



**T.C.  
BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ  
BİLİMSEL ARAŞTIRMA PROJESİ SONUÇ RAPORU**

**İNSANSIZ HAVA ARACI TEST DÜZENEĞİNİN TASARIMI  
VE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ**

**PROJE YÖNETİCİSİ: DOÇ. DR. UĞUR YÜZGEÇ**  
**PROJE NUMARASI: 2014-02.BİL.03-01**  
**ARAŞTIRMACILAR: DOÇ. DR. METİN KESLER,**  
**DOÇ. DR. CİHAN KARAKUZU**  
**ÖĞR. GÖR. TELAT TÜRKYILMAZ**  
**ÖĞR. GÖR. ALİ RIZA GÜN**  
**ARŞ. GÖR. GÖKHAN UÇAR**  
**ARŞ. GÖR. HAKAN ÜÇGÜN**  
**İRFAN ÖKTEN (YÜKSEK LİSANS ÖĞRENCİSİ)**

**BAŞLAMA TARİHİ: 02 MAYIS 2015**  
**BİTİŞ TARİHİ: 20 EYLÜL 2016**

**BİLECİK ŞEYH EDEBALI ÜNİVERSİTESİ**  
**BİLECİK 2016**

## **ABSTRACT**

### **DEVELOPMENT AND DESIGN OF TEST MECHANISM FOR UNMANNED AIR VEHICLE**

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

## ÖZET

# İNSANSIZ HAVA ARACI TEST DÜZENEĞİNİN TASARIMI VE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ

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

# İÇİNDEKİLER

ABSTRACT .....	ii
ÖZET .....	iii
İÇİNDEKİLER .....	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	v
SİMGELER VE KISALTMALAR .....	7
1. GİRİŞ .....	8
2. I. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR .....	10
2.1 LİTERATÜR ÖZETİ .....	10
2.2 SONUÇ VE DEĞERLENDİRME .....	14
3. II. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR .....	15
3.1 TEST DÜZENEĞİ İÇİN JİROSKOP MODELİ .....	15
3.2 TEST DÜZENEĞİ BİLGİSAYAR ÇİZİMLERİ .....	17
3.3 İHA TEST DÜZENEĞİNİN GERÇEKLEŞTİRİLMESİ .....	20
4. III. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR .....	25
4.1 İHA İLE BİLGİSAYAR İLETİŞİM ARAYÜZ PROGRAMININ GELİŞTİRİLMESİ .....	25
4.2 TEST DÜZENEĞİ İLE GERÇEKLEŞTİRİLEN UYGULAMA SONUÇLARI .....	28
4.2.1 YUNUSLAMA (PITCH) TESTLERİ .....	29
4.2.2 YALPALAMA (ROLL) TESTLERİ .....	32
4.2.3 DÖNME (YAW) TESTLERİ .....	35
5. SONUÇ .....	38
6. BİLİMSEL ETKİNLİKLER .....	39
KAYNAKLAR .....	40
EK-1: .....	42

# ŞEKİLLER DİZİNİ

## Sayfa No

Şekil 2.1. Solidworks çizimi (Baran, 2008) (a). Gerçekleşmiş yapı (Baran, 2008) (b).....	11
Şekil 2.2. Deney düzeneği (Ömürlü, 2011).....	11
Şekil 2.3. Dört rotorlu İHA'nın kontrol deney düzeneği (Albayrak ve Arısoy, 2013). ....	12
Şekil 2.4. Quadrotor tek eksen kontrol düzeneği (Grzonka, 2011). ....	12
Şekil 2.5. İHA tek eksen kontrol düzeneği (Azfar ve Hazry, 2011). ....	13
Şekil 2.6. Zürih'te kullanılan test düzeneği (Gerig, 2016). ....	13
Şekil 2.7. İHA test düzeneği (Baran, 2008). ....	14
Şekil 2.8. Bilkopter mevcut test düzeneği. ....	14
Şekil 3.1. Jiroskop örneği (Başoğul, 2016). ....	15
Şekil 3.2. Yunuslama (pitch), yalpalama (roll) ve dönme (yaw) hareketleri (Mirza, 2013). ...	16
Şekil 3.3. Önerilen İHA test düzeneğinin SolidWorks çizimi. ....	17
Şekil 3.4. İHA test düzeneği iç çember çizimi. ....	18
Şekil 3.5. İHA test düzeneği montaj parçaları. ....	18
Şekil 3.6. İHA test düzeneğinin dış çerçevesi. ....	18
Şekil 3.7. İHA test düzeneğinin Solidworks görüntüsü. ....	19
Şekil 3.8. İHA test düzeneğinin ölçüleri. ....	19
Şekil 3.9. Test düzeneğinin gerçekleştirilmiş hali.....	20
Şekil 3.10. İHA test düzeneğinin ayak uzunluğu. ....	21
Şekil 3.11. Çemberlerin bağlantı noktası. ....	21
Şekil 3.12. İHA'nın takla atmasını engellemek için takılan ağırlık ve montaj yeri. ....	22
Şekil 3.13. İrtifa hareketi için makara sisteminin çizimi.....	22
Şekil 3.14. Test düzeneğine eklenen makara sistemi. ....	23
Şekil 3.15. Test düzeneğinin çeşitli açılardan görünümü.....	24
Şekil 4.1. Arayüz bağlantı adımları.....	25
Şekil 4.2. Bilkopter arayüzü ile alınan jiroskop sensör verileri. ....	26
Şekil 4.3. Bilkopter arayüzü ile alınan ivme sensör verileri. ....	26
Şekil 4.4. Bilkopter arayüzü ile alınan kumanda verileri. ....	27
Şekil 4.5. Bilkopter arayüzü ile motor değerlerinin alınıp gönderilmesi. ....	27
Şekil 4.6. Bilkopter arayüzü ile PID katsayılarının değiştirilmesi. ....	28
Şekil 4.7. İHA test düzeneği ile gerçekleştirilen test blok şeması. ....	29

<b>Şekil 4.8.</b> Dört rotorlu döner kanat yunuslama (pitch) test sonucu.....	29
<b>Şekil 4.9.</b> Dört rotorlu İHA'nın yunuslama hareketi ve test sonucu.....	30
<b>Şekil 4.10.</b> Yunuslama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b).....	30
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	30
<b>Şekil 5.5.</b> Yunuslama 2. test sonucu (a), Karesel hata (b).....	31
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	31
<b>Şekil 4.11.</b> Yunuslama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b).....	32
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	32
<b>Şekil 4.12.</b> Yalpalama (Roll) test sonucu.....	33
<b>Şekil 4.13.</b> Dört rotorlu İHA'nın yalpalama hareketi ve test sonucu.....	33
<b>Şekil 4.14.</b> Yalpalama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b).....	34
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	34
<b>Şekil 4.15.</b> Yalpalama 2. test sonucu (a). Karesel hata (b).....	35
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	35
<b>Şekil 4.16.</b> Yalpalama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b).....	36
(Kp=5.50, Ki=0.50, Kd=1.50).....	36
<b>Şekil 4.17.</b> Dönme (Yaw) test sonucu.....	36
<b>Şekil 4.18.</b> Dört rotorlu İHA'nın dönme hareketi ve test sonucu.....	37

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

V	: Voltaj
$\Phi$	: Yalpalama Açısı Değeri
$\Psi$	: Yönelme Açısı Değeri
$\Theta$	: Yunuslama Açısı Değeri

### Kısaltmalar

BD	: Baud Rate
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
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 eksende 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 iletim 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 pervanenin hızlarına göre değiştirilmesi ise döner kanat İHA'nın kendi eksenini etrafında dönmelerini 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).

## 2. I. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR

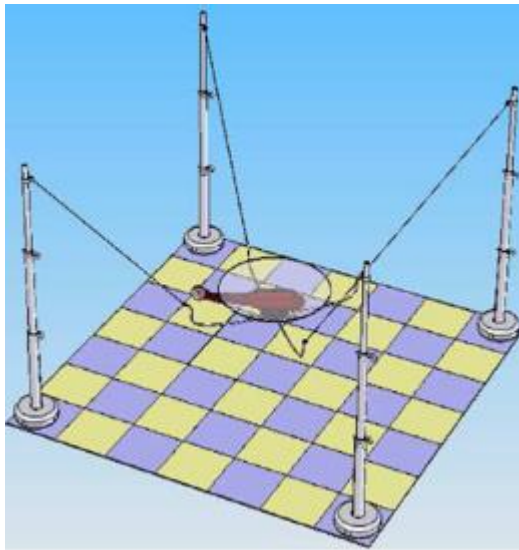
Proje ile ilgili olarak literatür taraması yapılmış ve Dört rotorlu döner kanatlı İHA için test düzenekleri ile ilgili yapılan çalışmalar incelenmiştir.

### 2.1 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, açı 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 2.1a ve Şekil 2.1b'de gösterilmiştir (Baran, 2008).



(a)



(b)

**Şekil 2.1.** Solidworks çizimi (Baran, 2008) (a). Gerçekleşmiş 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 mafsal ile bağlanmıştır. Yere sabit ayaklar üzerine monte edilmiş yataklarda hareket eden teflon borular, dört rotorlu hava aracına sistemdeki diğer kardan kavramalı mafsal ve rulman üzerinden bağlanmıştır. Deney düzeneğinde farklı kontrol algoritmalarının uygulanabilmesi için sistemde serbestlik derecelerinin mekanik olarak kilitlenebilmesi sağlanmıştır, Şekil 2.2'deki sistemde sadece yükselme, sadece sapma ve sadece yunuslama/yalpalama kontrollerini yapabilmektedir (Ömürlü, 2011).



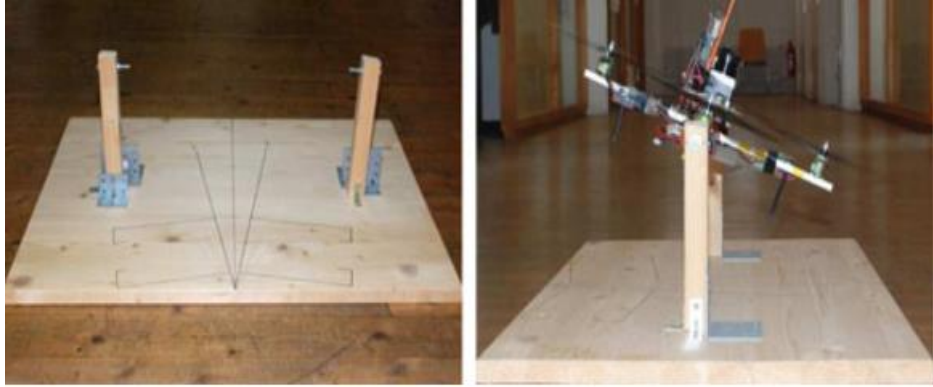
**Şekil 2.2.** Deney düzeneği (Ömürlü, 2011).

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 2.3'de gösterilmiştir.



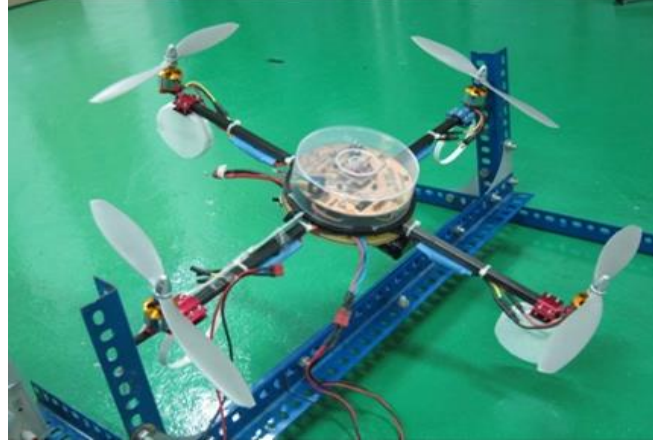
**Şekil 2.3.** Dört rotorlu İHA'nın kontrol deney düzeneği (Albayrak ve Arısoy, 2013).

4. Grzonka ve arkadaşlarının yaptıkları iç mekânlarda tam olarak otonom çalışan dört rotorlu İHA uygulaması için kullandıkları Şekil 2.4'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 2.4.** Quadroptor tek eksen kontrol düzeneği (Grzonka, 2011).

5. Azfar ve arkadaşlarının yaptıkları çalışmada, IMU sensörü kullanarak Şekil 2.5'de gösterilen kontrol düzeneğinde, tek eksen için İHA testlerini gerçekleştirilerek, uygulama için en uygun PID denetleyicisi tasarımı yapılmıştır.



**Şekil 2.5.** İHA tek eksen kontrol düzeneği (Azfar ve Hazry, 2011).

Şekil 2.6'de İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü tarafından Zürih' te kullanılan test düzeneği gösterilmiştir.



**Şekil 2.6.** Zürih'te kullanılan test düzeneği (Gerig, 2016).

Test düzeneği üzerinde duran İHA, yalpalama ve yunuslama manevralarını ve dönme doğrultusundaki hareketi gerekenden fazla kısıtlamaktadır. Şekil 2.7'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 2.8'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 2.7. İHA test düzeneği (Baran, 2008).



Şekil 2.8. Bilkopter mevcut test düzeneği.

