $\psi$  (Yönelme Açısı Değeri) açı değerleri görülmektedir.



Şekil 2.24. Dört rotorlu dönerkanat eksen ve kuvvetleri (Dirman, 2013).

Dört rotorlu döner kanat dört rotorun hızlarının bağımsız olarak değişimi ile kontrol edilir. Şekil 2.24'deki gibi tanımlanan bir döner kanat için aşağıda itki ( $u_1$ ), yalpalama ( $u_2$ ), yunuslama ( $u_3$ ) ve dönme ( $u_4$ ) eşitlikleri verilmiştir.

$$u_1 = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \quad (2.1)$$

$$u_2 = d.(\tau_2 - \tau_4) \quad (2.2)$$

$$u_3 = d.(\tau_1 - \tau_3) \quad (2.3)$$

$$u_4 = \tau_1 + \tau_3 - \tau_2 - \tau_4 \quad (2.4)$$

Bu eşitliklerde  $d$  her bir rotorun merkeze olan uzaklığını (m),  $\tau_i$  ise  $i$ .rotorun torkunu (N) göstermektedir. Rotasyon matrisi, üç boyutlu uzayda dönüşümün (rotation) gerçekleştirilmesinde kullanılan bir matristir.  $R_z(\psi)$ ,  $R_y(\theta)$  ve  $R_x(\phi)$  sırasıyla dönme, yunuslama ve yalpalama dönüşümleri temsil edilmektedir.

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$R_{zyx} = R_z(\psi).R_y(\theta).R_x(\phi) \quad (2.8)$$

burada  $\theta, \phi, \psi$  sırasıyla yunuslama, yalpalama ve dönme açılarını göstermektedir. Newton-Euler prensiplerine göre toplam kuvvet ve toplam tork ifadesi eşitlik (2.9)'da verilmiştir:

$$\begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w \times mv \\ w \times Iw \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

burada  $F$  toplam kuvveti,  $\tau$  toplam torku,  $m$  kütle,  $I$  atalet momentini,  $a$  lineer hızlanmayı,  $\alpha$  açısal hızlanmayı,  $w$  açısal hızı,  $v$  lineer hızı temsil etmektedir. Burada verilen atalet momenti 3x3 bir matristir ve eşitlik (2.10)'da verilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

bu eşitlikte döner kanadın üç ekseninde eylemsizliği ( $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  ve  $I_{zz}$ ) ve gövde çerçevesindeki eylemsizliğidir. Pervanelerin uyguladığı toplam kaldırma kuvveti ( $F_T$ ) eşitliği aşağıda verilmiştir:

$$F_T = c_T \cdot \sum_{i=1}^4 w_i^2 \quad (2.11)$$

bu eşitlikte  $c_T$  pervane boyutlarına bağlı itki faktörünü temsil etmektedir. Toplam atalet momenti ( $F_e$ ) eşitlik (2.12)'de verildiği gibi hesaplanabilir:

$$F_e = R_{zyx} \cdot F_T - mg \quad (2.12)$$

burada  $g$  yerçekimi göstermektedir. Eşitlik (2.9)'da toplam kaldırma kuvvetine ilaveten, yunuslama, yalpalama ve dönme tork değerleri ( $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ ) yerine konulduğunda aşağıdaki eşitlik elde edilir:

$$\begin{bmatrix} F_T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_T & c_T & c_T & c_T \\ 0 & dc_T & 0 & -dc_T \\ -dc_T & 0 & dc_T & 0 \\ -c_Q & c_Q & -c_Q & c_Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

bu eşitlikte  $c_Q$  pervane boyutlarına bağlı dönme faktörünü temsil etmektedir.  $d$  döner kanadın ana merkezinden motorlara olan kol uzaklığını temsil etmektedir. Her bir pervanenin hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, torkları oluşturur. Eksenlerin birinde oluşan tork, diğer ekseninde yer alan pervanelerin torklarının farkına eşittir. Döner kanadın gövde ve pervanelerinin dönmesiyle ortaya çıkan cayroskopik tork ifadeleri ve döner kanat gövde çerçevesinin mevcut moment değeri şu şekildedir:

$$\tau_{\phi_G} = J_m Q \left( \frac{\pi}{30} \right) (w_1 - w_2 + w_3 - w_4) \quad (2.14)$$

$$\tau_{\theta_G} = J_m P \left( \frac{\pi}{30} \right) (-w_1 + w_2 - w_3 + w_4) \quad (2.15)$$

$$M_a = \begin{bmatrix} dc_T w_2^2 - dc_T w_4^2 + \tau_{\phi_{gyro}} \\ -dc_T w_1^2 + dc_T w_3^2 + \tau_{\theta_{gyro}} \\ -c_Q w_1^2 + c_Q w_2^2 - c_Q w_3^2 + c_Q w_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

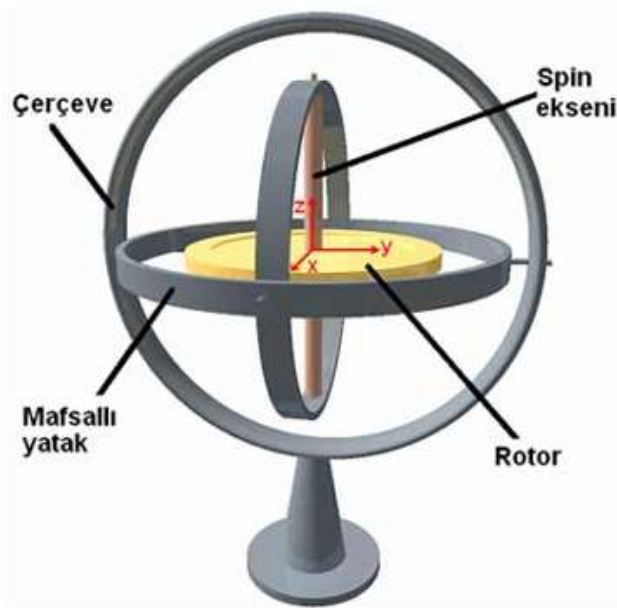
burada  $J_m$  rotorun ataletini,  $P, Q, R$  değerleri döner kanadın x, y ve z eksenlerindeki dönme açısı değişim oranlarını göstermektedir.

### 3. TEST DÜZENEGİNİN GELİŞTİRİLMESİ

#### 3.1 Test Düzenegi İçin Jiroskop Modeli

Gerçekleştirilmek istenen projede "Jiroskop (Gyroscope) Modeli" esas alınmaktadır. Jiroskop, yön ölçme ve eksen hareketlerinin ayarlanmasında kullanılan, açısal dengenin korunması ilkesiyle çalışan bir alettir. Jiroskopik hareketin temelinde fiziksel kurallar ve açısal momentumun korunması ilkesi baz alınmaktadır. Günümüzde uçak ve gemilerde yön bulmak için, uzay gözetleme teleskoplarıyla yörünge kararlılığını sağlamak gibi amaçlarla kullanılan jiroskoplar ilk olarak 1817 de J. Bohnenberger tarafından icat edilmiştir (Vikipedi, 2016 c).

Jiroskoplar bir tekerleğin kendi eksenini etrafında hızlı bir şekilde döndürülmesi sonucunda ortaya çıkmaktadırlar. Jiroskop, en içteki tekerleğin dışına dik açıyla monte edilmiş bir çember ve bu çembere de yine dik açıyla tutturulmuş başka bir çember ile modellenilebilir (Samancı, 2014). Şekil 3.1'de bir Jiroskop modeli görülmektedir.



Şekil 3.1. Jiroskop örneği (Başoğul, 2016).

Jiroskop'un çok sık kullanılan iki özelliği bulunmaktadır.

- Yatay düzlem üzerinde dönen bir Jiroskopa yine yatay düzlem üzerinde bir kuvvet uygulandığı takdirde Jiroskop, yatay düzlem üzerinde dönüşüne devam etmek yerine düzlem etrafında dönmeye başlar.

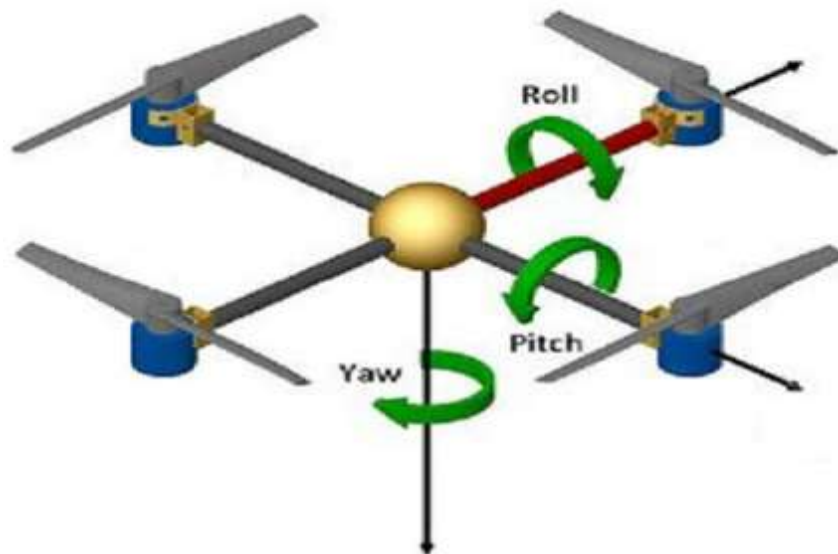
- Jiroskop'un dönmeye başladığı eksen ile Jiroskop'un üzerinde durduğu yüzeyin arasındaki açı ne kadar değiştirilirse değiştirilsin Jiroskop'un dönüş eksenini sabit bir şekilde kalır.

Bu özelliğe örnek vermek gerekirse, dünyanın çevresinde dolaşan uyduların sürekli dünyaya dönük olması, uçaklar ve çeşitli hava araçlarında yapay ufuk oluşturulması ve otomatik pilot gibi örnekler verilebilir (Samancı, 2016; Başoğul, 2016; Wikipedia, 2014).

Bir hava aracının doğrusal hızlanma, yükselme ve yavaşlama gibi hareketlerinin dışında üç farklı hareket çeşidi daha bulunmaktadır.

- Yunuslama (Pitch), X eksenini etrafında burnunu aşağı - yukarı hareket ettirmek,
- Yalpalama (Roll), Y eksenini etrafında gövdesini sağa - sola yatırarak hareket ettirmek,
- Dönme (Yaw), Z eksenini etrafında gövdesinin sağa - sola döndürerek hareket ettirmek.

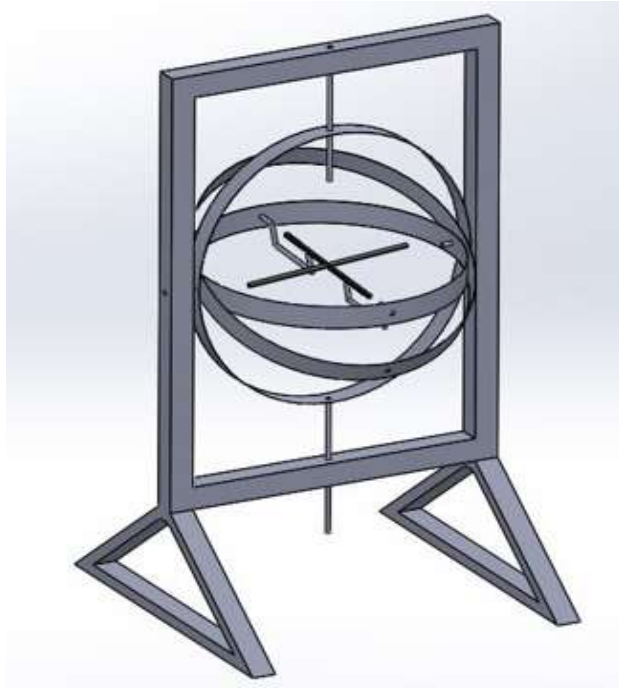
Şekil 3.2'de dört rotorlu bir İHA üzerinde yunuslama (pitch), yalpalama (roll) ve dönme (yaw) hareketleri gösterilmiştir.