## 2.2 Sonuç ve Değerlendirme

Bölüm 2.1'de verilen verilere dayalı olarak, yapılmış test düzeneklerinin eksikleri incelenmiş ve bu eksikliklerin giderecek bir test düzeneği yapılması düşünülmüştür. Mevcut test düzeneklerin bir kısmı, insansız hava araçların üç temel manevra hareketi olan yalpalama, yunuslama ve dönme hareketini yapamadığı görülmüştür. Bu üç manevra hareketini yapan test düzeneklerinde sınırlı açı değerlerde bu hareketleri yapabildiği görülmüştür.

Yapılan literatür çalışmaları incelendikten sonra insansız hava araçlarının üç manevra hareketi olan yalpalama, yunuslama ve dönme hareketini ve bu hareketleri sınırlı açı değerleri ile sınırlamadan testlerinin yapılacağı bir test düzeneğini yapılması düşünülmüştür.

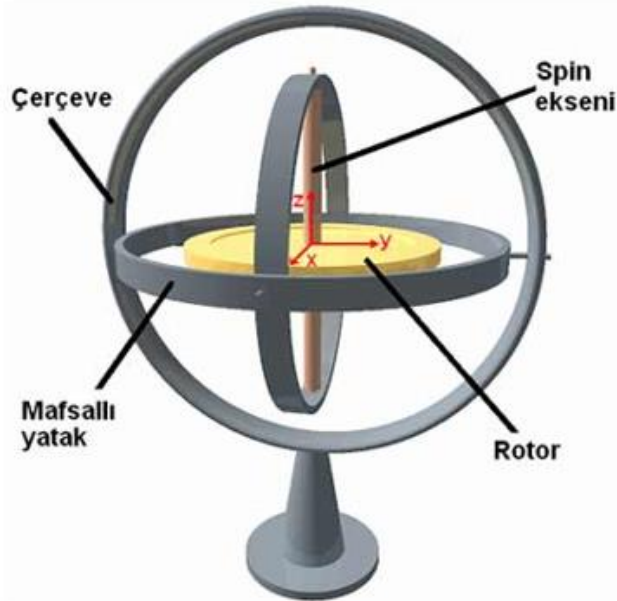
### 3. II. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR

Bu dönem içinde yapılması düşünülen dört rotorlu insansız hava aracı için test düzeneğinin tasarımı, bilgisayar ortamında çizim programlarıyla bu tasarımın çizilmesi ve test düzeneğinin gerçekleştirilmesi hedeflenmiştir.

#### 3.1 Test Düzeneği 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.

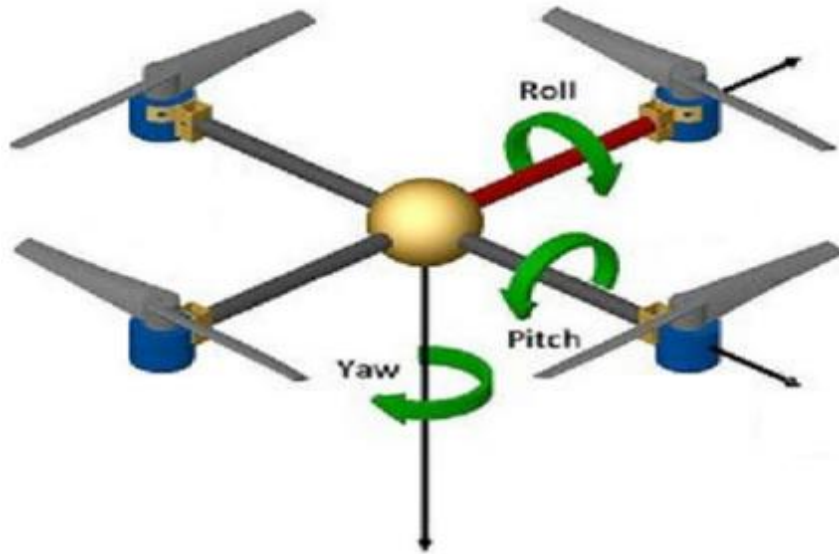
- Yatay düzlem üzerinde dönen bir Jiroskopa yine yatay düzlem üzerinde bir kuvvet uygulandığı takdirde Jiroskop, yatay düzlem üzerinde dönüşüne devam etmek yerine düzlem etrafında dönmeye başlar.
- Jiroskop'un dönmeye başladığı eksen ile Jiroskop'un üzerinde durduğu yüzeyin arasındaki açı ne kadar değiştirilirse 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).

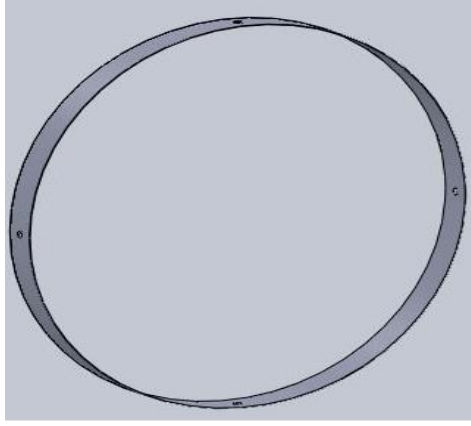
### 3.2 Test Düzeneği Bilgisayar Çizimleri

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.

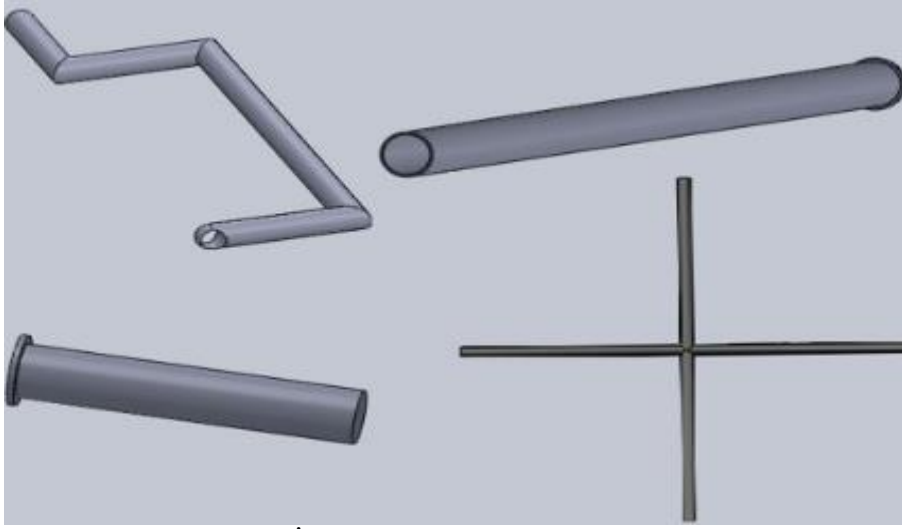


Şekil 3.3. Önerilen İHA test düzeneğinin SolidWorks çizimi.

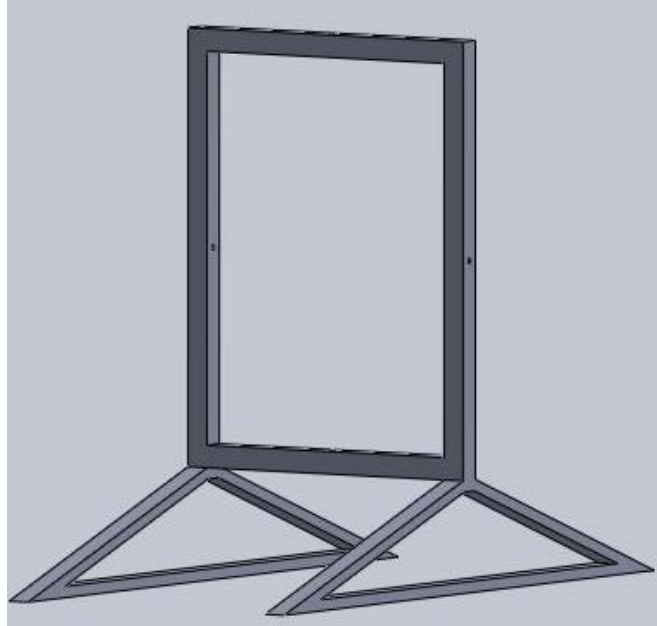
Bu üç çemberden birinin SolidWorks ile yapılan çizimi Şekil 3.4'de gösterilmiştir. İç içe geçmiş bu üç çemberi rulmanlarla birleştirildikten sonra, içteki çemberin içine Bilkopter adlı İHA'nın yerleştirilmesi için gerekli 4 parça Şekil 3.5'de gösterilmiştir. İHA test düzeneğinin sabit durabilmesi ve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

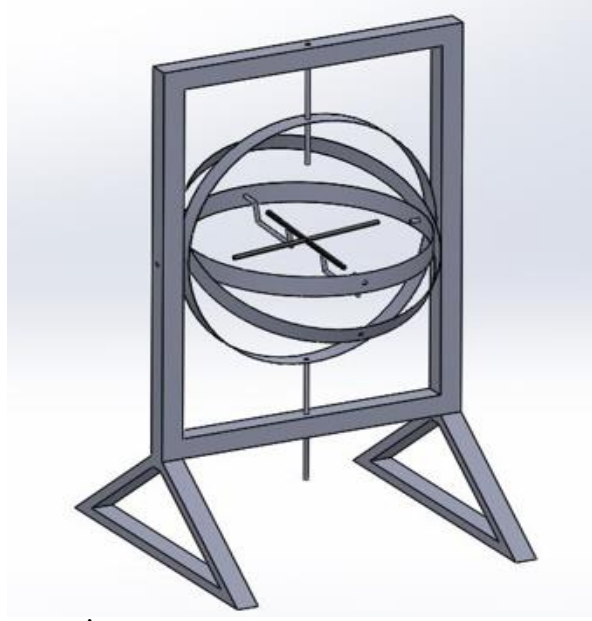


Şekil 3.5. İHA test düzeneği montaj parçaları.

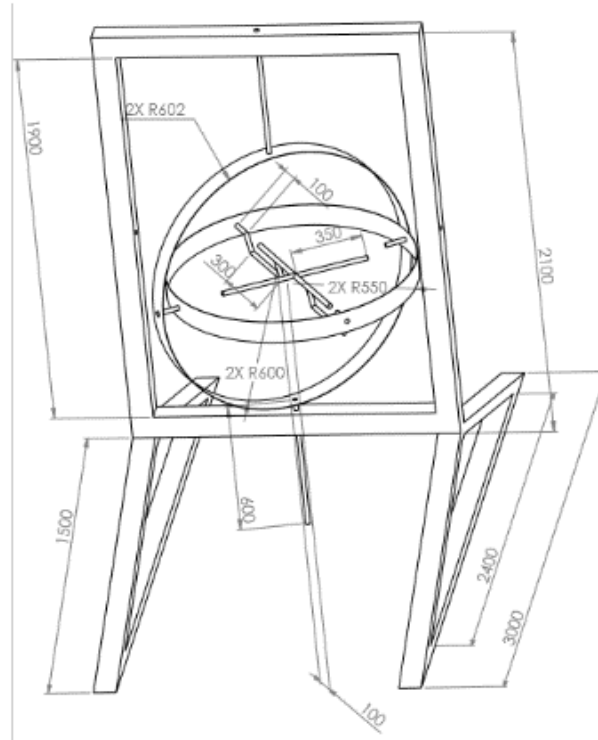


Şekil 3.6. İHA test düzeneğinin dış çerçevesi.

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.

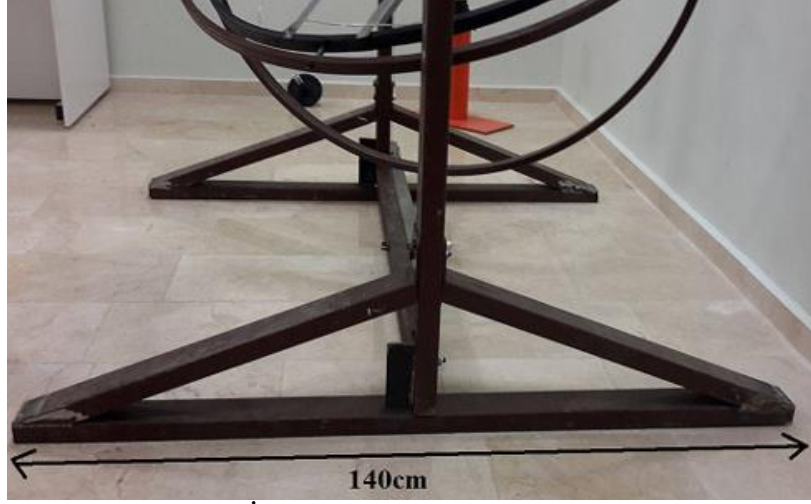
### 3.3 İHA Test Düzeneginin Gerçekleştirilmesi

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.



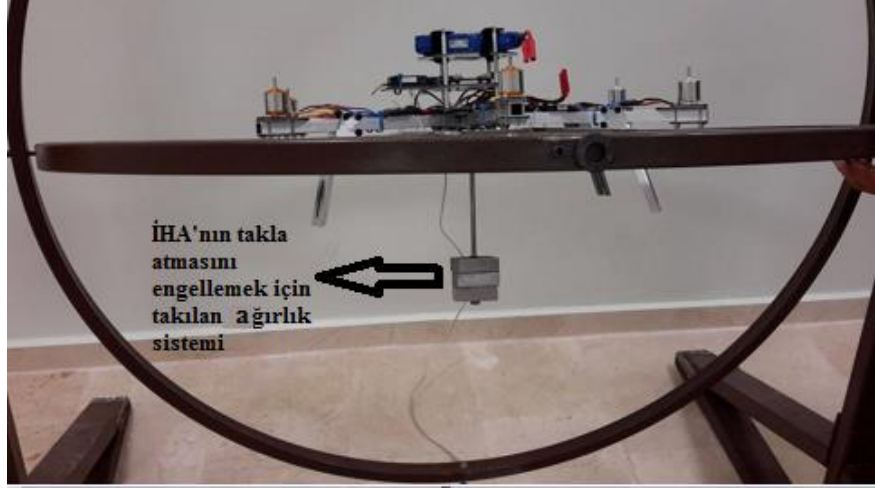
**Şekil 3.10.** İHA test düzeneğinin ayak uzunluğu.

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.



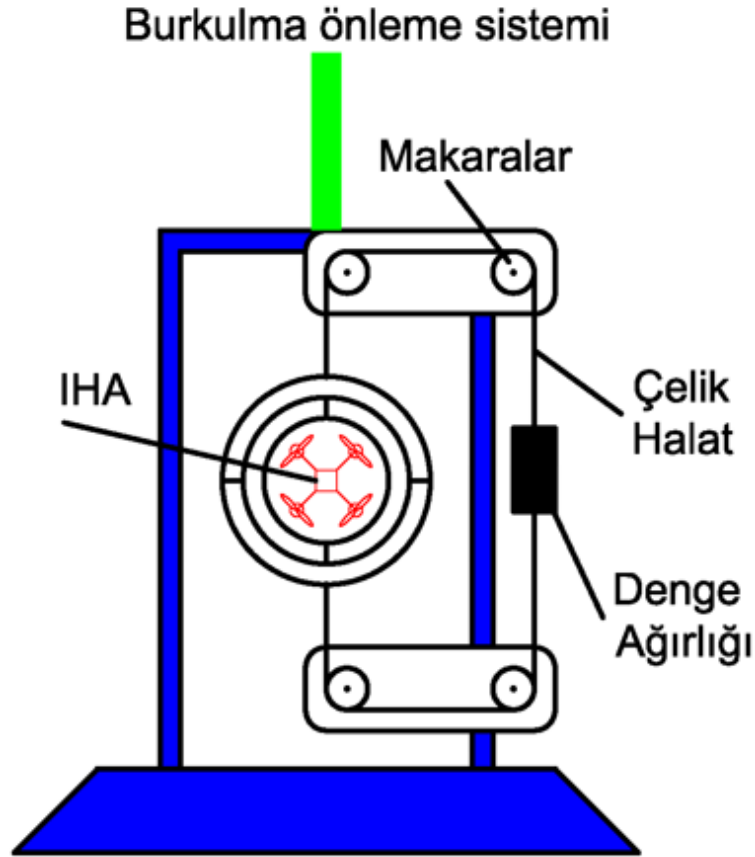
**Şekil 3.11.** Çemberlerin bağlantı noktası.

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.

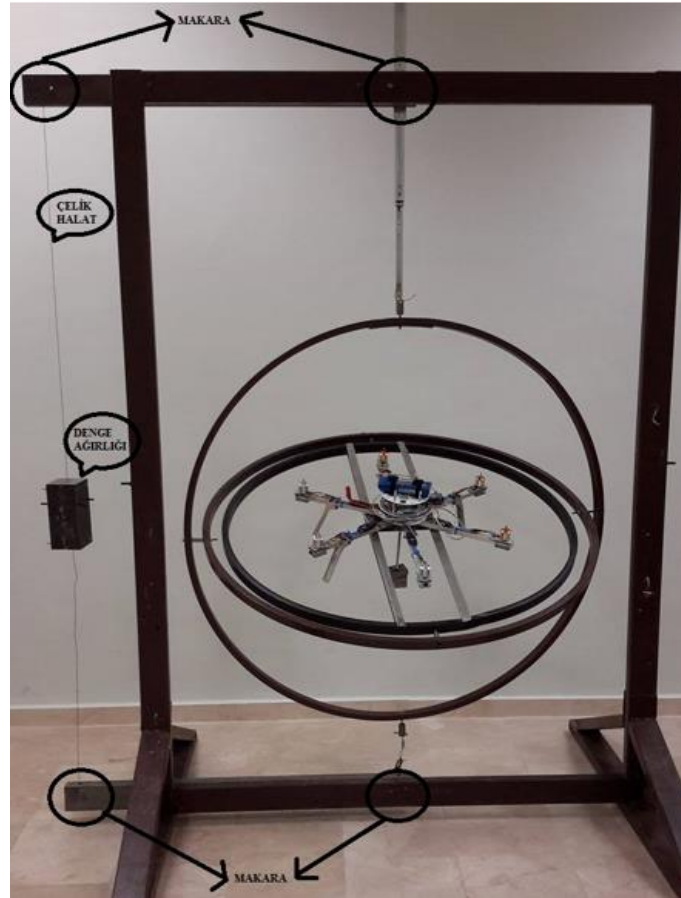
İHA test düzeneği üzerinde yapılan bu değişiklikler ile yunuslama, yalpalama ve dönme manevralarının testleri düzgün bir şekilde yapılabilecektir. Yükseklik/irtifa manevrasının testinin yapılabilmesi için test düzeneği üzerine bir makara sistemi eklenmiştir. Şekil 3.13'de eklenen makara sistemi ile birlikte 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.

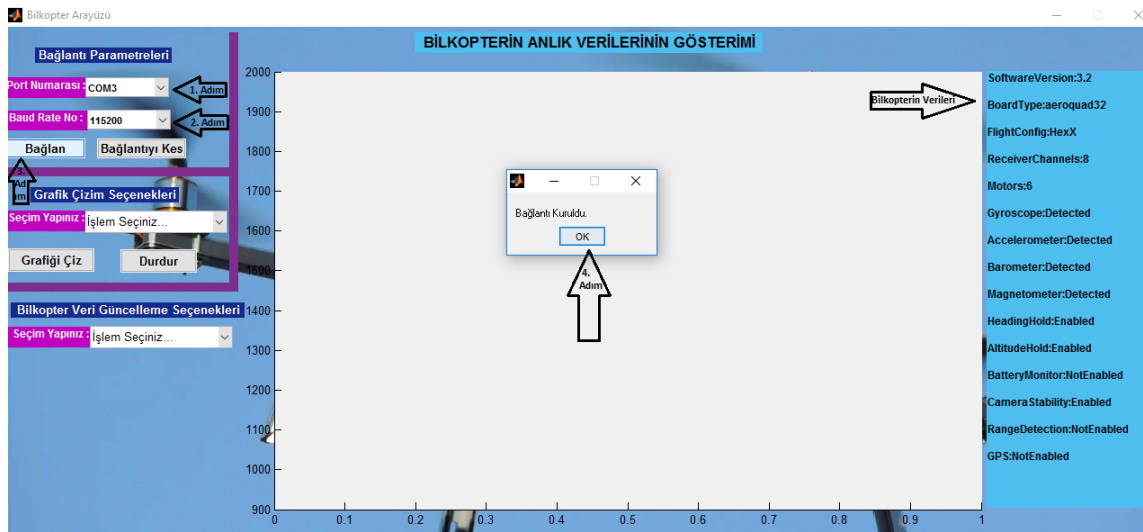
## 4. III. ARA DÖNEMDE YAPILAN ÇALIŞMALAR

Bir önceki bölümde gerçekleştirilen test düzeneği üzerinde testler yapmak için Matlab GUI ile bir arayüz yapılmıştır. Yapılmış olan bu arayüzün anlık olarak kablosuz haberleşmesi için XBEE modülleri kullanılmıştır. Arayüz programı ile test düzeneği üzerindeki dört rotorlu insansız hava aracın testleri bu bölümün son kısmında verilecektir.

### 4.1 İHA ile Bilgisayar İletişim Arayüz Programının Geliştirilmesi

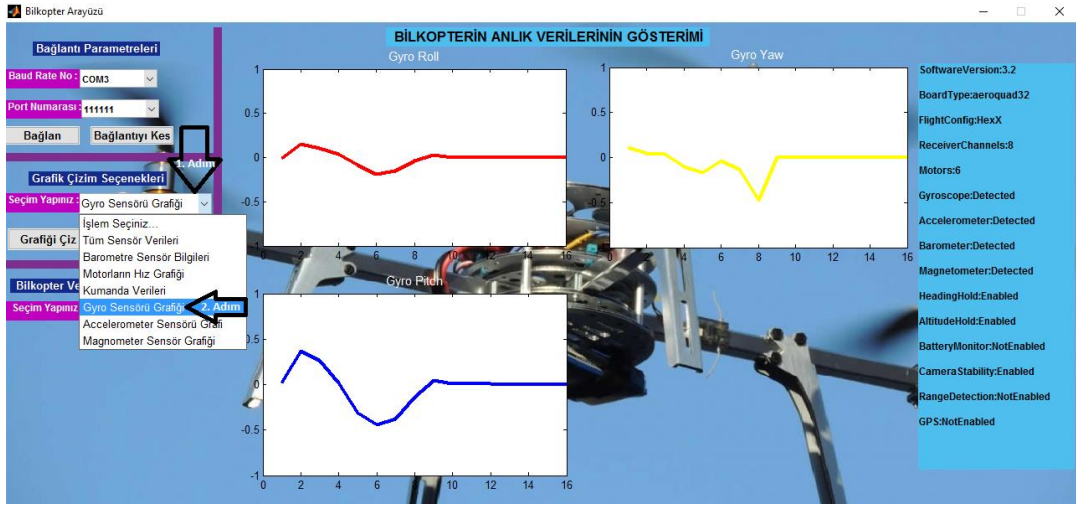
Bu çalışma kapsamında test düzeneğine yerleştirilen dört rotorlu döner kanadın üç temel dönme hareketi testleri bir arayüz yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Arayüz için Matlab GUI programı kullanılmıştır. Bilkopter Arayüzü olarak adlandırılan bu arayüz programı, İHA'nın üzerindeki kontrolcü kartı olan 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.

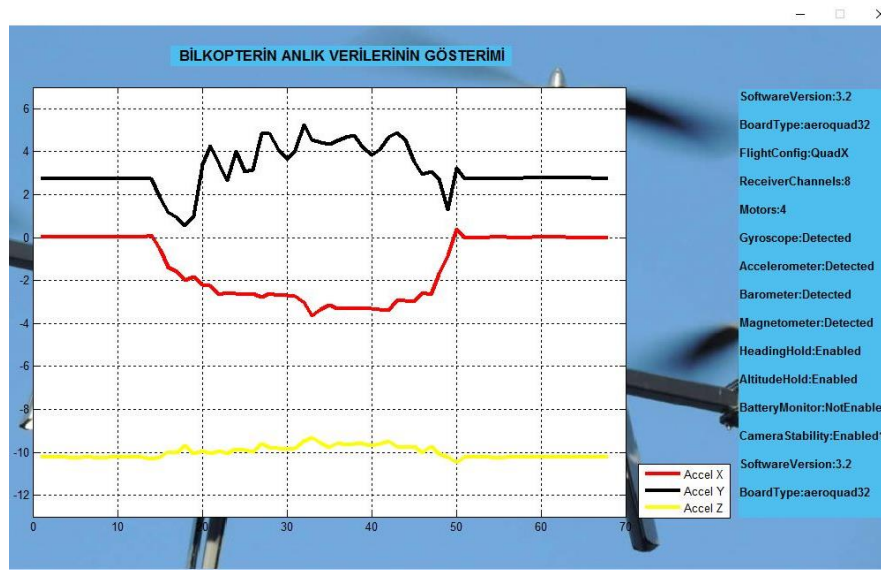


Şekil 4.1. Arayüz bağlantı adımları.

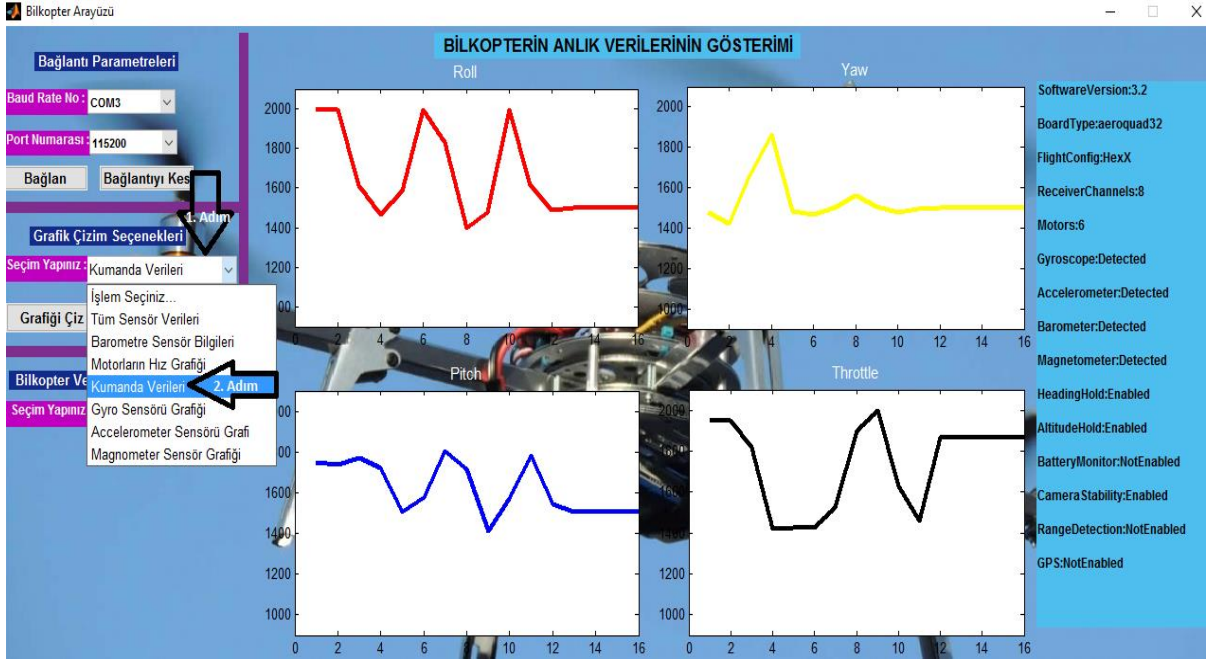
“Grafik Çizim Seçenekleri” başlığı altında dört rotorlu döner kanadın üzerindeki sensör verilerine, motor hız değerlerine ulaşıp bunların anlık olarak çizimi yapılabilmektedir. “Bilkopter Veri Güncelleme Seçeneği” başlığı altındaki bölümde dönme (yaw), yunuslama (pitch) ve yalpalama (roll) testleri gibi 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.