**Şekil 3.2.** Yunuslama (pitch), yalpalama (roll) ve dönme (yaw) hareketleri (Mirza, 2013).

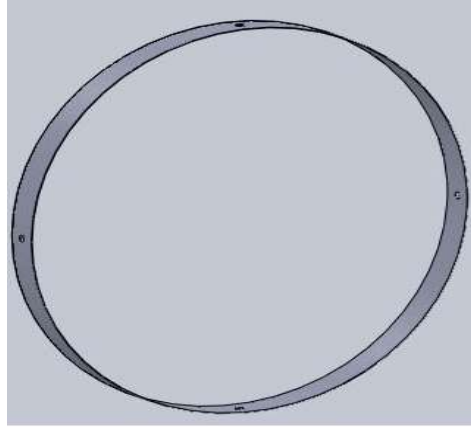
### 3.2 Test Düzeneği Bilgisayar Çizimleri

Bu çalışma kapsamında önerilen İHA test düzeneğine ait bilgisayar çizimi (SolidWorks) Şekil 3.3'de verilmiştir. Jiroskop temel alınarak hazırlanan bu düzenekte iç içe geçmiş üç çember birbirlerine rulmanlar aracılığı ile tutturularak, içteki çembere yerleştirilecek Bilkopter isimli İHA aracının yalpalama, yunuslama ve dönme manevraları bu düzenekte test edilecektir. Yine dış çerçeve üzerindeki hareketli malzemeler ile yükselme yönünde testlerde gerçekleştirilecektir. Tasarlanan düzenekteki çemberlerin ağırlıkları İHA'nın sınırlı kaldırma kapasitesi olduğundan dolayı önemlidir. Sınır değeri aşan bir ağırlık karşısında test düzeneğine ağırlığı azaltacak bir makara sistemi eklenmiştir.

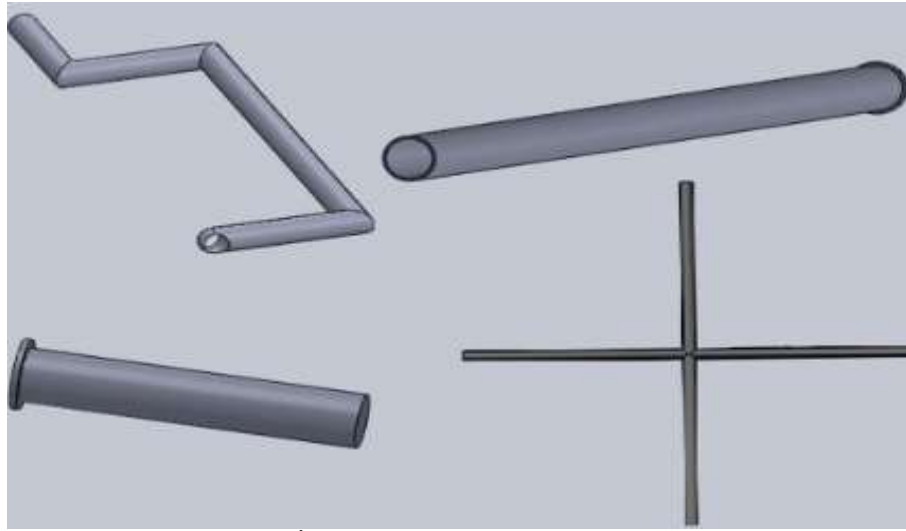


**Şekil 3.3.** Önerilen İHA test düzeneğinin SolidWorks çizimi.

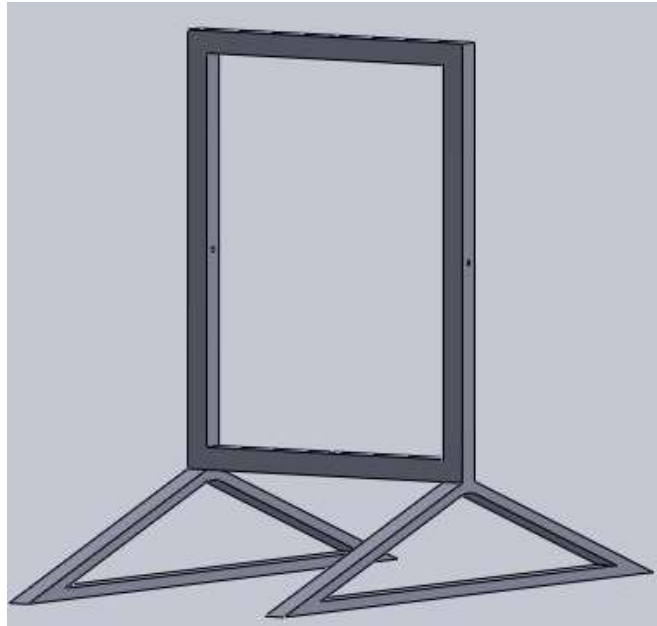
Bu üç çemberden birinin SolidWorks ile yapılan çizimi Şekil 3.4'de gösterilmiştir. İç içe geçmiş bu üç çemberi rulmanlarla birleştirildikten sonra, içteki çemberin içine Bilkopter adlı İHA'nın yerleştirilmesi için gerekli 4 parça Şekil 3.5'de gösterilmiştir. İHA test düzeneğinin sabit durabilmesi ve iç içe bağlanan çemberlerden en dıştakini sabitleyebilmek için önerilen çerçevenin çizimi Şekil 3.6'da gösterilmiştir.



Şekil 3.4. İHA test düzeneği iç çember çizimi.

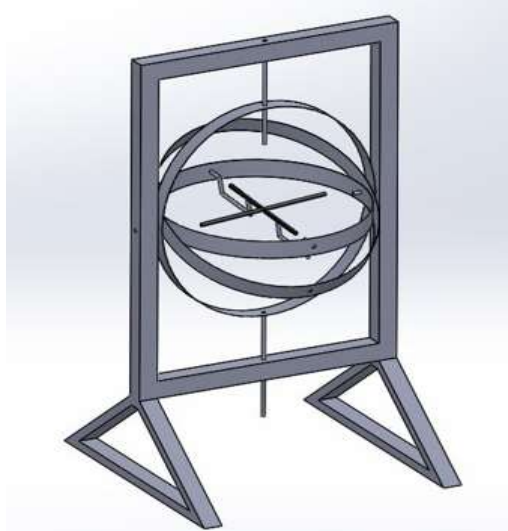


Şekil 3.5. İHA test düzeneği montaj parçaları.

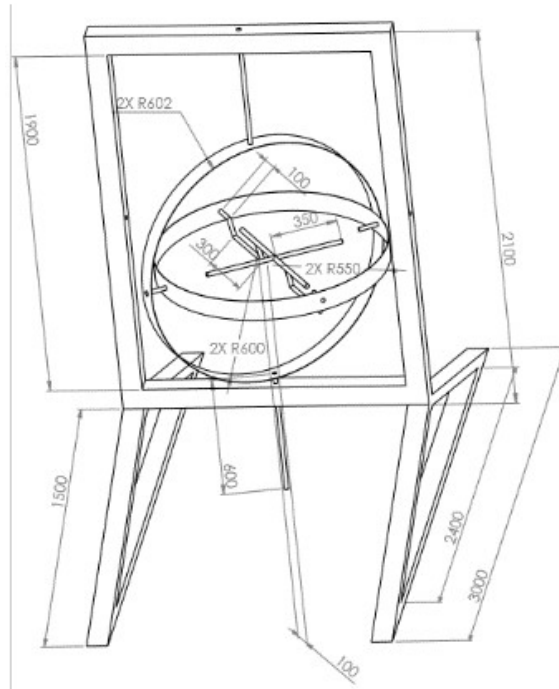


Şekil 3.6. İHA test düzeneğinin dış çerçevesi.

Gerekli bütün parçaların bilgisayar ortamında birleştirilmiş hali Şekil 3.7’de gösterilmiştir. Yunuslama, yalpalama ve dönme testlerinin yanı sıra, dış çerçeve üzerine eklenecek hareketli malzemeler yardımıyla irtifa/yükselme testleri de döner kanatlı İHA’lar için gerçekleştirilebilecektir. Bilgisayar ortamında çizilen bu düzeneğin gerçek ortamda üretilebilmesi için gerekli görülen ölçümler Şekil 3.8’de gösterilmektedir.



Şekil 3.7. İHA test düzeneğinin Solidworks görüntüsü.



Şekil 3.8. İHA test düzeneğinin ölçüleri.

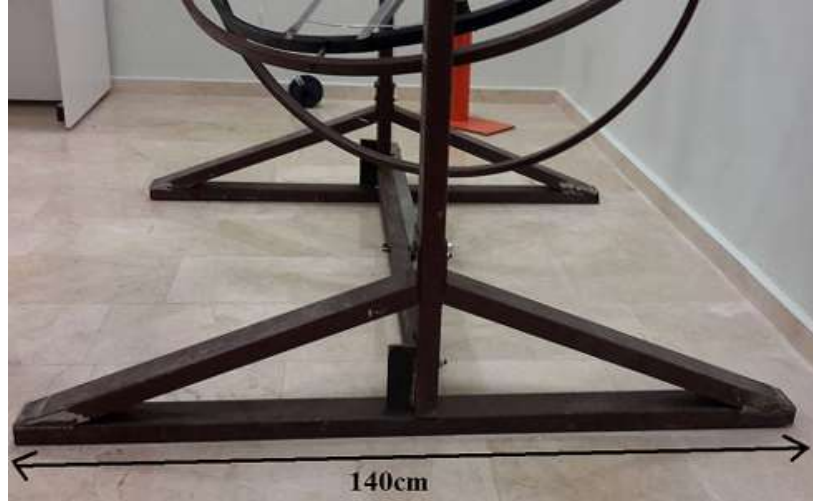
### 3.3 İHA Test Düzeneğinin Gerçekleştirilmesi

İHA test düzenegi için bilgisayar ortamında 3 boyutlu görünüm ve parçalar çizilmiş ve daha sonra parçaların temin edilmesi hizmet alımı ile gerçekleştirilmiştir. Hizmet alımı kapsamında, temin edilen parçalar üniversitemizin Merkez Meslek Yüksekokulu atölyelerinde birleştirilerek Şekil 3.9'da son hali verilen İHA test düzenegi gerçekleştirilmiştir.



**Şekil 3.9.** Test düzeneginin gerçekleştirilmiş hali.

Bilgisayar ortamında çizimleri yapılan İHA test düzenegi pratikte gerçekleştirilirken zorunlu bazı değişiklikler gerçekleştirilmiştir. Sistemin ayakta durmasını sağlayan dış çerçevenin ölçülen değerden büyük olduğu gözlemlenmiştir. Bu yüzden İHA test düzeneginin çerçevesi ve ayakları kullanıma uygun hale gelecek şekilde kısaltılmıştır. Test düzeneginin ayaklarının uzunluğu 260 cm iken kesim işleminden sonra 140 cm'e düşürülmüştür. Şekil 3.10'da test düzeneginin ayakları kısaltıldıktan sonraki görünümü verilmiştir.