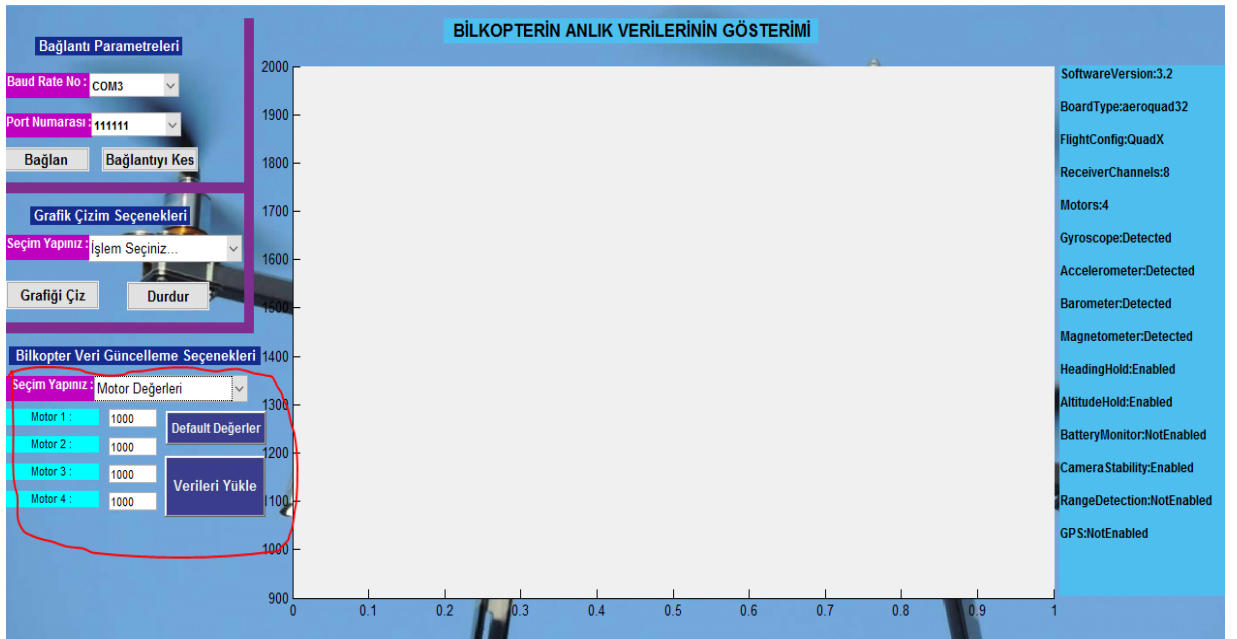


Şekil 4.3. Bilkopter arayüzü ile alınan ivme sensör verileri.



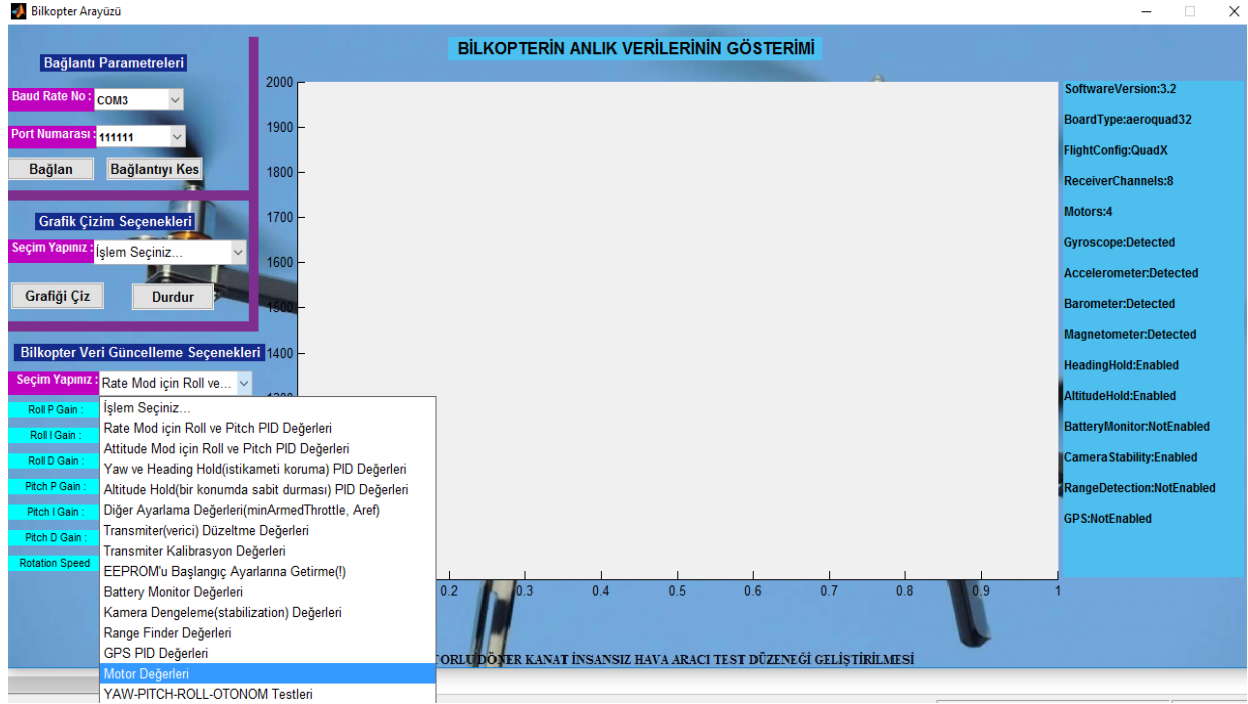
Şekil 4.4. Bilkopter arayüzü ile alınan kumanda verileri.

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.

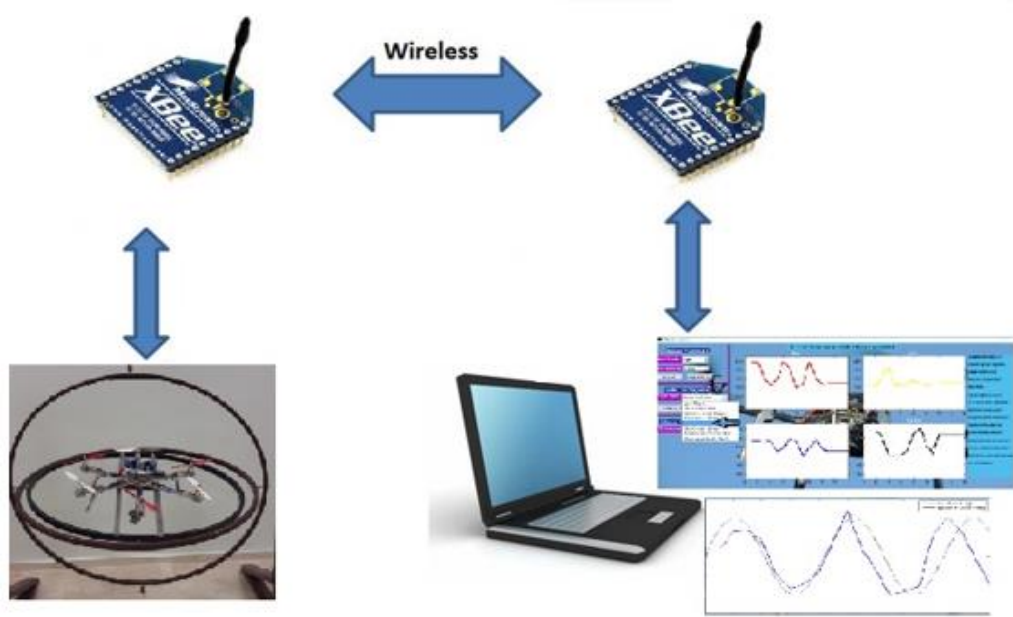
Bilkopter'in dış ortamda uçurulduğunda karşılaştığı etkilerden minimum seviyede etkilenmesi için uçuş kontrol kartının PID denetleyici katsayılarının iyi seçilmesi gerekmektedir. Bu katsayıların en uygun değerlerinin seçilmesi için birçok alternatifin denenmesi gerekmektedir. Bunun için bilkopter arayüz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

## 4.2 Test Düzeneği ile Gerçekleştirilen Uygulama Sonuçları

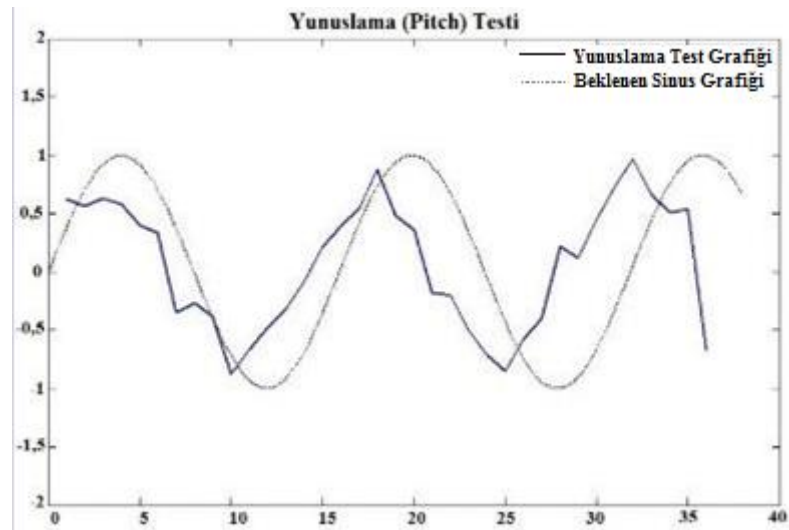
Bu çalışma kapsamında dört/altı rotorlu döner kanatlı İHA'ların temel manevra Yunuslama (Pitch), Yalpalama (Roll), Dönme (Yaw) ve Yükselme (irtifa) hareketleri testlerinin yapılması için test düzeneği geliştirilmiştir. Test sırasında gerekli sensör verilerin alınması ve kontrol ve uçuş parametrelerinin araca gönderilebilmesi için bir arayüz yazılmıştır. Şekil 4.7'de tüm sistemin blok şeması verilmiştir. Bilgisayar ile döner kanat İHA'nın haberleşebilmesi için Xbee kablosuz haberleşme modülleri kullanılmıştır.



Şekil 4.7. İHA test düzeneği ile gerçekleştirilen test blok şeması.

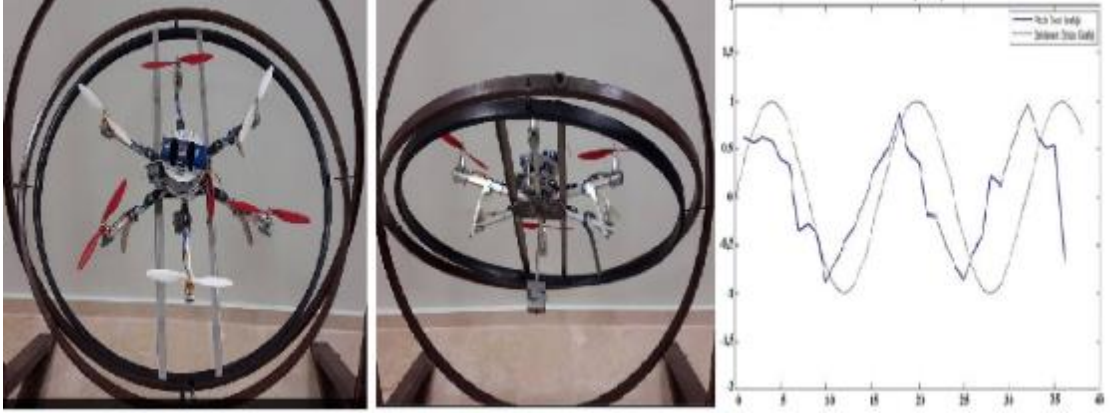
#### 4.2.1 Yunuslama (Pitch) Testleri

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 4.8’de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanatın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür. Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir.