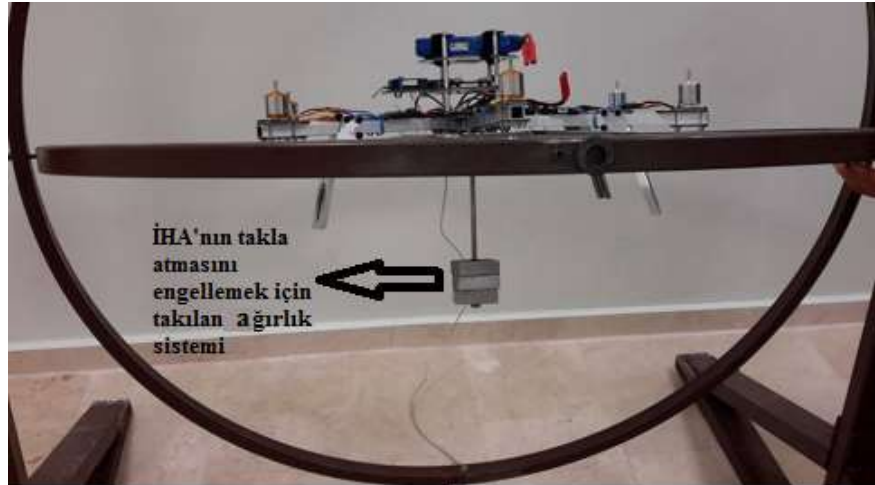
**Şekil 3.10.** İHA test düzeneğinin ayak uzunluğu.

Test düzeneği, üç adet çemberin iç içe ve birbirleri üzerinde yataklanmış olarak dikdörtgen bir çerçeveye çelik halat ve makaralar ile alttan ve üstten serbest dönebilecek şekilde birleştirilmiştir. İç içe geçen çemberler, birbirlerine oynar bağlantı şeklinde yataklanmıştır. Bunun amacı, ağırlık ve sürtünmenin en aza indirilerek İHA test düzeneğinden en yüksek verimi elde etmektir. Şekil 3.11’de iç içe geçen çemberlerin bağlantı noktaları verilmiştir.



**Şekil 3.11.** Çemberlerin bağlantı noktası.

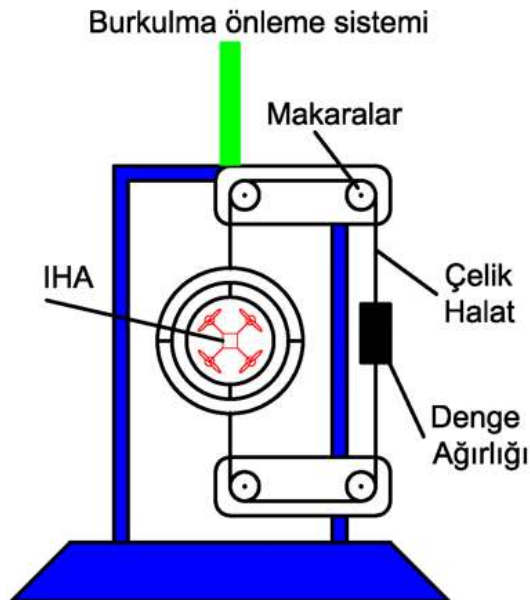
Döner kanat İHA sistemlerinin test esnasında 360° dönmesi istenen bir durum değildir. Test düzeneği üzerinde döner kanadın 360° dönmesini engellemek için iç çemberin merkezine gelecek şekilde bir ağırlık monte edilmiştir. Şekil 3.12’de merkeze montajı yapılan ağırlık gösterilmiştir. Ağırlığın, sistemin dengesini bozmaması için iç çemberin merkezine monte edilmesi önemli olduğundan hassas bir ölçüm yapılmış ve montaj işlemi gerçekleştirilmiştir.



Şekil 3.12. İHA'nın takla atmasını engellemek için takılan ağırlık ve montaj yeri.

İHA test düzeneği üzerinde yapılan bu değişiklikler ile yunuslama, yalpalama ve dönme manevralarının testleri düzgün bir şekilde yapılabilecektir.

Yükseklik/irtifa manevrasının testinin yapılabilmesi için test düzeneği üzerine bir makara sistemi eklenmiştir. Şekil 3.13'de eklenen makara sistemi ile birlikte İHA test düzeneği gösterilmiştir.

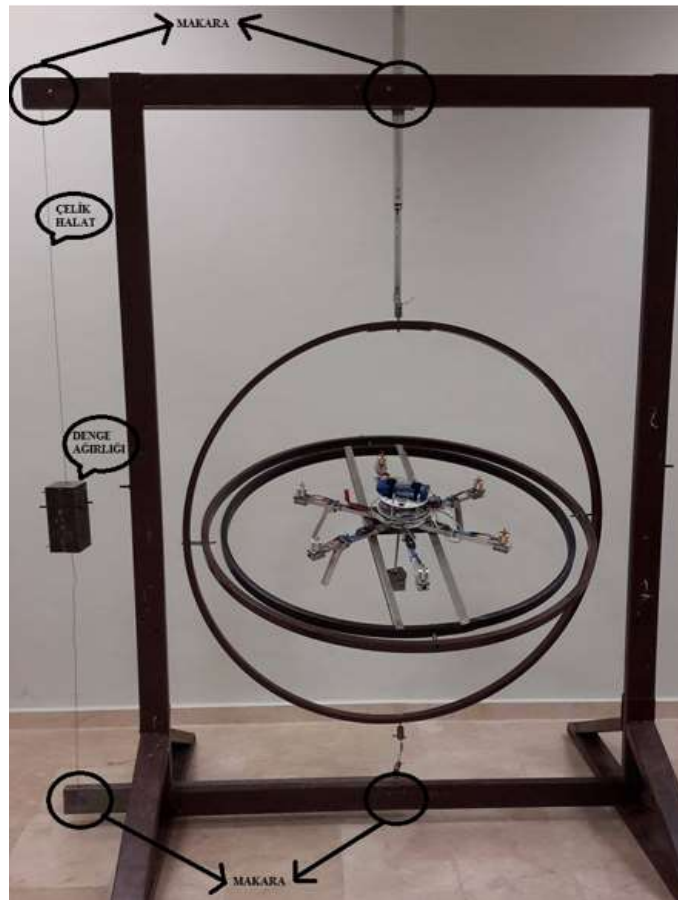


Şekil 3.13. İrtifa hareketi için makara sisteminin çizimi.

Şekil 3.14'de eklenen makaralar, çelik halat ve denge ağırlığı gibi parçalar ile birlikte İHA test düzeneğinin fotoğrafı verilmiştir. İç içe geçmiş 3 çemberi ve içine monte edilen dört rotorlu İHA'nın ağırlığını taşıması için çelik halat kullanılmıştır.

Dört rotorlu İHA'nın, test düzeneğinin dikey ekseninde hareket etmesi için çelik halatın sürtünmeden en az şekilde etkilenmesi sağlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda dört adet makara kullanılarak, İHA test düzeneği daha iyi hale getirilmiştir. Bu makaralar çelik halatın sürtünmesini yumuşatmıştır. Makaralar, bir dikdörtgenin köşelerine konulacak şekilde yerleştirilmiştir.

İç içe geçirilen çemberler ve bunların içine monte edilen dört/altı rotorlu döner kanadın ağırlığını dengelemek için sistemin dışında bulunan çelik halata denge ağırlığı monte edilmiştir. Denge ağırlığının değeri, belirli ölçümler yapılarak bulunmuştur. Çemberlerin ve çelik halatın oluşturmuş olduğu toplam ağırlık miktarı 13.50 kg olarak ölçülmüştür. Denge ağırlığı, kütle değeri bulunduktan sonra, çelik halata monte edilebilecek hale getirilmiştir (Şekil 3.14). İHA test düzeneği prototipinin son değişikliklerden sonra çeşitli açılarda çekilmiş olan fotoğrafları Şekil 3.15'de gösterilmiştir.



Şekil 3.14. Test düzeneğine eklenen makara sistemi.

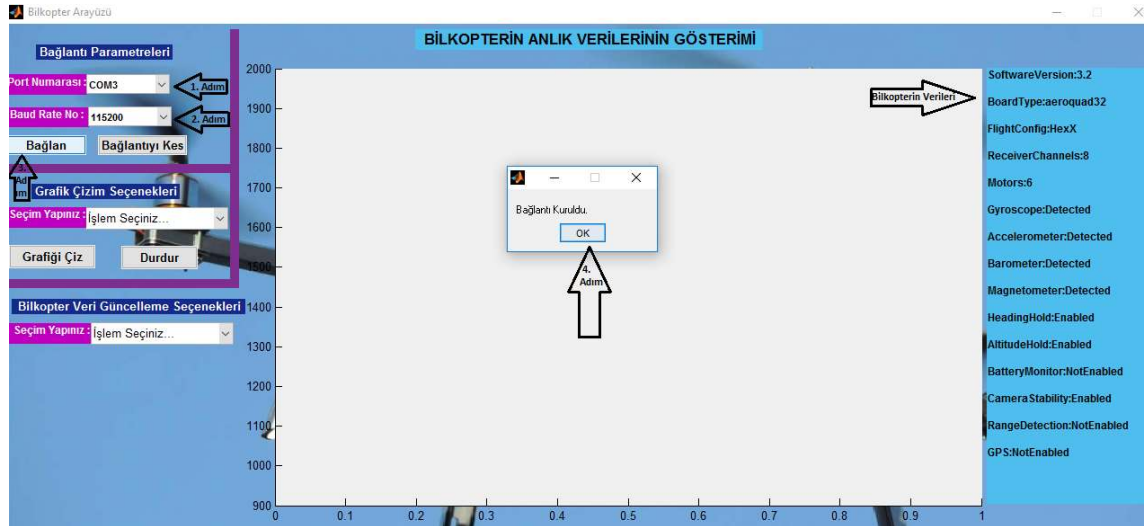


Şekil 3.15. Test düzeneğinin çeşitli açılardan görünümü.

## 4. İHA İLE BİLGİSAYAR İLETİŞİM ARAYÜZ PROGRAMININ GELİŞTİRİLMESİ

Bu çalışma kapsamında test düzeneğine yerleştirilen dört rotorlu döner kanadın üç temel dönme hareketi testleri bir arayüz yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Arayüz için Matlab GUI programı kullanılmıştır. Bilkopter Arayüzü olarak adlandırılan bu arayüz programı, İHA'nın üzerindeki kontrolcü kartı olan Aeroquad 32 uçuş kontrol kartından veriler alınarak yapılmıştır. Gerçekleştirilen arayüz Şekil 4.1'de gösterilmiştir. Test arayüzü üzerinde İHA ile bilgisayar haberleşmesi kablolu ve kablosuz olarak sağlanmıştır. Kablosuz haberleşme için maksimum veri haberleşmesi 1500 mt. mesafesine sahip olan Xbee kablosuz haberleşme modülleri kullanılmıştır. Ayrıca bu arayüz sayesinde döner kanat üzerindeki tüm sensör bilgileri, motor hız değerleri okunabilmekte, yine araç için gerekli parametreler ve denetleyici katsayıları mikrodenetleyiciye gönderilebilmektedir.

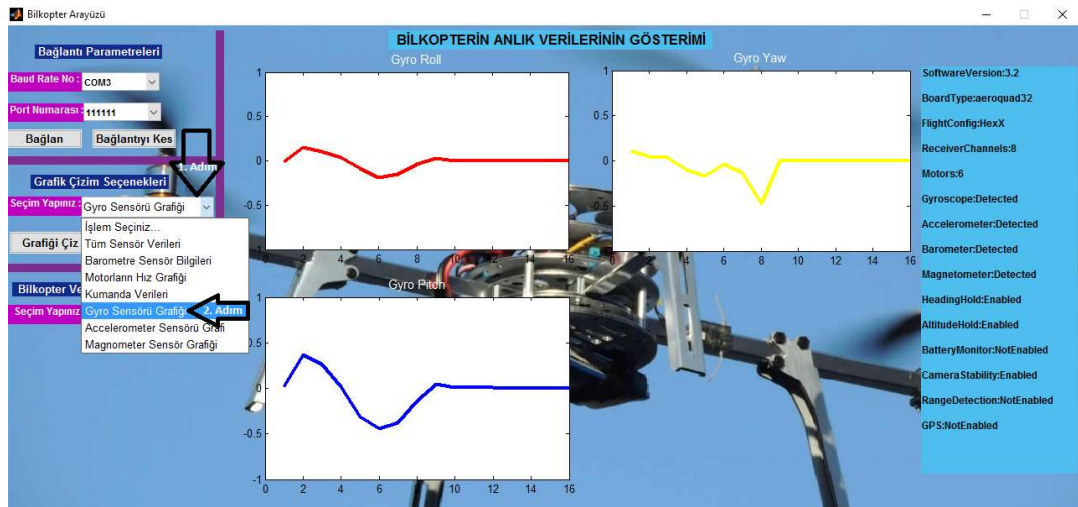
Şekil 7'de “Bağlantı Parametreleri” başlığının altında belirtilen *Port Numarası* ve *Baud Rate No* bölümlerine ilgili port bağlantı değerleri yazılıp araç ve arayüz arasında bağlantı kurulmaktadır. Bağlantı adımları Şekil 4.1'de gösterilmiştir.



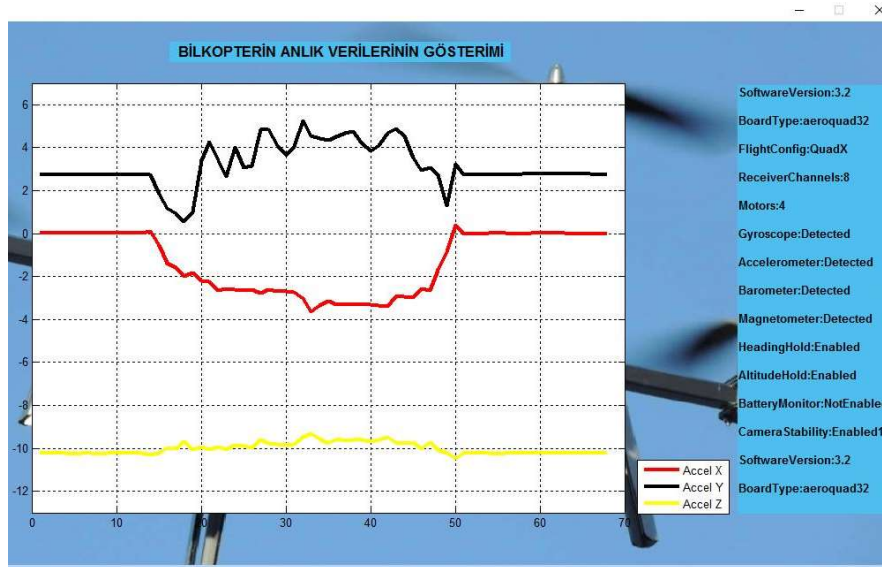
Şekil 4.1. Arayüz bağlantı adımları.

“Grafik Çizim Seçenekleri” başlığı altında dört rotorlu döner kanadın üzerindeki sensör verilerine, motor hız değerlerine ulaşıp bunların anlık olarak çizimi yapılabilmektedir. “Bilkopter Veri Güncelleme Seçeneği” başlığı altındaki bölümde

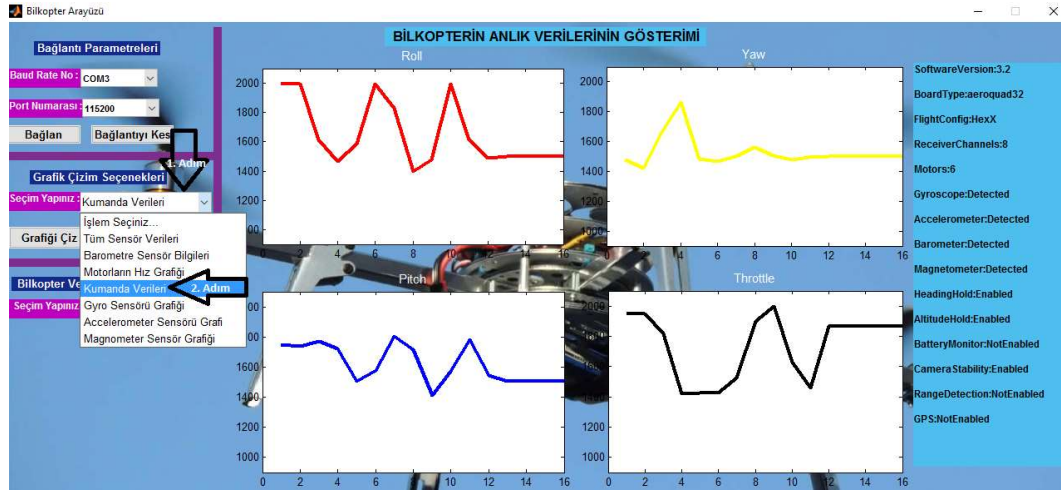
dönme (yaw), yunuslama (pitch) ve yalpalama (roll) testleri gibi test işlemleri yapılabilmektedir. Arayüzün sağ tarafında bulunan bölümde, İHA üzerinde bulunan donanımlar ve ona ait olan özelliklerden kullanımda olan diğer özellikler gösterilmiştir. Arayüz de otonom iniş-kalkış işlemi üzerine olan çalışmalar halen devam edilmektedir. Şekil 4.2’de İHA üzerindeki kontrol kartındaki jiroskop sensör verileri, Şekil 4.3’de ivme sensör verileri, Şekil 4.4’de ise İHA üzerindeki kumanda alıcısına gönderilen 4 temel kumanda verileri (itki, dönme, yunuslama, yalpalama) gösterilmiştir.



Şekil 4.2. Bilkopter arayüzü ile alınan jiroskop sensör verileri.

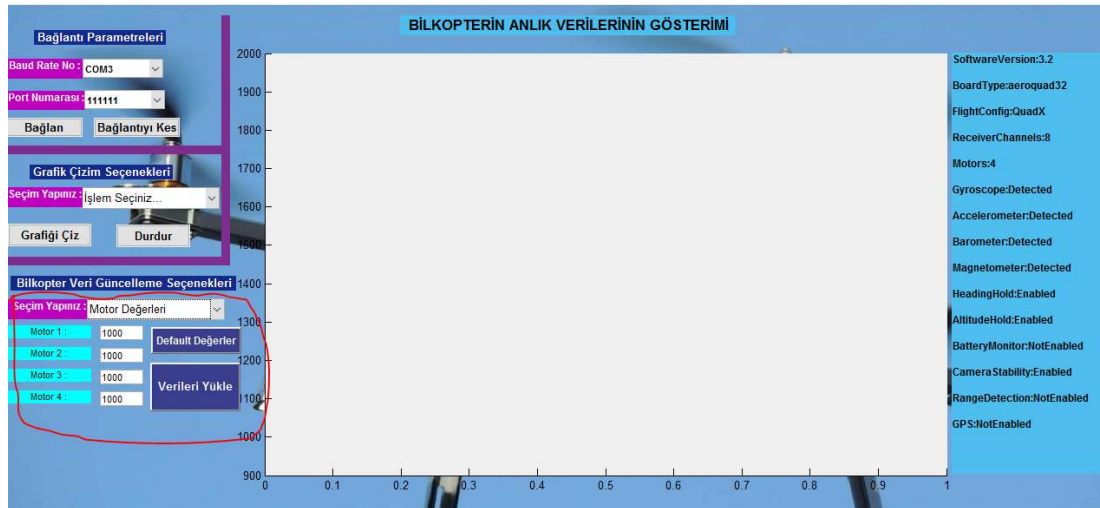


Şekil 4.3. Bilkopter arayüzü ile alınan ivme sensör verileri.



Şekil 4.4. Bilkopter arayüzü ile alınan kumanda verileri.

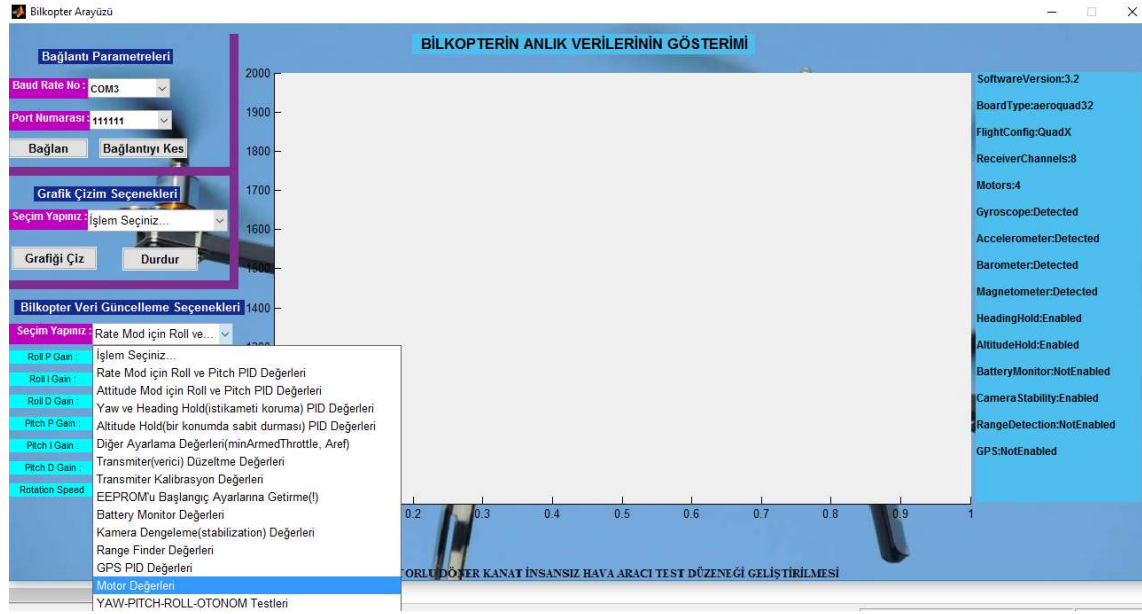
Bilkopter arayüz yardımıyla İHA test düzeneği üzerindeki döner kanada anlık olarak istenilen parametreler gönderilebilmektedir. Yine aynı arayüz ile RC kumanda kullanılmadan araç üzerindeki motorların çalıştırılması ve belirli manevraların yapılabilmesi sağlanmıştır. Şekil 4.5’de arayüz programında motor RPM değerlerinin güncellenmesi gösterilmiştir. Bilgisayar üzerinden değiştirilip “Verileri Yükle” butonuna basıldığında motorların istenilen devirde dönmesi sağlanmıştır.



Şekil 4.5. Bilkopter arayüzü ile motor değerlerinin alınıp gönderilmesi.