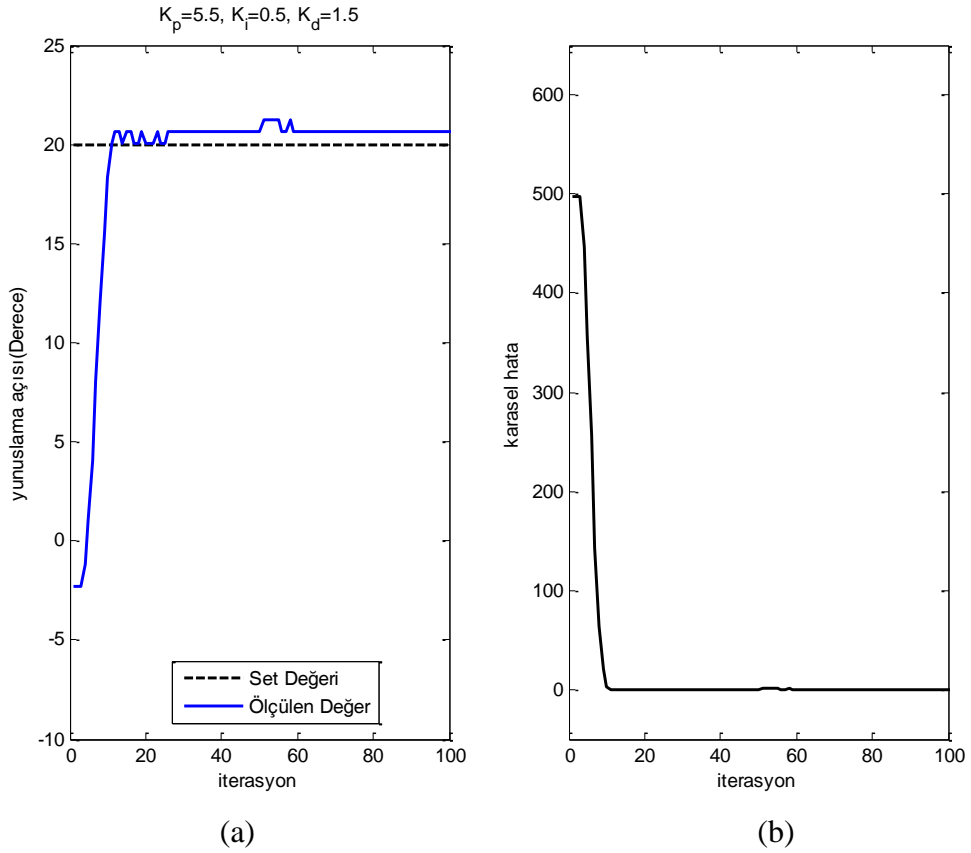


Şekil 4.8. Dört rotorlu döner kanat yunuslama (pitch) test sonucu.

Şekil 4.9’da yunuslama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerininin grafiksel gösterimi verilmiştir. 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 4.10a’da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yunuslama test sonucu ve Şekil 4.10b’de ise elde edilen karesel hata grafiği gösterilmiştir.



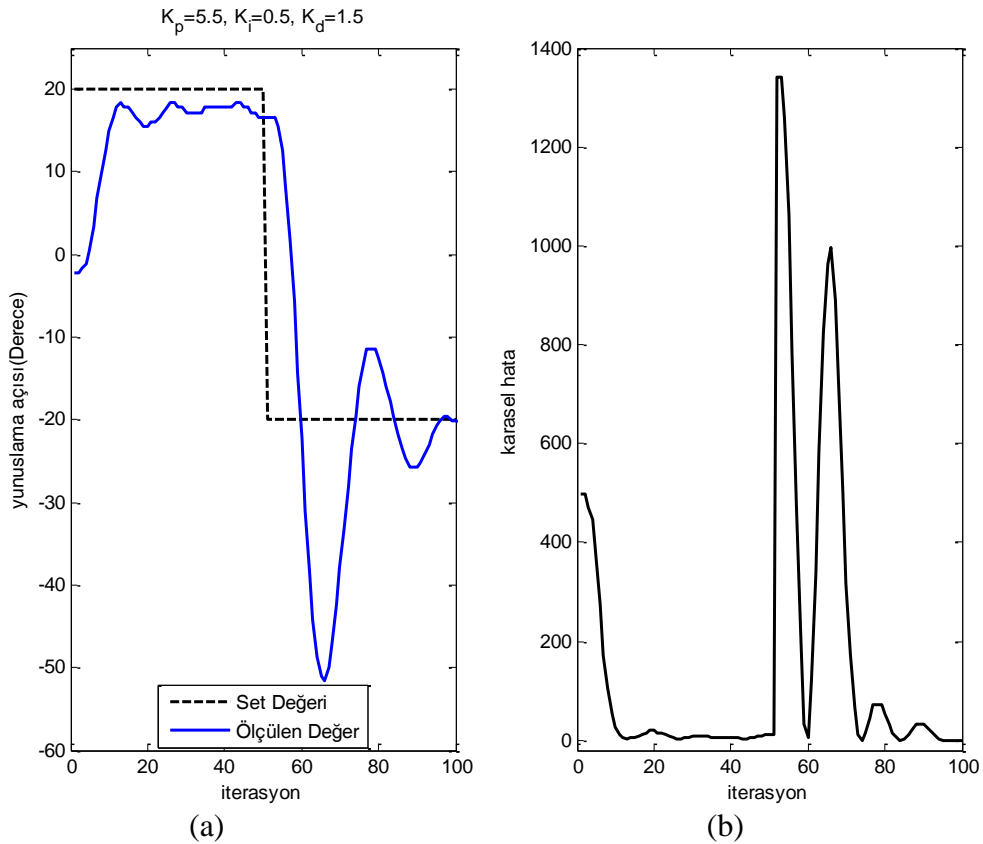
Şekil 4.9. Döner kanat İHA’nın yunuslama hareketi ve test sonucu.



Şekil 4.10. Yunuslama 1. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_p=5.50, K_i=0.50, K_d=1.50$ ).

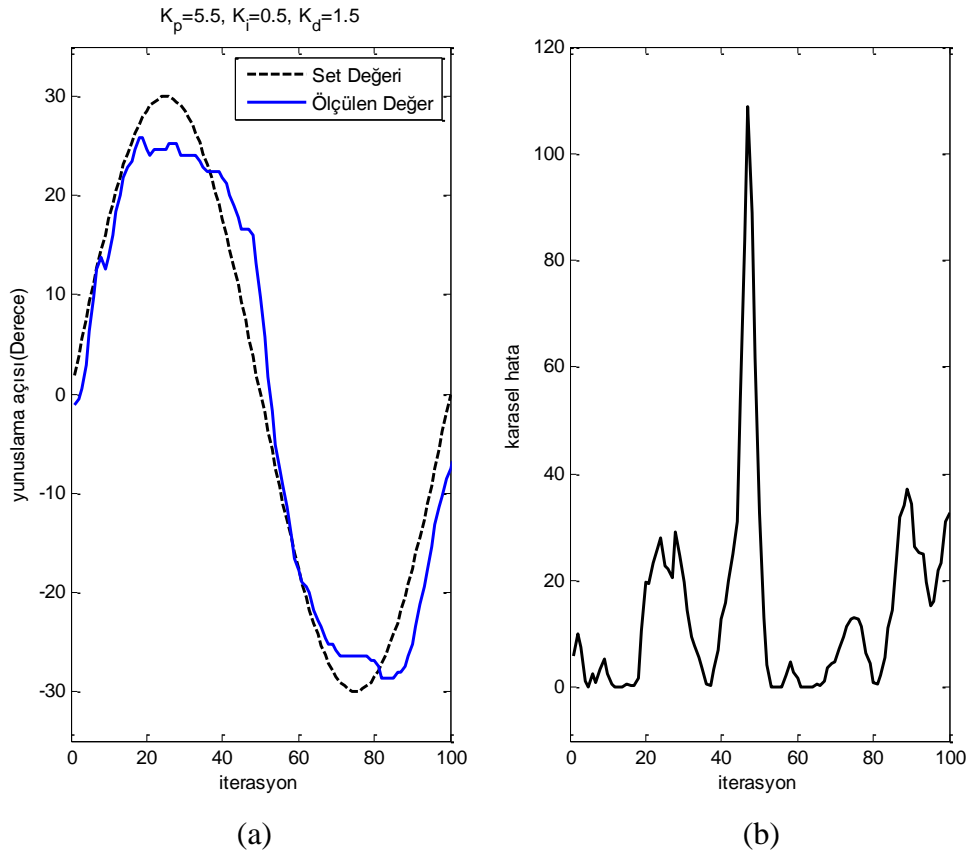
Yunuslama testinde PID denetleyicisi döner kanat üzerindeki sensörler yardımıyla hesaplanan kinematik açı değerini kullanarak motorlar için gerekli RPM değerlerini ayarlamıştır. Yapılan ilk test çalışmasında döner kanat İHA'ya sabit 20°'lik bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Yunuslama 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.

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° olarak seçilirken 50'den 100'e kadar olan iterasyonlarda ise -20° olarak verilmiştir. Şekil 4.11a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yunuslama test sonucu ve Şekil 4.11b'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.



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

-20°'lik set açısı için testin sonunda hata oranının osilasyon yaparak sifıra yaklaştığı tespit edilmiştir. Oluşan salınımın giderilmesi için  $K_P$  ve  $K_D$  değerlerinin ayarlanması yeterli olacaktır. 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.

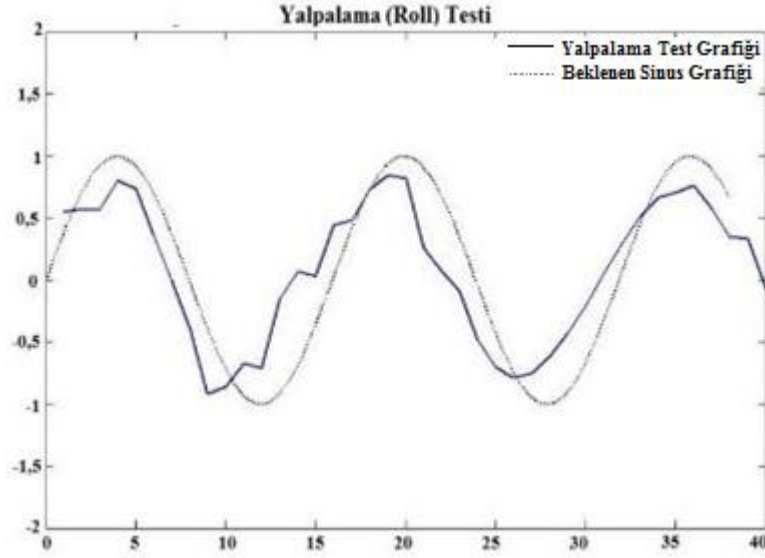


Şekil 4.11. Yunuslama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b) ( $K_p=5.50$ ,  $K_i=0.50$ ,  $K_d=1.50$ ).

#### 4.2.2 Yalpalama (Roll) Testleri

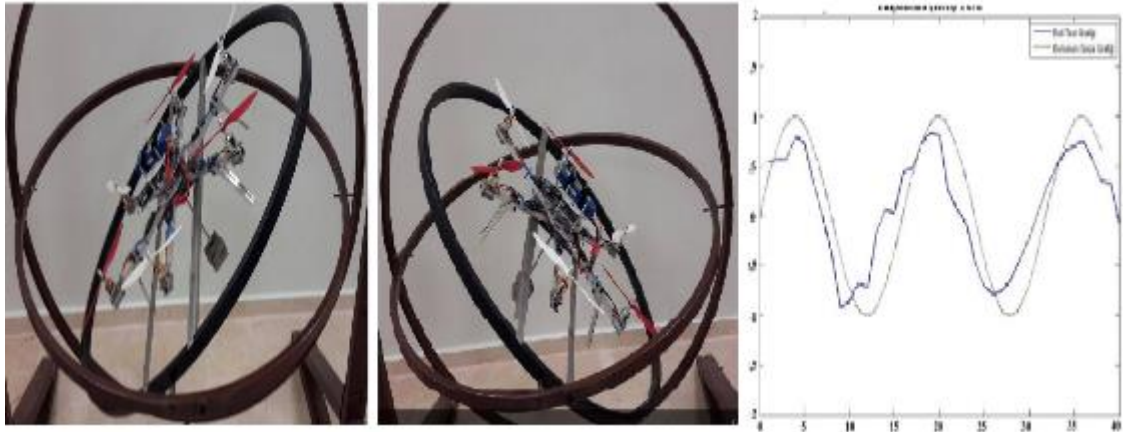
Bilkopter test arayüzünde temel üç uçuş hareketini (yalpalama, yunuslama ve dönme) yapmak için 40 saniye boyunca sinüs işareti Xbee kablosuz haberleşme modülü yardımıyla gönderilmiştir. Test düzeneği üzerindeki dört rotorlu döner kanat aracına gönderilen set değerlerine karşılık araç üzerindeki Jiroskop sensöründen alınan veriler aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Yalpalama hareketi için yapılmış olan Bilkopter test arayüzü ile elde edilen

test sonuç grafiği Şekil 4.12’de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanatın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür.



Şekil 4.12. Yalpalama (Roll) test sonucu.