Bilkopter’in dış ortamda uçurulduğunda karşılaştığı etkilerden minimum seviyede etkilenmesi için uçuş kontrol kartının PID denetleyici katsayılarının iyi seçilmesi gerekmektedir. Bu katsayıların en uygun değerlerinin seçilmesi için birçok alternatifin denenmesi gerekmektedir. Bunun için bilkopter arayüz programıyla anlık

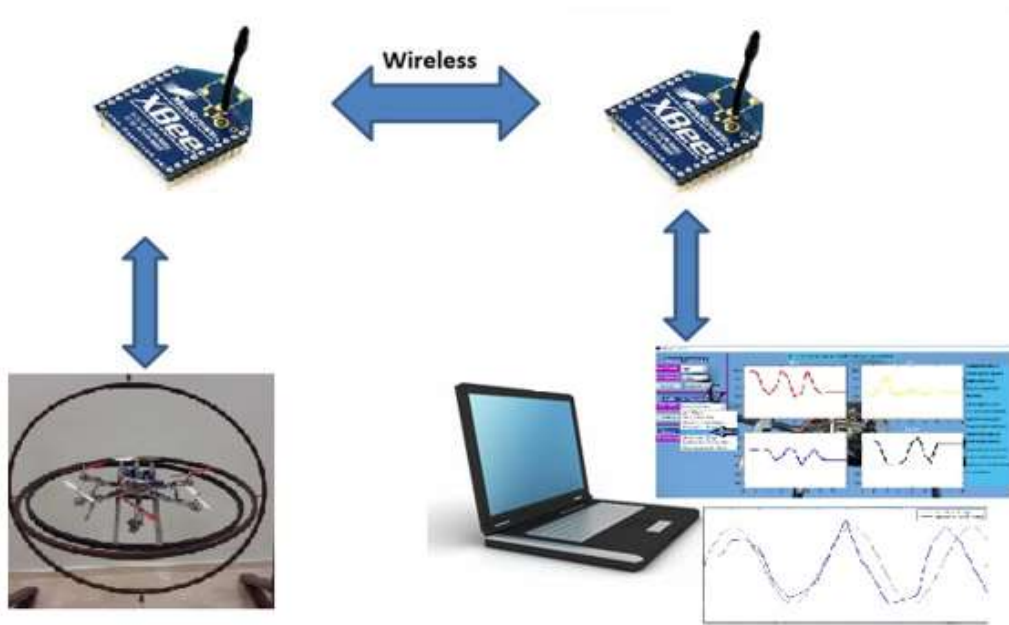
olarak uzaktan PID katsayı değerlerinin değiştirilebilmesi imkânı verilmiştir. Şekil 4.6’da PID katsayılarının nasıl değiştirildiği gösterilmiştir.



Şekil 4.6. Bilkopter arayüzü ile PID katsayılarının değiştirilmesi.

## 5. TEST DÜZENEĞİ İLE GERÇEKLEŞTİRİLEN UYGULAMA SONUÇLARI

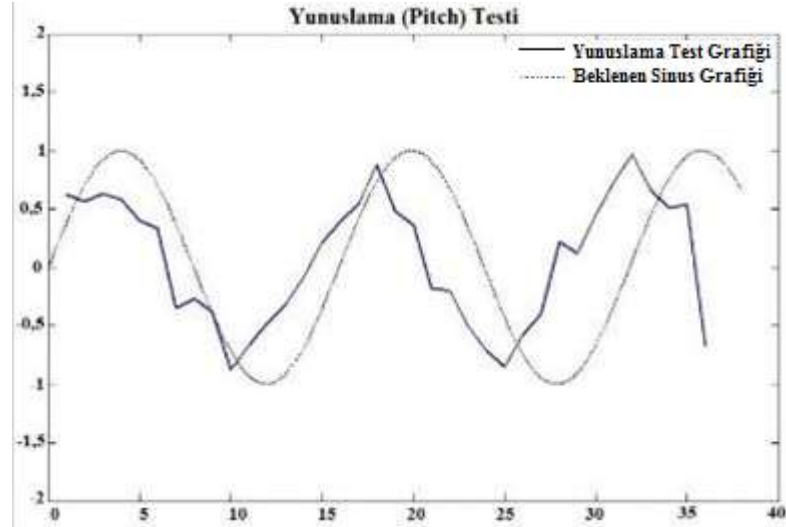
Bu çalışma kapsamında dört/altı rotorlu döner kanatlı İHA'ların temel manevra Yunuslama (Pitch), Yalpalama (Roll), Dönme (Yaw) ve Yükselme (irtifa) hareketleri testlerinin yapılması için test düzeneği geliştirilmiştir. Test sırasında gerekli sensör verilerin alınması ve kontrol ve uçuş parametrelerinin araca gönderilebilmesi için bir arayüz yazılmıştır. Şekil 5.1'de tüm sistemin blok şeması verilmiştir. Bilgisayar ile döner kanat İHA'nın haberleşebilmesi için Xbee kablosuz haberleşme modülleri kullanılmıştır.



Şekil 5.1. İHA test düzeneği ile gerçekleştirilen test blok şeması.

### 5.1 Yunuslama (Pitch) Testleri

Bilkopter test arayüzünde temel üç uçuş hareketini (yalpalama, yunuslama ve dönme) yapmak için 40 saniye boyunca sinüs işareti Xbee kablosuz haberleşme modülü yardımıyla gönderilmiştir. Test düzeneği üzerindeki dört rotorlu döner kanat aracına gönderilen set değerlerine karşılık araç üzerindeki Jiroskop sensöründen alınan veriler aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Yunuslama hareketi için yapılmış olan Bilkopter test arayüzü ile elde edilen test sonuç grafiği Şekil 5.2'de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanatın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür.



Şekil 5.2. Dört rotorlu döner kanat yunuslama (pitch) test sonucu.

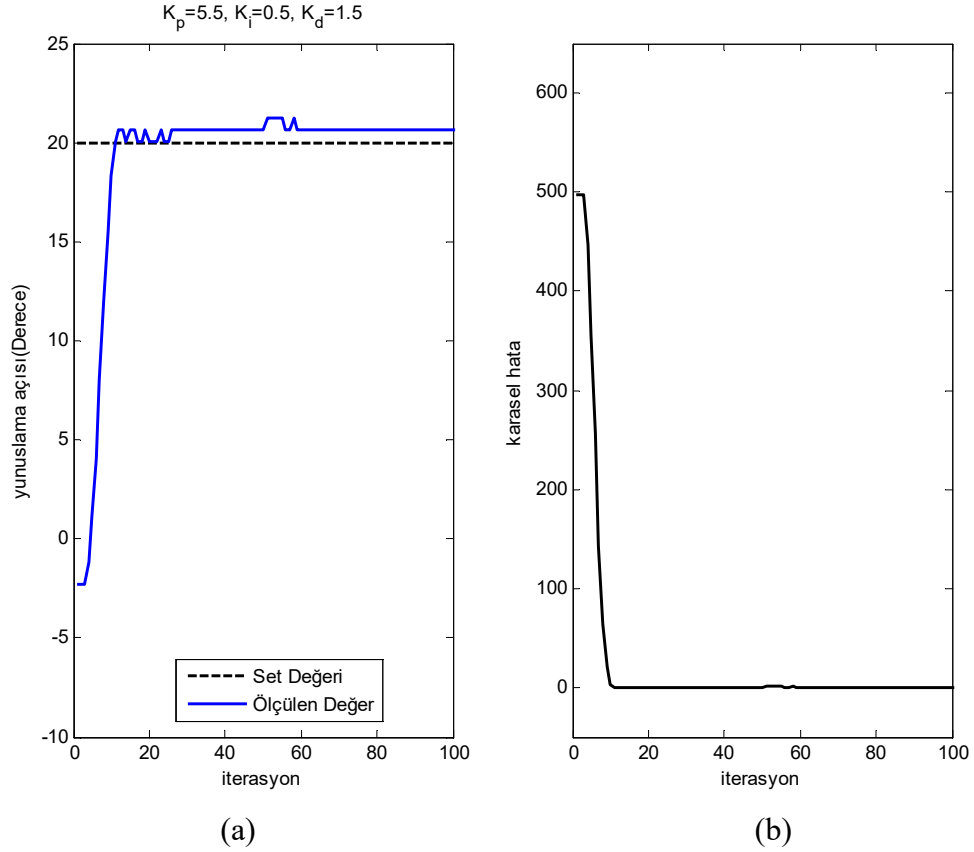
Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir. Şekil 5.3’de yunuslama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerinin grafiksel gösterimi verilmiştir.



Şekil 5.3. Dört rotorlu İHA’nın yunuslama hareketi ve test sonucu.

Altı rotorlu döner kanat (hexacopter) için yapılan yunuslama testleri üç farklı set değerinden oluşmaktadır. PID denetleyici katsayıları test öncesinde  $K_P$ ,  $K_I$  ve  $K_D$  sırasıyla 5.50, 0.50 ve 1.50 olarak seçilmiştir. Şekil 5.4a’da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yunuslama test sonucu ve Şekil 5.4b’de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yunuslama testinde PID denetleyicisi döner kanat üzerindeki sensörler yardımıyla hesaplanan kinematik açı değerini kullanarak motorlar için gerekli RPM değerlerini ayarlamıştır. Yapılan ilk test çalışmasında döner kanat İHA’ya sabit 20°’lik bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Yunuslama testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen sabit açı

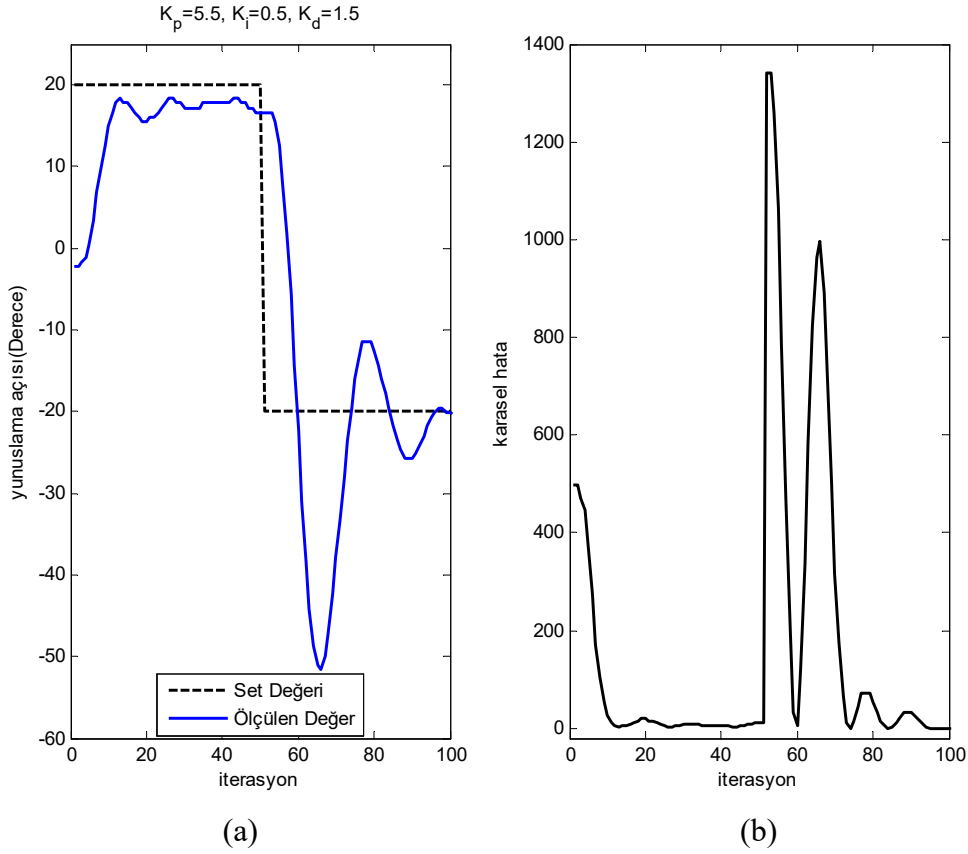
değerine yaklaşık 10. iterasyonda ulaştığı, aynı şekilde karesel hatanın 10. iterasyondan sonra istenen sıfır değerine ulaştığı gözlenmiştir. Set değeri boyunca oluşan salınım ve sabit hata  $K_I$  ve  $K_D$  değerlerinin ayarlanmasıyla giderilebilir.



**Şekil 5.4.** Yunuslama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_P=5.50$ ,  $K_I=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

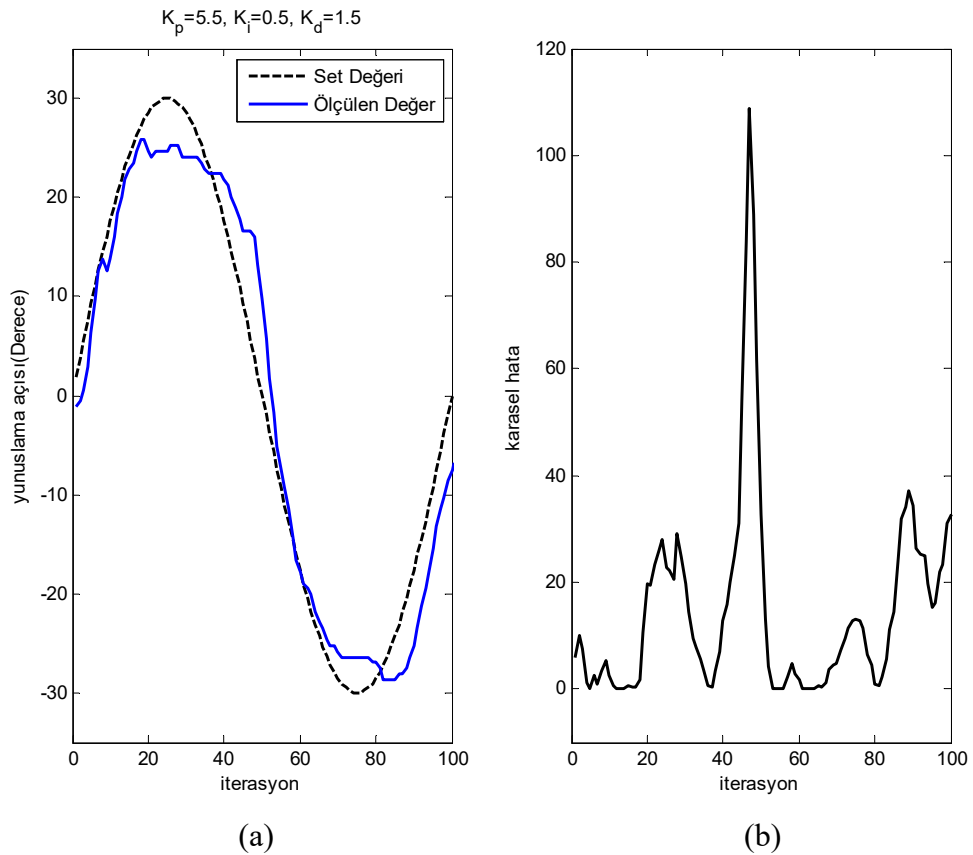
Yapılan ikinci test çalışmasında döner kanat İHA'ya iki farklı sabit açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. İki set açı değerine göre yapılan testlerde açı değeri ilk 50 iterasyona kadar  $20^\circ$  olarak seçilirken 50'den 100'e kadar olan iterasyonlarda ise  $-20^\circ$  olarak verilmiştir. Şekil 5.5a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yunuslama test sonucu ve Şekil 5.5b'de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yunuslama testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen set değerini takip ettiği fakat set açı değerinin değiştiği 50. iterasyonda beklendiği gibi hata oranının arttığı gözlemlenmiştir.  $-20^\circ$ 'lik set açı değeri için testin sonunda hata oranının osilasyon yaparak sifira yaklaştığı tespit

edilmiştir. Oluşan salınımın giderilmesi için  $K_P$  ve  $K_D$  değerlerinin ayarlanması yeterli olacaktır.



**Şekil 5.5.** Yunuslama 2. test sonucu (a), Karesel hata (b) ( $K_P=5.50$ ,  $K_i=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

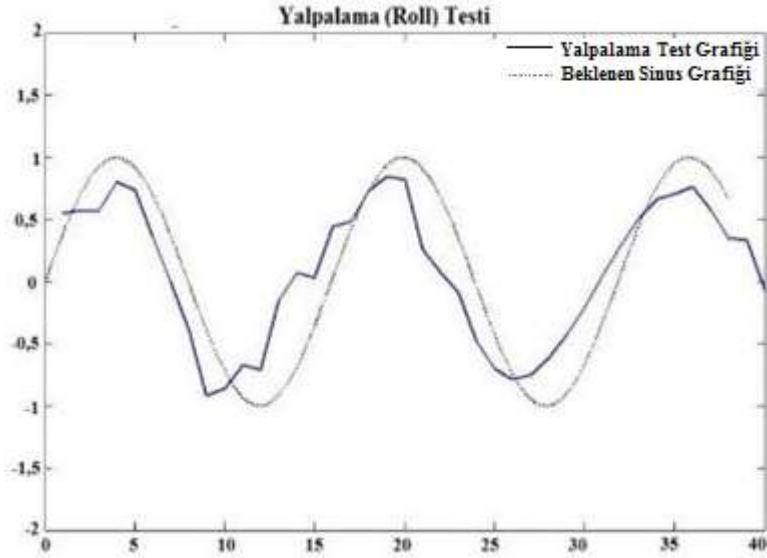
Yapılan üçüncü test çalışmasında döner kanat İHA'ya sinüzoidal bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Şekil 5.6a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yunuslama test sonucu ve Şekil 5.6b'de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yunuslama testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen sinüzoidal set değerini takip ettiği gözlemlenmiştir.



**Şekil 5.6.** Yunuslama 3. test sonucu (a). Karenel hata (b) ( $K_p=5.50$ ,  $K_i=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

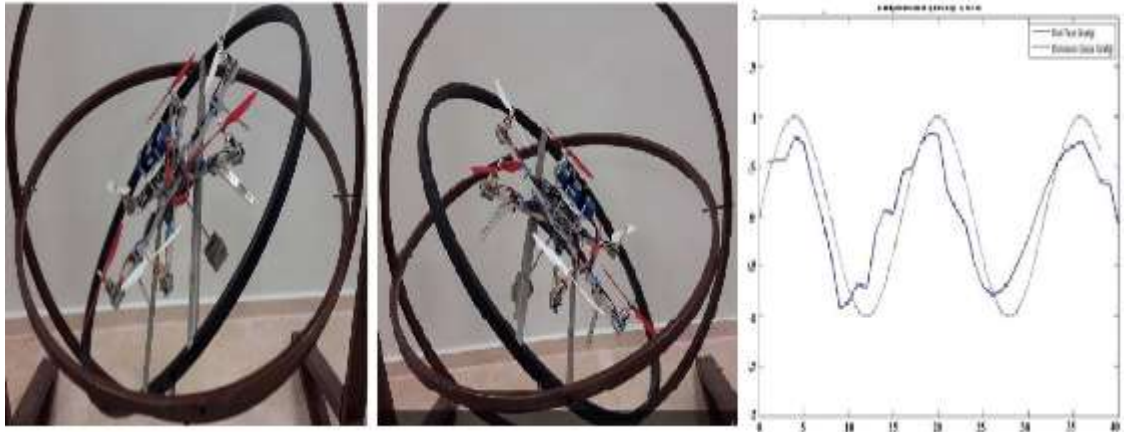
## 5.2 Yalpalama (Roll) Testleri

Bilkopter test arayüzünde temel üç uçuş hareketini (yalpalama, yunuslama ve dönme) yapmak için 40 saniye boyunca sinüs işareti Xbee kablosuz haberleşme modülü yardımıyla gönderilmiştir. Test düzeneği üzerindeki dört rotorlu döner kanat aracına gönderilen set değerlerine karşılık araç üzerindeki Jiroskop sensöründen alınan veriler aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Yalpalama hareketi için yapılmış olan Bilkopter test arayüzü ile elde edilen test sonuç grafiği Şekil 5.7'de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanatın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür.



Şekil 5.7. Yalpalama (Roll) test sonucu.

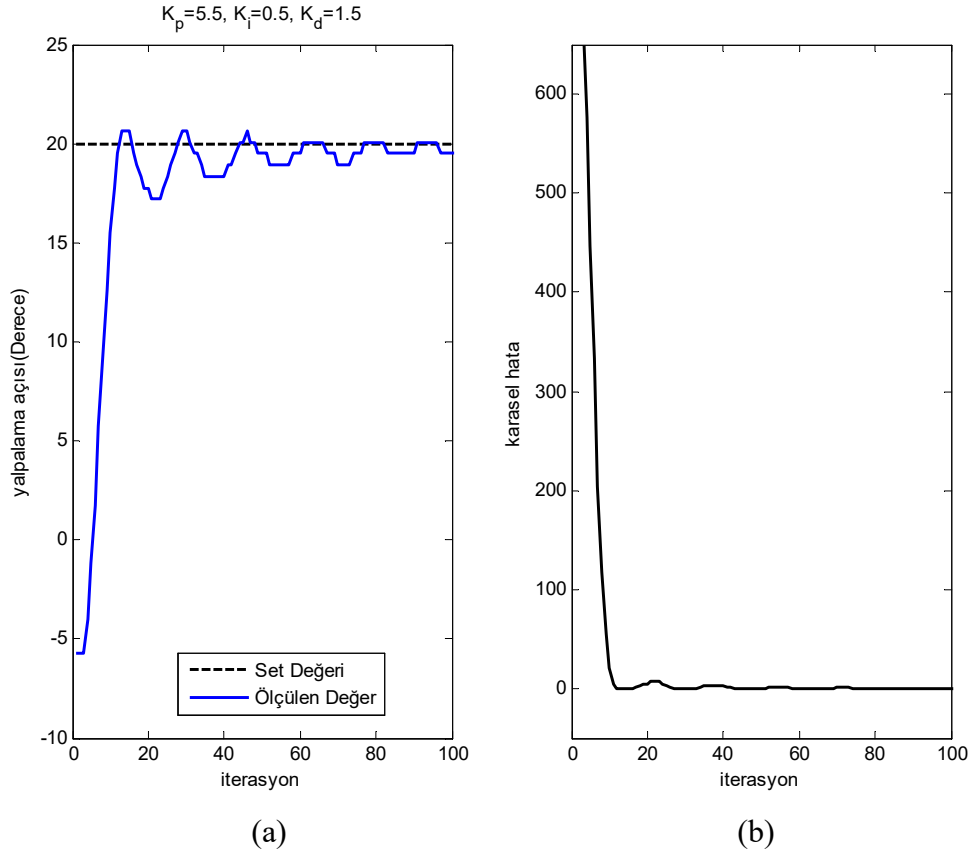
Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir. Şekil 5.8’de yalpalama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerinin grafiksel gösterimi verilmiştir.



Şekil 5.8. Dört rotorlu İHA’nın yalpalama hareketi ve test sonucu.