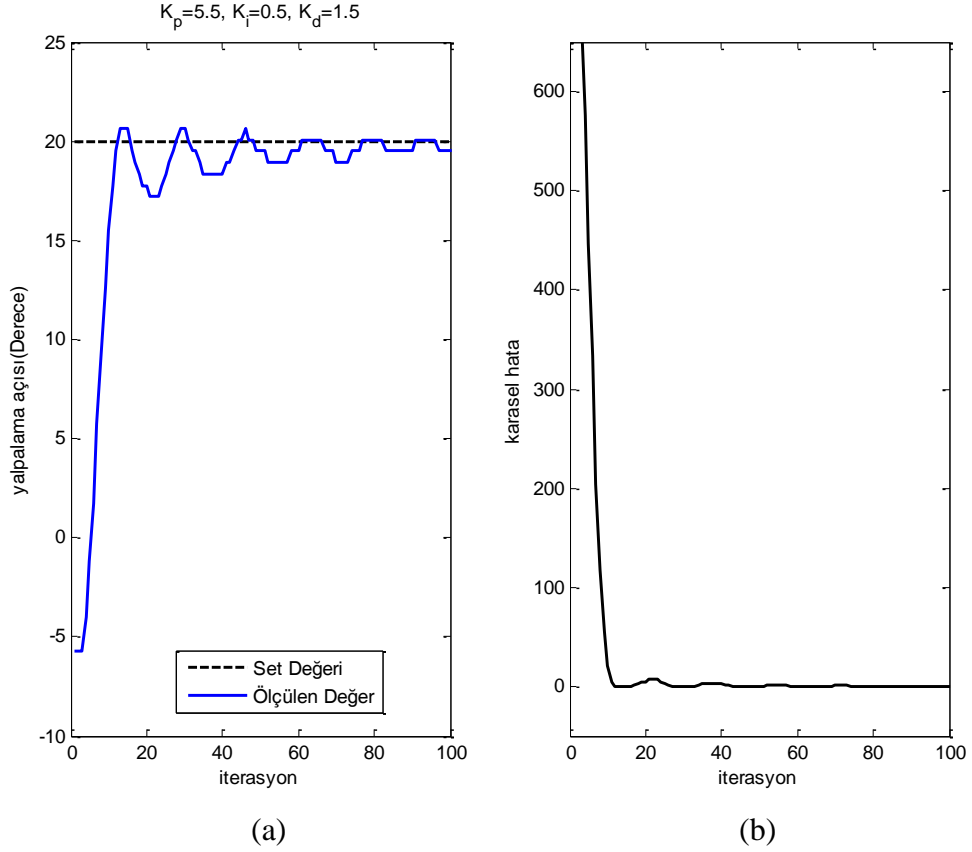
Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir. Şekil 4.13’de yalpalama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerinin grafiksel gösterimi verilmiştir.



Şekil 4.13. Döner kanat İHA'nın yalpalama hareketi ve test sonucu.

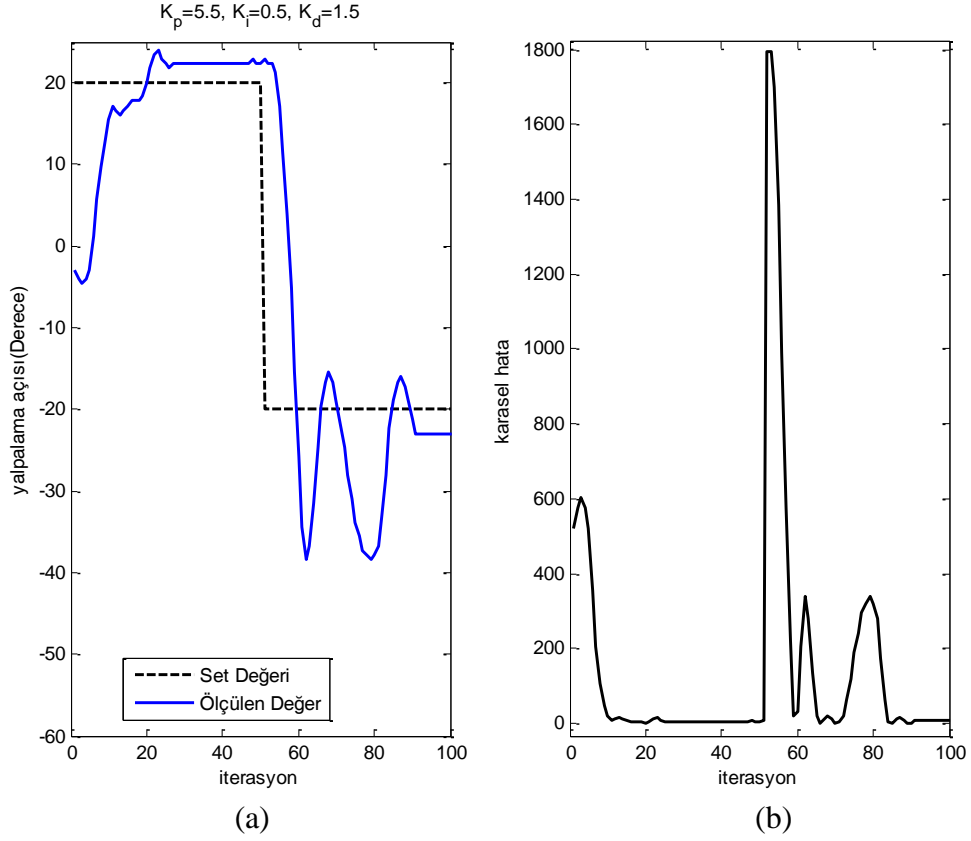
Altı rotorlu döner kanat (hexacopter) için yapılan yalpalama testleri üç farklı set değerinden oluşmaktadır. PID denetleyici katsayıları test öncesinde  $K_P$ ,  $K_I$  ve  $K_D$  sırasıyla 5.50, 0.50 ve 1.50 olarak seçilmiştir. Şekil 4.14a’da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 4.14b’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 4.14.** 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 4.15a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 4.15b'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.

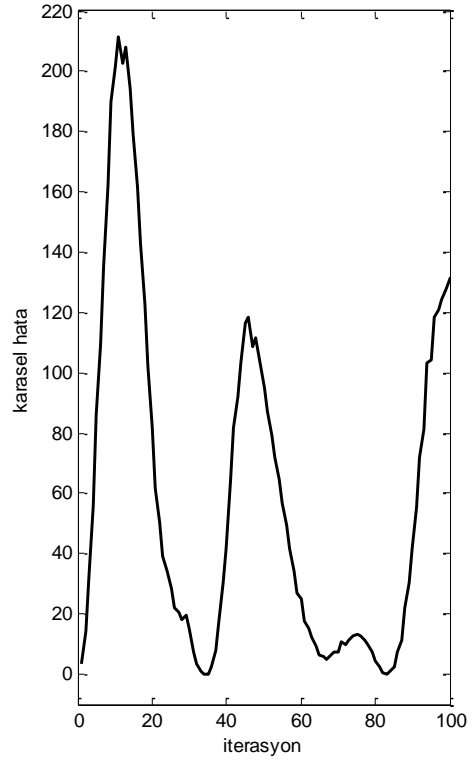
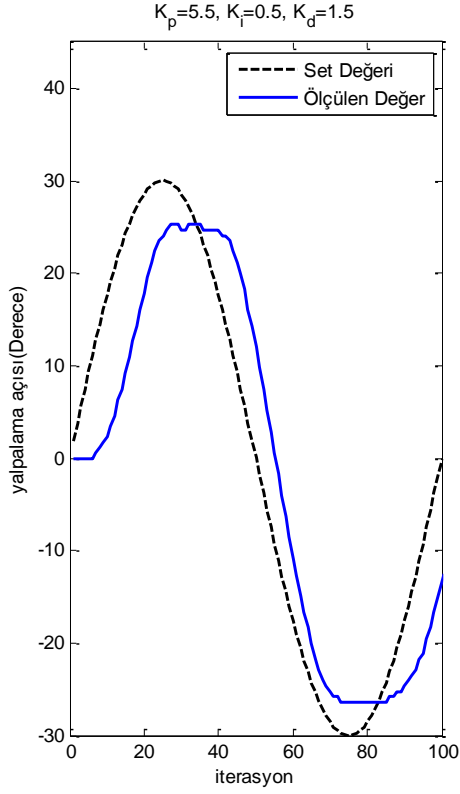


**Şekil 4.15.** Yalpalama 2. test sonucu (a). Karesel hata (b)  
( $K_p=5.50, K_i=0.50, K_d=1.50$ ).

Yapılan üçüncü test çalışmasında döner kanat İHA'ya sinüzoidal bir açı değeri 100 iterasyon boyunca gönderilmiştir. Şekil 4.16a'da seçilen PID katsayıları ile yapılan altı rotorlu döner kanat yalpalama test sonucu ve Şekil 4.16b'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.

#### 4.2.3 Dönme (Yaw) Testleri

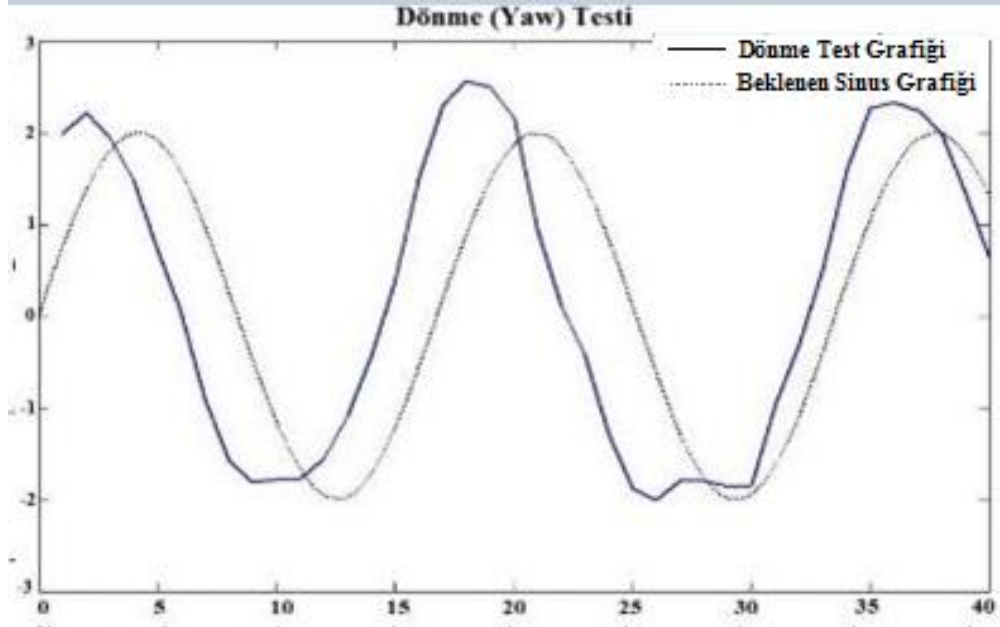
Bilkopter test arayüzünde temel üç uç hareketini (yalpalama, yunuslama ve dönme) yapmak için 40 saniye boyunca sinüs işareti Xbee kablosuz haberleşme modülü yardımıyla gönderilmiştir. Test düzeneği üzerindeki dört rotorlu döner kanat aracına gönderilen set değerlerine karşılık araç üzerindeki Jiroskop sensöründen alınan veriler aynı grafik üzerinde gösterilmiştir. Dönme hareketi için yapılmış olan Bilkopter test arayüzü ile elde edilen test sonuç grafiği Şekil 4.17'de gösterilmiştir. Yapılan test sonucunda dört rotorlu döner kanadın istenen sinüzoidal yörüngeyi takip ettiği görülmüştür.



(a)

(b)

**Şekil 4.16.** Yalpalama 3. test sonucu (a). Karesel hata (b)  
( $K_p=5.50, K_i=0.50, K_d=1.50$ ).



**Şekil 4.17.** Dönme (Yaw) test sonucu.

Test için verilen süre boyunca test düzeneği üzerindeki döner kanadın hareketleri incelenmiştir. Şekil 4.18’de yunuslama testi boyunca incelenen dört rotorlu İHA’nın hareketleri ile test verilerinin grafiksel gösterimi verilmiştir.



Şekil 4.18. Döner kanat İHA'nın dönme hareketi ve test sonucu.

## 5. 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 aç değeri 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'ın 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.

## 6. Bilimsel Etkinlikler

Bu proje kapsamında yapılan çalışmalardan iki bildiri hazırlanmış ve *EEB2016 Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Sempozyumu*'nda sözlü olarak 12 Mayıs 2016 tarihinde sunulmuştur. Geliştirilen arayüz ile ilgili bir bildiri daha hazırlanmış ve *Uluslararası Bilgisayar Bilimleri ve Mühendisliği Konferansı / International Conference on Computer Science and Engineering (UBMK 2016)*'nda kabul edilmiştir. Son olarak proje kapsamında geliştirilen test platformuna ait ulusal bir makale ise *Bilecik Şeyh Edebalı Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*'ne gönderilmiştir. Bu yayınların ilk suretleri EK-1,2,3,4' de verilmektedir.