Altı rotorlu döner kanat (hexacopter) için yapılan yalpalama testleri üç farklı set değerinden oluşmaktadır. PID denetleyici katsayıları test öncesinde  $K_P$ ,  $K_I$  ve  $K_D$  sırasıyla 5.50, 0.50 ve 1.50 olarak seçilmiştir. Şekil 5.9a’da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 5.9b’de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yalpalama testinde PID denetleyicisi döner kanat üzerindeki sensörler yardımıyla hesaplanan kinematik açı değerini kullanarak motorlar için gerekli RPM değerlerini ayarlamıştır. Yapılan ilk test çalışmasında döner kanat İHA’ya sabit 20°’lik bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Yalpalama

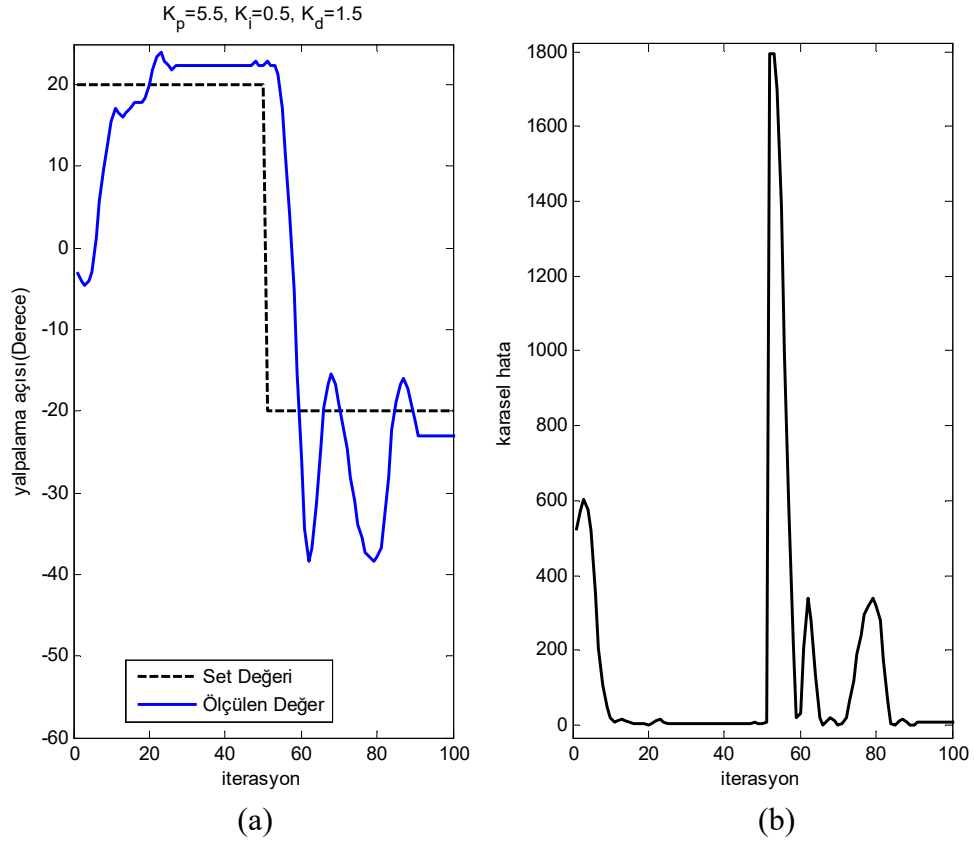
testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen sabit açı değerine yaklaşık 10. iterasyonda ulaştığı, aynı şekilde karesel hatanın 10. iterasyondan sonra istenen sıfır değerine ulaştığı gözlenmiştir. Set değeri boyunca oluşan salınım ve sabit hata  $K_I$  ve  $K_D$  değerlerinin ayarlanmasıyla giderilebilir.



**Şekil 5.9.** Yalpalama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_P=5.50$ ,  $K_I=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

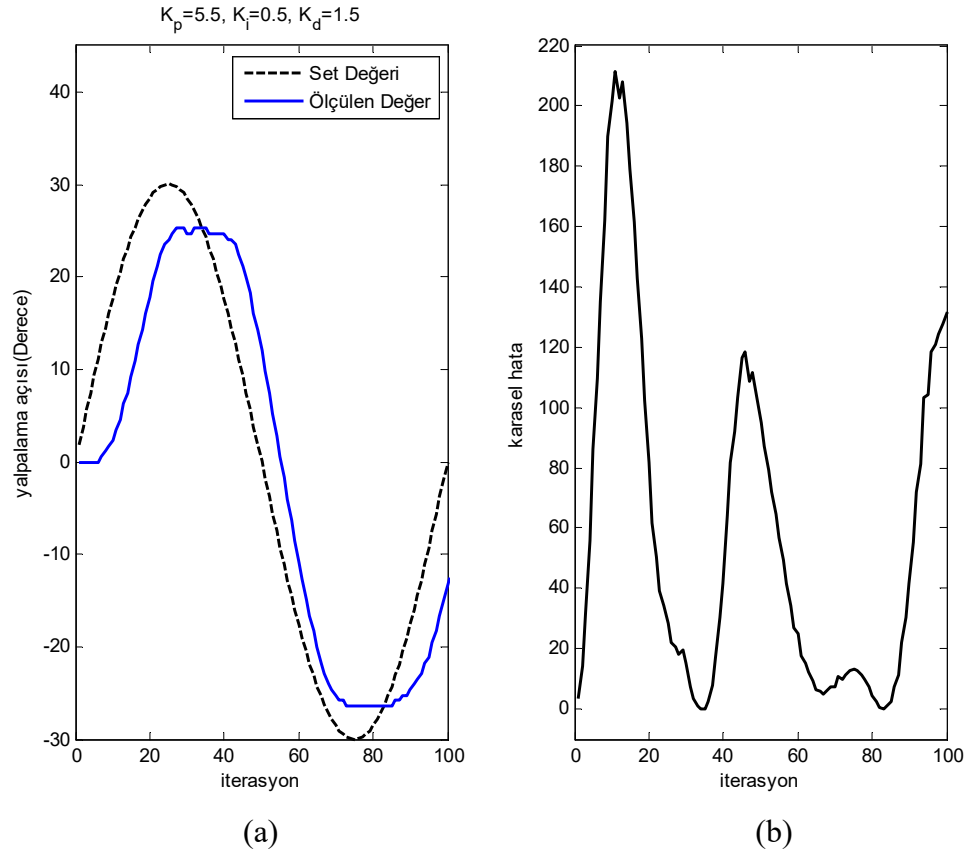
Yapılan ikinci test çalışmasında döner kanat İHA'ya iki farklı sabit açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. İki set açı değerine göre yapılan testlerde açı değeri ilk 50 iterasyona kadar  $20^\circ$  olarak seçilirken 50'den 100'e kadar olan iterasyonlarda ise  $-20^\circ$  olarak verilmiştir. Şekil 5.10a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 5.10b'de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yalpalama testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen set değerini takip ettiği fakat set açı değerinin değiştiği 50. iterasyonda beklendiği gibi hata oranının arttığı gözlemlenmiştir.  $-20^\circ$ lik set açı değeri için testin sonunda hata oranının osilasyon yaparak sıfıra yaklaştığı tespit

edilmiştir. Oluşan salınımın giderilmesi için  $K_P$  ve  $K_D$  değerlerinin ayarlanması yeterli olacaktır.



**Şekil 5.10.** Yalpalama 2. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_P=5.50$ ,  $K_i=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

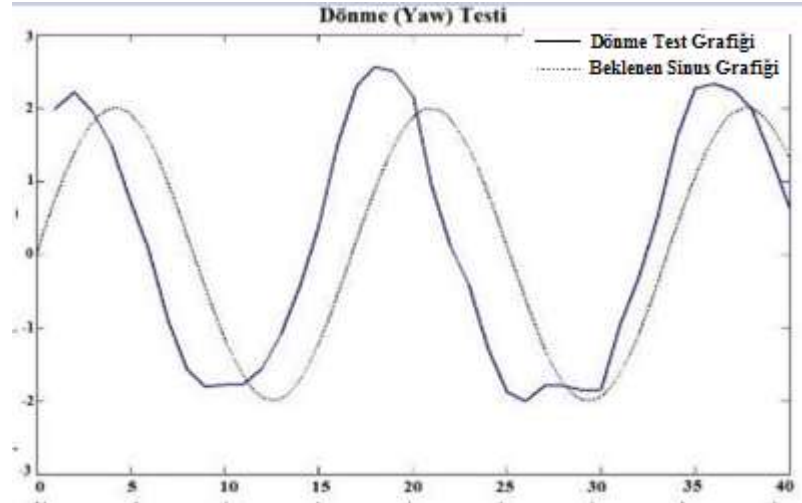
Yapılan üçüncü test çalışmasında döner kanat İHA'ya sinüzoidal bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Şekil 5.11a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 5.11b'de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir. Yalpalama testinde İHA test düzeneğine yerleştirilen altı rotorlu döner kanadın verilen sinüzoidal set değerini takip ettiği gözlemlenmiştir.



**Şekil 5.11.** Yalpalama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_P=5.50$ ,  $K_i=0.50$ ,  $K_D=1.50$ ).

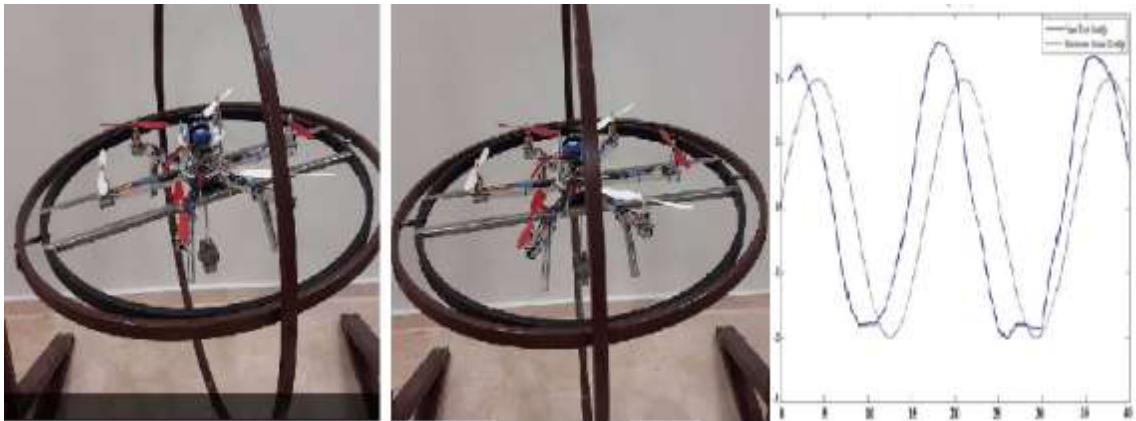
### 5.3 Dönme (Yaw) Testleri

Bilkopter test arayüzünde temel üç uçuş hareketini (yalpalama, yunuslama ve dönme) yapmak için 40 saniye boyunca sinüs işareti Xbee kablosuz haberleşme modülü yardımıyla gönderilmiştir. Test düzeneği üzerindeki dört rotorlu döner kanat aracına gönderilen set değerlerine karşılık araç üzerindeki Jiroskop sensöründen alınan veriler aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Dönme hareketi için yapılmış olan Bilkopter test arayüzü ile elde edilen test sonuç grafiği Şekil 5.12’de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanatın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür.



Şekil 5.12. Dönme (Yaw) test sonucu.

Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir. Şekil 5.13’de yunuslama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerinin grafiksel gösterimi verilmiştir.



Şekil 5.13. Dört rotorlu İHA’nın dönme hareketi ve test sonucu.

## 6. SONUÇ

Bu çalışma, 2014-02-BİL.03-001 nolu “İnsansız Hava Aracı Test Düzeneginin Tasarımı ve Gerçekleştirilmesi” isimli Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projesi kapsamında gerçekleştirildi.

İHA'nın uçuş denetim parametrelerinin yeterince iyi bir şekilde ayarlanamaması uçuş sırasında istenmeyen kazalara neden olmaktadır. Kullanılan donanımsal birimlerin ücretlerinin yüksek olması ve elde edilmesinin uzun sürmesi sebebiyle bu tip hava araçlarında denetleyicinin parametre ayarlarının doğru yapılması büyük önem arz etmektedir. Bu çalışma kapsamında, çok rotorlu döner kanat insansız hava araçları için kontrol algoritmalarının ve uçuş denetim parametrelerinin test edilebileceği bir düzenek tasarımı gerçekleştirildi. Yapılan literatür çalışmaları sonucunda İHA'lar için yapılan test düzeneklerinin sınır değerlere sahip olduğu görülmüştür. Bu çalışma kapsamında, jiroskop çalışma mantığı esas alınarak geliştirilen test düzeneği ile üç temel uçuş hareket olan yunuslama, yalpalama ve dönme hareket testleri gerçekleştirilmiş ve yükseklik/irtifa hareket testinin gerçekleştirmek için makara sistemi test düzeneğine eklendi. Bu temel uçuş hareket testlerini yapan diğer test düzeneklerinde bulunan sınır değerlere sahip olma sorunu, bu test düzeneğinde çözüldü. Yapılan test çalışmaları sonucunda, İHA sisteminin yalpalama, yunuslama ve sapma hareketlerinin grafiksel çıktıları elde edildi. Yunuslama ve yalpalama hareket testleri için verilen açı değerine göre üçer adet test yapıldı.

Bu çalışma kapsamında test düzeneğine yerleştirilen dört/altı rotorlu döner kanadın üç temel dönme hareketi testleri bir arayüz yardımıyla gerçekleştirildi. Arayüz için Matlab GUI programı kullanıldı. Bilkopter Arayüzü olarak adlandırılan bu arayüz programı, İHA'nın üzerindeki kontrolcü kartı olan Aeroquad 32 uçuş kontrol kartından veriler alınarak yapıldı. Test arayüzü üzerinde İHA ile bilgisayar haberleşmesi kablolu ve kablosuz olarak sağlandı. Kablosuz haberleşme için Xbee kablosuz haberleşme modülleri kullanıldı. Ayrıca bu arayüz sayesinde döner kanat üzerindeki tüm sensör bilgileri, motor hız değerleri okunabildi, yine araç için gerekli parametreler ve denetleyici katsayıları mikrodenetleyiciye gönderilebildi.

İlerleyen çalışmalarda sadece dört ve altı rotorlu değil, çok rotorlu insansız hava araçlarının da testlerinin yapılması için test düzeneği geliştirilebilmektedir. İHA için gerçekleştirilen test düzeneği demirden yapılması gereksiz ağırlık yapması bir dezavantaj olmuştur. Test düzeneğinin daha hafif olması ve kolayca taşınabilir olması için farklı bir malzeme kullanılabilir. Bilkopter adlı İHA'a Otonom uçuş özelliğinin ve eve dönme (Return To Home) özelliklerinin kazandırılabilir. Matlab GUI yardımıyla yapılan Bilkopter Arayüz programında bulunan eksikliklerin giderilmesi için çalışmalar yapılabilir. Bilgisayar üzerinden yapılan bu işlemlerin mobil cihazlarda da yapılması için Matlab GUI dışında farklı programlar kullanılması düşünülmektedir.

## KAYNAKLAR

- Aermatica, "AermaticaSpa Anteos Image", Int: <http://www.aermatica.com/>, (Ziyaret edilme tarihi 01.06.2016).
- Aeroquad, "The Open Source Quadcopter/Multicopter", Int: <http://aeroquad.com/content.php>, (Ziyaret edilme tarihi 02.06.2016).
- Albayrak, M., ve Arısoy, A., "Dört Rotorlu Hava Aracı İçin Gerçek Zamanda Yapay Sinir Ağları İle Kontrolör Tasarımı", *Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 6: 1-7 (2013).
- Aviastar, "Breguet-Richet Gyroplane No.1 1907" Int: [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/breguet\\_gyro.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/breguet_gyro.php), (Ziyaret edilme tarihi 11.05.2016).
- Aviastar, "Convertawings Model A 1956", Int: [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/convertawings.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php), (Ziyaret edilme tarihi 23.05.2016).
- Aviastar, "Bell QTR Quad Tiltrotor Project", Int: [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/bell\\_qtr.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bell_qtr.php), (Ziyaret edilme tarihi 30.05.2016).
- Azfar, Z.A., and Hazry, D., "A Simple Approach On Implementing Imu Sensor Fusion in PID Controller For Stabilizing Quadrotor Flight Control", *2011 IEEE 7th International Colloquium On Signal Processing And Its Applications*, Penang, 7: 28-32 (2011).
- Baran, E.A., Hançer, C., Çalikoğlu, E., Duman, E., Çetinsoy, E., Ünel, M., ve Akşit, M.F., "İnsansız Hava Araçları İçin Test Düzenegi Tasarımı Ve Üretimi", *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı TOK'08*, (2008).
- Başoğul, R., "Evrenin dengeleyicisi: Jiroskop", Int: <http://www.rehabasogul.com/2009/05/02/evrenin-dengeleyicisi-jiroskop/>, (Ziyaret edilme tarihi 04.04.2016).
- Bouabdallah, S., and Siegwart, R., "Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor", *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2247-2252 (2005).
- BlackApple, "Parrot AR Drone 2.0 Nedir?", Int: <http://www.blackappleservis.com/parrot-ar-drone-2-0-nedir/>, (Ziyaret edilme tarihi 27.05.2016).
- Bouabdallah, S., Becker, M., and Siegwart, R., "Autonomous miniature flying robots: Coming soon!", *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 14: 88-98 (2007).

### KAYNAKLAR (Devam Ediyor)

- Bryan R. Swopes, "4 May 1924", Int: <http://www.thisdayinaviation.com/4-1924/> , (Ziyaret edilme tarihi 15.05.2016).
- Dirman, H., Mongkhun, Q., Rozaimi G., Mohd, N.M.T., Wahyu, M.U., and Rosli, O., "Simple GUI Wireless Controller of Quadcopter", *Int. J. Communications, Network and System Sciences*, 6. 52-59, (2013).
- Erginer, B., "Quadrotor VTOL Aracının Modellenmesi ve Kontrolü", Yüksek Lisans Tezi, *İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimler Enstitüsü*, İstanbul (2007).
- Erginer, B., ve Altuğ, E., "Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle", *Proceedings of the 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, 894-899 (2007).
- Fernando, H.C.T.E., De Silva, A.T.A., De Zoysa, M.D.C., Dilshan, K.A.D.C., and Munasinghe, S.R., "Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV", *Industrial and Information Systems (ICIIS), 2013 8th IEEE International Conference*, Peradeniya, 207-212 (2013).
- Göl G., "Quadcopter nedir, nasıl çalışır?", (2015), Int: <http://docplayer.biz.tr/13539368-Gokhan-gol-2-multikopter-sistemleri-ve-ucma-prensipleri.html>, (Ziyaret edilme tarihi 03.06.2016).
- Grzonka, S., Grisetti, G., and Burgard, W., "A Fully Autonomous Indoor Quadrotor", *IEEE Transactions On Robotics*, 28: 90-100 (2011).
- Jaehong, L., Changmin L., and DaeEun K., "Attitude Control of Quadrotor with On-Board Visual Feature Projection System", *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference*, Tokyo, 2426-2431 (2013).
- Kassan, J. and Morelli, J. , "Ultrasonic Sensing for Challenging Environments", Int: [http://files.pepperlfuchs.com/selector\\_files/navi/productInfo/doct/tdoct1564a\\_usa.pdf](http://files.pepperlfuchs.com/selector_files/navi/productInfo/doct/tdoct1564a_usa.pdf), (Ziyaret edilme tarihi 03.06.2016).
- Mirza, K., "Quad Rotor Operation", Int: <http://www.studenttraininglab.com/fyp/quadcopter-project/>, (Ziyaret edilme tarihi 04.05.2016).
- Ökten, İ., Üçgün, H., Yüzgeç, U., ve Kesler, M., "Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Dinamik Modellenmesi ve Benzetimi", Mahmut Hekim, Kenan Zengin ve İlker Günay, *Gaziosmanpaşa Üniversitesi*, Tokat, 136-141(2016).
- Ömürlü, V.E., Engin Ş.N., Kırılı, A., Kurtoğlu, ve S., Büyükşahin, U., "A stationary, variable DOF flight control system for an unmanned quadcopter", *Turk J Elec Eng&Comp Sci*, 19(6): 891-899 (2011).

### KAYNAKLAR (Devam Ediyor)

- Samancı, B., "Accelerometer, Gyroscope, IMU nedir?", (2014), Int: <http://www.barissamanci.net/Makale/26/accelerometer-gyroscope-imu-nedir/>, (Ziyaret edilme tarihi 04.06.2016).
- Sözmen H., "ESC nedir, Ne işe yarar, Nasıl Seçilir, Nelere dikkat Edilmelidir?", Int: [http://www.heliteknik.com/forum/esc-\\_\\_\\_-bec/1643-esc-nedir-ne-ise-yarar-nasil-secilir-nelere-dikkat-edilmelidir.html](http://www.heliteknik.com/forum/esc-___-bec/1643-esc-nedir-ne-ise-yarar-nasil-secilir-nelere-dikkat-edilmelidir.html), (Ziyaret edilme tarihi 03.06.2016).
- Swiss Federal Institute of Technology, "Indoor Helicopter", Int: [http://www.uav.ethz.ch/research/projects/Indoor\\_Helicopter](http://www.uav.ethz.ch/research/projects/Indoor_Helicopter), (Ziyaret edilme tarihi 03.06.2016).
- Şahin Ö., "Ultrasonik ve Infrared Sensörler Kullanılarak Uzaklık Ölçümü", Dokuz Eylül Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği, Int: <http://www.otomasyondergisi.com.tr/arsiv/yazi/60-ultrasonik-ve-infrared-sensorler-kullanilarak-uzaklik-olcumu>, (Ziyaret edilme tarihi 04.06.2016).
- Taylor, J.W.R., "Jane's pocket book of remotely piloted vehicles", *Collier Books*, London, (1977).
- Üçgün, H., Ökten, İ., Yüzgeç, U., ve Kesler, M., "Dört Rotorlu Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Test Düzenegi Geliştirilmesi", Mahmut Hekim, Kenan Zengin ve İlker Günay, *Gaziosmanpaşa Üniversitesi*, Tokat, 71-76 (2016).
- Vikipedi, Özgür Ansiklopedi, "de Bothezat helicopter", Int: [https://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Bothezat\\_helicopter](https://en.wikipedia.org/wiki/De_Bothezat_helicopter), (Ziyaret edilme tarihi 13.05.2016).
- Vikipedi, Özgür Ansiklopedi, "Curtiss Wright VZ-7", Int: [https://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright\\_VZ-7](https://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright_VZ-7), (Ziyaret edilme tarihi 25.05.2016).
- Vikipedi, Özgür Ansiklopedi, "Jiroskop", <http://tr.wikipedia.org/wiki/Jiroskop>, 2014 (Ziyaret edilme tarihi 04.06.2016).
- Wikipedia, Free Encyclopedia, "Flight Dynamics (fixed-wing aircraft)", [http://en.wikipedia.org/wiki/Flight\\_dynamics\\_\(fixed-wing\\_aircraft\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Flight_dynamics_(fixed-wing_aircraft)), (2014) (Ziyaret edilme tarihi 04.06.2016).

## ÖZGEÇMİŞ



### Kişisel Bilgiler

Adı Soyadı : İrfan ÖKTEN  
Doğum Yeri ve Tarihi : Batman, 03.09.1991

### Eğitim Durumu

Lisans Öğrenimi : Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi,  
Bilgisayar Mühendisliği(2014)  
Bildiği Yabancı Diller : İngilizce  
Bilimsel Faaliyetleri :

### İş Deneyimi

Stajlar : Quresell Sosyal Ticaret Medya(İstanbul/Türkiye)(1. Staj)  
DpointGroup (Barcelona/İSPANYA)(2. Staj)  
Projeler :  
Çalıştığı Kurumlar :

### İletişim

Adres : Gazipaşa Mah. Futbol Sok. Özbelde Sitesi B-Blok Kat:3  
Daire:17 Merkez/ BİLECİK  
Tel : 0 543 520 77 33  
E-Posta Adresi : irfanokten@gmail.com

### Akademik Çalışmaları

- Ökten, İ., Üçgün, H., Yüzgeç, U., ve Kesler, M., “Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Dinamik Modellenmesi ve Benzetimi”, Mahmut Hekim, Kenan Zengin ve İlker Günay, *Gaziosmanpaşa Üniversitesi*, Tokat, 136-141(2016).
- Üçgün, H., Ökten, İ., Yüzgeç, U., ve Kesler, M., “Dört Rotorlu Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Test Düzenegi Geliştirilmesi”, Mahmut Hekim, Kenan Zengin ve İlker Günay, *Gaziosmanpaşa Üniversitesi*, Tokat, 71-76 (2016).

### Yabancı Dil Bilgisi

Yabancı Dil Sınavı(YDS) : 62.50

Tarih: 01/07/2016