1. ğn, H., kten, İ., Yüzgeç U., Kesler, M., "Dört Rotorlu Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Test Düzeneği Geliştirilmesi", *EEB2016, Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Sempozyumu, s.71-76, Tokat, Mayıs 2016.*
2. Ökten, İ., ğn, H., Yüzgeç U., Kesler, M., "Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Dinamik Modellenmesi ve Benzetimi", *EEB2016, Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Sempozyumu, s.136-141, Tokat, Mayıs 2016.*
3. ğn H., kten İ., Yüzgeç U., Kesler, M., "Graphical Interface Design and Implementation for Flight Tests of the Rotary Wing Unmanned Aerial Vehicles", *UBMK2016, International Conference on Computer Science and Engineering, pp.xx-xx, Tekirdağ, Ekim 2016.*
4. Yüzgeç U., kten, İ., ğn, H., Gün, A.R., Türkyılmaz, T., Kesler, M., Karakuzu, C., Uçar, G., "Development of the Test Platform for Rotary Wing Unmanned Air Vehicle", *Bilecik Şeyh Edebalı Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi, Cilt: XXX, Sayı: XXX, s.XX-XX, 2016.*

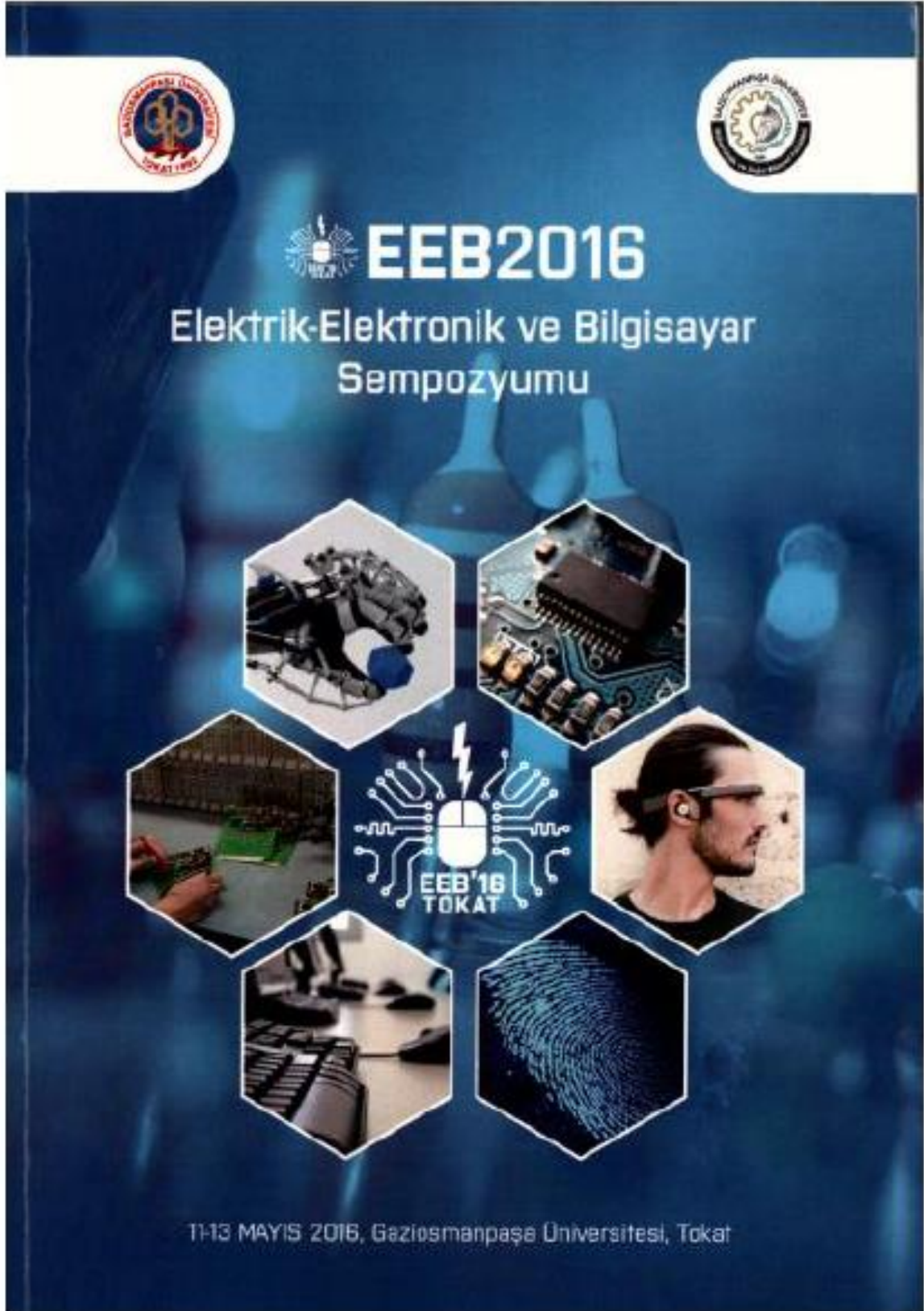
## Kaynaklar

- 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).
- 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 Düzeneği Tasarımı Ve Üretimi", *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı TOK'08*, (2008).
- Başoğlu, 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).
- Bouabdallah, S., Becker, M., and Siegwart, R., "Autonomous miniature flying robots: Coming soon!", *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 14: 88-98 (2007).
- 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).
- 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).
- Mirza, K., "Quad Rotor Operation", Int: <http://www.studenttraininglab.com/fyp/quadcopter-project/>, (Ziyaret edilme tarihi 04.05.2016).

## KAYNAKLAR (Devam Ediyor)

- 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).
- Samancı, B., "Accelerometer, Gyroscope, IMU nedir?", (2014), Int: <http://www.barissamanci.net/Makale/26/accelerometer-gyroscope-imu-nedir/>, (Ziyaret edilme tarihi 04.06.2016).
- Üçgün, H., Ökten, İ., Yüzgeç, U., ve Kesler, M., "Dört Rotorlu Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Test Düzeneği Geliştirilmesi", Mahmut Hekim, Kenan Zengin ve İlker Günay, *Gaziosmanpaşa Üniversitesi*, Tokat, 71-76 (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).

**EK-1, EK-2:**



## Dört Rotorlu Döner Kanat İnsansız Hava Aracı Test Düzenegi Geliştirilmesi

Hakan Uçgun<sup>1</sup>, İrfan Ökten<sup>1</sup>, Uğur Yüzgeç<sup>1</sup>, Metin Kesler<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Bilgisayar Mühendisliği Bölümü

<sup>1</sup>hakan.ucegun@bilecik.edu.tr, <sup>1</sup>irfan.okten@gmail.com, <sup>1</sup>ugur.yuzgec@bilecik.edu.tr, <sup>1</sup>metin.kesler@bilecik.edu.tr

### Özet

Son yıllarda İnsansız Hava Aracı (İHA) platformlarının yarıklı ve yarıklıydaki sivil ve askeri alanlarda kullanılmaları gün geçtikçe artmakta ve kritik bir teknoloji haline gelmektedir. İHA'lar kasaca üzerinde insan olmasızna gerek duyulmadan uçabilen özelliğine sahip, otonom olarak görev yapabilen ya da uzaktan komanda aracılığıyla kontrol edilebilen hava araçlarıdır. İHA'lar araştırma geliştirme, arama kurtarma, iletişim ve haberleşme, havadan fotoğraf ve video alma, 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 tipü İHA'lar forşası DC motorları, elektronik hız denetleyicileri, çeşitli sensörleri (hava, gyro, pasolu, gps, ultrasonik vb.), pervaneleri, güç sistemi, kamera ve iletişim sistemleri gibi donanımsal birimleri içerebilmektedirler. İHA'nın uçuş parametrelerinin yeterince iyi bir şekilde ayarlanmaması uçuş sırasında istenmeyen kazalara neden olmaktadır. Kullanılan donanımsal birimlerin sürelerinin yetersiz olması ve elde edilmesinin uzun sürmesi sebebiyle bu tip hava araçlarında denetleyici ve parametre ayarlarının doğru yapılması büyük önem arz etmektedir. Bu çalışma kapsamında, dört rotorlu döner kanat tarzındaki insansız hava araçları için kontrol algoritmalarının ve uçuş parametrelerinin test edilebileceği bir düzenek tasarımı sunulmaktadır. Bu test düzenegi sayesinde dört rotorlu İHA'lar için üç eksen kontrollü uçuş düzenekleri hazırlanıp, uçuş kontrolleri yapılması hedeflenmektedir. Olaytarılacak düzenekler ile İHA sisteminin x, y ve z eksenlerindeki denetimi ve otonom uçuş senaryoları gerçekleştirilecektir.

### 1. Giriş

Günlükte insansız Hava Aracı (İHA) pek çok alanda alından söz ettirmekte ve farklı kullanım alanları açısından önemli gün geçtikçe artmaktadır [1]. Yakın geçmişte bakıldığında olursa İHA'ların genel olarak askeri amaçlar haricinde çok fazla kullanılmadığı görülmektedir. Teknolojinin son 20 yılıdaki hızlı gelişimi ile birlikte farklı özellik ve tipte İHA'ların popülerliği ve kullanım alanları artmıştır [2]. İHA'lar RF (Radio Frekans) haberleşmesine sahip bir komanda yardımıyla manuel olarak kontrol edilebileceği gibi uzaktan kontrol edilebilen mikrodüzenleyici, sensörler ve gözetim

yasınları sayesinde görev tanımlı uçuş yeteneğine sahip olarak da kullanılabilmektedir [3]. İHA'ların görev tanımlı uçuş yeteneği kazanması ve üzerinde bulunan malzemelerin maliyet değerinin azalması ile birlikte bu tip araçlar, olumsuz hava şartlarında arama ve kurtarma çalışmalarının yapılması, sinema, televizyon ve fotoğrafçılık sektörü, ziraat ilaçlama çalışmaları, kaçak yapılaşma, sınır güvenliği gibi pek çok farklı alanda kullanılmaya başlanmıştır.

Dört rotorlu döner kanat (Quadcopter, Quadrotor) aracı dört adet DC motora sahip bir insansız hava aracıdır. Bu tür araçlarda, sensör verilerinden alınan değerlerdeki hata payları, üç eksenle ait uçuş değerlerin yüksek doğrulukla hesaplanması, birden fazla motora aynı anda kontrol edilmesi ve hava kopterleri gibi İHA'nın kontrol edilmesini zorlaştıran bazı etkiler vardır. Bu etkilerden dolayı dört rotorlu döner kanatın, görev tanımlı olarak çalıştırılması için bazı test senaryolarından geçmesi gerekmektedir. Uçuş öncesi sensör parametre değerlerinin ve denetleyici kataydamlarının sonuna bir şekilde ayarlanabilmesi, dört rotorlu İHA'ların geliştirilmesi sırasında yapılacak olan testlerde meydana gelebilecek olası yarıllanmalar veya güvenlik problemlerini ortadan kaldırmak ve geliştirme sürecini hızlandırmak için çeşitli test düzenekleri kullanılabilmektedir [4-7].

İHA'ların üretimi sırasında kullanılan kontrol algoritmaları ve donanımsal özelliklerin test edilmesi gerekmektedir. Test işlemleri sırasında dönme, yükselme, yaklaşma ve yurullama hareketlerinin kontrolü, otonomik iniş - kalkış hareketlerinin kontrolü, yan-otonom uçuş kontrolü, bozucu etkilere karşı dayanıklılık gibi testler yapılabilmektedir. Testler için oluşturulan düzenekler ile dört rotorlu döner kanatın kasulu hareket edilebilmesi, hareket hâlindeyken göstereceği durum ve davranışlarını incelenmesi, istenilen amaçla yönlük olarak çalışmasını sağlayacak şekilde yarıllanma geliştirilebilmesi gibi kritik işlemler daha kısa bir zaman aralığında yapılabilmektedir. Bu amaçlar için kullanılmak üzere farklı test düzenekleri geliştirilmiştir. Şekil 1.a'da Sabancı Üniversitesi tarafından yapılmış olan test düzenegi [8], Şekil 1.b'de YTÜ ve GYTE'nin yapılmış olduğu test düzenegi [9] gösterilmiştir ve Şekil 1.c'de İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü [10] tarafından hazırlanmış bir test düzenegi gösterilmiştir. Üniversitemiz bünyesinde 2012 yılında başlanan İHA projesi ile geliştirilmiş olan BİLKOPTER/BİLEKİ MultiKOPTER isimli prototip için oluşturulan ilk test düzenegi ise Şekil 1.d'de gösterilmiştir. Mevcut düzenek dönme, yükselme, yaklaşma ve yurullama

## Döner Kanat İnsansız Hava Aracının Dinamik Modellenmesi ve Benzetimi

İrfan Ökten<sup>1</sup>, Hakan Uçgun<sup>1</sup>, Ugur Yüzgeç<sup>1</sup>, Metin Kesler<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Bilecik Şeyh Edebali Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Bilgisayar Mühendisliği Bölümü

<sup>1</sup>irfan.okten@gmail.com, <sup>1</sup>hakan.ucgun@bilecik.edu.tr, <sup>1</sup>ugur.yuzgec@bilecik.edu.tr, <sup>1</sup>metin.kesler@bilecik.edu.tr

### Özet

İnsansız hava araçları (İHA) yakın geçmişten günümüze kadar giderek artan bir ilgiye sahiptir. İHA'lar, hava alımı ve tabrik kasvetlerinden yararlanarak uçabilen yerden kumanda edilebilir ya da otonom yani belli bir uçuş planı üzerinden otomatik hareket eden, uçuş için içerisinde bir pilota ihtiyaç duymayan hava aracı tipidir. İnsansız hava araçları günümüzde keşif, arama kurtarma, hasar tespiti gibi alanların yanında insanlar için bulunması tehlikeli ortamlarda yapılacak görevlerde kullanılmaktadır. Manevra kabiliyeti yüksek olan insansız hava araçları çoklu döner kanatlar (quadcopter, hexacopter, octocopter) olarak adlandırılmaktadır. Manevra kabiliyetlerinin yüksek olması sebebiyle düşük irtifada kanatlı İHA'ların görev yapamayacağı yerlerde kullanılmaktadır. Bu tip araçların denetleyici parametrelerinin hassas bir şekilde uçuş öncesi ayarlanması gerekmektedir. Bu sebeple bu çalışma kapsamında, dört rotorlu döner kanat araçları için denetleyici katsayılarının ve uçuş parametrelerinin test edilebileceği matematiksel modelin oluşturulması hedeflenmiştir. Yapılan matematiksel model yardımıyla, uçuş öncesi çeşitli uçuş senaryolarının benzetim ortamında gerçekleştirilmesi ile döner kanatlı aracın denetleyici ve uçuş parametreleri ayarlanabilecektir. Benzetim ortamında oluşturulan model ile farklı denetleyici katsayı değerleri için dört rotorlu döner kanat türündeki insansız hava aracının benzetimi gerçekleştirilmiştir.

### 1. Giriş

İnsansız Hava Araçları (İHA) üzerine yapılan çalışmalar gün geçtikçe artmaktadır. Bu çalışmaları günümüzde yaşanan teknolojik gelişmelerin katkısı ve İHA'ların yapısında kullanılan malzemelerin temin edilmesindeki kolaylıklar gibi durumların katkısı büyüktür. Yakın geçmişte bakıldığında genel olarak askeri amaçlar için kullanılan İHA'lar, günümüzde askeri kullanım alanının yanı sıra akademik çalışmalar, sinema ve film sektörü, doğal afetlerde arama kurtarma çalışmaları, zehir ilaçlama, sınır güvenliği kontrolü, kaçak yakalama, trafik denetimi, spor faaliyetlerinin izlenmesi gibi bir çok farklı alanda kullanılmaktadır. İHA'lar RF (Radyo Frekansı) haberleşme özelliğine sahip bir uzaktan kumanda yardımıyla uzaktan kontrol edilebilmesinin yanı sıra İHA'nın üzerinde bulunan mikrodeneleyici ve sensörler yardımıyla otonom uçuş özelliğine sahip olarak da kullanılabilirlerdir [1].

İHA'lar kullanım alanlarına göre farklı şekillerde üretilmektedir. Üretilen İHA'lardan en çok tercih edileni Dört

rotorlu döner kanat aracı (Quadcopter, Quadrotor) olarak bilinen dört adet DC motora sahip insansız hava aracıdır. Quadcopter benzeri araçlarda motor sayıları değiştirilerek 3 motorlu Tricopter, 6 motorlu Hexacopter veya 8 motorlu Octocopter hava araçları geliştirilebilir [2]. Dört rotorlu döner kanat araçları temel olarak, mikrodeneleyici, sensörler (ivme, çayır, pusula, barometre, mesafe, gps vb.), fırçasız doğru akım motoru, elektronik hız kontrol birimi (ESC) ve güç birimi olmak üzere 5 ana birimden oluşmaktadır [3].

İHA'lar, üzerinde bulunan sensörler yardımıyla kontrollü bir şekilde otonom uçuş özelliği kazanabilmektedir. Sensörlerden alınan anlık veriler, oluşturulan kontrol algoritmaları yardımıyla işlenerek yine anlık olarak sensörlere iletim yapılarak güvenli bir uçuş yapılması sağlanabilir [4]. Bu tür araçlarda, birden fazla dc motorun aynı anda kontrol edilmesi, sensörlerden alınan anlık veri değerlerindeki hata payları, üç eksenli (x,y,z) açı değerlerinin yüksek doğrulukla olarak hesaplanması ve zorlu hava koşulları ile mücadele etme gibi İHA'ların kontrolünü zorlaştıracak bazı olumsuz etkiler bulunmaktadır. Bu tür olumsuz etkilere karşı dönerkanat aracının, otonom olarak kullanılabilmesi için bazı yazılım testlerinden geçmesi gerekmektedir. Otonom uçuş kontrolü için sensörlerden gelen anlık verilerin kontrol edilmesi, Dört rotorlu İHA'ların geliştirilmesi sırasında yapılacak olan test uçuşlarında olası güvenlik problemlerini çözebilmek ve geliştirme sürecini kolaylaştırmak için döner kanat İHA'lar için bilgisayar ortamında matematiksel modelleme ve benzetim çalışmaları yapılmaktadır [5-8].

Bu çalışma kapsamında, dört rotorlu döner kanat türündeki insansız hava araçlarında uçuş öncesi kullanılmak üzere uçuş parametrelerinin ve kontrol algoritmalarının test edilebileceği dinamik bir model oluşturulması hedeflenmiştir. Modelleme ve benzetim çalışmaları için Matlab Simulink ortamı kullanılmıştır. Benzetim çalışmaları dört farklı denetleyici kontrol katsayıları için verilen üç basamak set değerinde döner kanat İHA'nın yapısalama, yunuslama ve dönme hareketleri incelenerek aşıl konum, hız ve ivme bilgileri grafiksel olarak gösterilmiştir.

İHA'ların benzetim çalışmaları için üzerinde bulunan 3 eksen jiroskop, ivmeölçer ve manyetometrenin oluşturduğu 9 serbest dereceli IMU (Inertial Measurement Unit) sensör verilerinin anlık olarak alınması gerekmektedir. Verilerin anlık olarak alınabilmesi için kablolu veya kablosuz modüller kullanılmaktadır. Bu sistemin dinamik olarak kullanılması için gelecek çalışmalarda İHA üzerindeki sensörlerden anlık IMU verileri seri haberleşme veya kablosuz iletişim modülleri ile alınarak dinamik model oluşturulacaktır.

# Graphical Interface Design and Implementation for Flight Tests of the Rotary Wing Unmanned Aerial Vehicles

Hakan Üçgün<sup>1</sup>, İrfan Ökten<sup>1</sup>, Uğur Yüzgeç<sup>1</sup>, Metin Kesler<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>Computer Engineering Department, Bilecik Seyh Edebali University, Bilecik, Turkey  
 {hakan.ucgun, ugur.yuzgec, metin.kesler}@bilecik.edu.tr  
 irfan.ektso@gmail.com

**Abstract** — Unmanned Aerial Vehicles (UAV) which often use for the different areas in recent years, offers many options in terms of size and ability in comparison with the manned aircraft. These options simplify the platform selection according to attributes of task and provide making of task with better and lower cost. There are many areas of UAVs, such as traffic monitoring, border control, border surveillance, monitoring harvesting, contamination, search and rescue, support during forest fires. Generally, UAVs are divided into two groups: fixed and rotary wing. Rotary wing UAVs have many advantages, such as vertical takeoff and landing, ability of flight at low altitude, hovering, the ability of quick maneuver in narrow areas. They can have complex control platforms according to the flight mission: due to its quick maneuverability and use in narrow areas and at low altitude. Flight control parameters must be set correctly in order to avoid unwanted accidents during flight. For this purpose, a new test platform based on the gyroscope circles is used for setting the control parameters before flight and then the realization of the fundamental pre-flight test. These tests are given names as altitude, pitch, roll and yaw movement tests. Flight movements at three axes and the response of the controller for stable flight of rotary wing UAVs can be tested by this test platform. In this study, a graphical user interface was designed for sending the test commands and receiving values of the sensors. All data of the rotary wing UAVs can be sent and received by wired/wireless communication modules during the pre-flight test process by the developed graphical interface and so, the graphical analyze of all data, such as motor rpm value, velocity, angular value, etc., can be obtained. Also the desired flight control parameters can be sent via graphical interface to rotary wing UAVs board on the test platform.

**Keywords** — UAV; Test Equipment; Rotary Wing; Graphical Interface.

## I. INTRODUCTION

In the recent years, Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are generally used in the military areas, but they are used in many areas with the help of technological advancements and their popularities increase day by day [1]. UAVs are air vehicles including the flight ability without human and they can be control by manually the pilot with radio frequency (RF) on the remote controller or by ability of

autonomous flight by microcontroller and sensors on their frames [2]. In general, there are two different UAV design: fixed wing and rotary wing. Both of them have some advantages and disadvantages according to each other. A rotary-wing UAV, which is capable of VTOL (vertical takeoff and landing) has got high maneuver capability. Rotary wing UAVs include some hardware units in addition to their frame, such as the sensors (accelerometer, gyro, compass, barometer, GPS, etc.), power systems, camera, electronic speed controller (ESC), brushless DC motors and propellers.

There are different kinds of rotary wing UAVs. Four rotors rotary wing is called Quadcopter, six rotors rotary wing is called Hexacopter, etc. There are some complex factors on the UAVs control during flight, such as the difficulty of multiple motors to be controlled simultaneously, the read errors in sensor data, the errors in the calculation of the angles of three axis and bad weather conditions. Avoid to these negative factors and unwanted crashes during flight, the control parameters should be adjusted correctly and tested. Minimizing the risk of accidents during the tests, preventing the damage of rotary wing UAV, determining as good enough of the control parameters and the use of test system to accelerate the development phase is very important [3-6].

Hardware, such as ESCs, motors, connections, propellers, etc., and software, such as sensor reading, control routines, etc., of the rotary wing UAVs must be tested w for the predefined tasks or autonomous flight. Rotary wing UAVs are tested in several ways as control of roll, yaw, pitch and altitude movements, semi-autonomous flight, automatic landing and take-off, resistance to harmful factors. By the test mechanism, some pre-flight test processes can be made in a shorter period, such as stable control of rotary wing UAV, observation the situation and behavior during flight, development of the software used for the desired purpose [7].

Making of analysis or simulation of the test process by the graphical interface simplifies graphically observation of the performed tests before the flight. In these tests, sensor data on rotary wing UAV, angle values in the three axes, position information, etc. are taken by the graphical

## Development of the Test Platform for Rotary Wing Unmanned Air Vehicle

Uğur YÜZGEÇ<sup>1\*</sup>, İrfan ÖKTEN, Hakan ÜÇGÜN, Ali Rıza GÜN, Telat TÜRKYILMAZ,  
Metin KESLER, Cihan KARAKUZU, Gökhan UÇAR

*Abstract*-In this study, a new test platform was developed for rotary wing unmanned air vehicle (UAV) with the multi-rotors. This platform basically includes three different sized circles. Before the flight of UAV, all tests such as yaw, pitch, roll, elevation, etc., are done by the proposed test platform, so the problem or crash in flight of UAV will be obstructed. The developed test platform is more superior than the existing test platform. In this work, the detailed developing process of test platform is presented and some pre-flight tests done by this test platform are represented for the rotary wing UAV with six rotors.

*Keywords*- UAV, Test Platform, Rotary Wing.

### I. INTRODUCTION

In the last years, there have been important developments on multi-rotor unmanned air vehicles (UAV). These vehicles can perform the tasks which are too dangerous for human life. Therefore, there is a rising demand for these UAV vehicles in civilian and military applications such as traffic monitoring, security mission, monitor of pipeline [1]. A rotary-wing unmanned air vehicle, which is capable of VTOL (vertical takeoff and landing) has got high maneuver capability. This air vehicle hovers, takes off, flies, and lands vertically in small areas, and it can have complex control platforms according to the flight missions. To avoid the UAV flight crash, some tests have to be done before the flight. For the stable flight, it must be adjusted the suitable control parameters [2].

In this study, a new test platform that is based on the gyroscope circles, was proposed for the pre-flight tests. This prototype can be used for the UAV with multi-rotors. There are fundamental pre-flight tests for rotary wing UAVs. These tests are given name as attitude test, such as pitch, roll and yaw movement tests. For sending the test commands and receiving values of the sensors, a GUI was designed and all data were sent and received by wireless communication modules. The results obtained by the proposed test platform were presented for a rotary wing UAV with six rotors.

### II. ROTARY WING UAV WITH MULTI ROTORS

In general, there are two different UAV design: fixed wing and rotary wing. Both have some advantages and disadvantages according to each other. In Figure 1, different kinds of rotary wing UAVs are shown. A quadcopter or quadrotor has four motors that are placed at the front, back, left, and right ends of a cross frame. The motion of the quadrotor is controlled by changing the velocity of rotation of each motor. The two reciprocal rotors rotate in a counter-clockwise direction while the other reciprocal rotors rotate in a clockwise direction to hover and fly. For controlling the roll and pitch rate of quadrotor, the relative speed of the reciprocal rotors is varied [3].

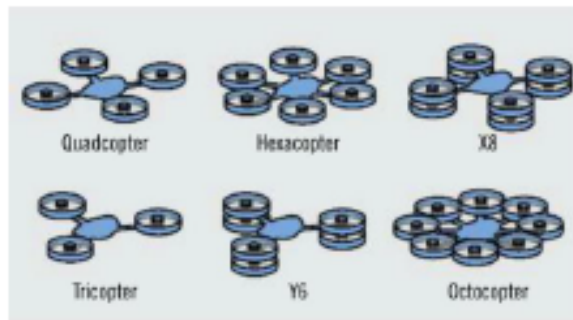


Figure 1. Different kinds of rotary wing UAVs [4].

<sup>1\*</sup> Corresponding Author: [ugur.yuzgec@bilecik.edu.tr](mailto:ugur.yuzgec@bilecik.edu.tr)  
Computer Engineering, Bilecik Şeyh Edebali University, Engineering Faculty, Gölümbe, Bilecik