İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

QUADROTOR VTOL ARACININ MODELLENMESİ VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Bora ERGİNER

Anabilim Dalı : Makina Mühendisliği

Programı: Sistem Dinamiği ve Kontrol Programı

Tez Danışmanı: Yrd.Doç.Dr. Erdinç ALTUĞ

HAZİRAN 2007

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

QUADROTOR VTOL ARACININ MODELLENMESİ VE KONTROLÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mak. Müh. Bora ERGİNER
503051602

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 7 Mayıs 2007
Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Haziran 2007

Tez Danışmanı : Yrd. Doç.Dr. Erdinç ALTUĞ

Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Hakan TEMELTAŞ

Doç.Dr. Şeniz ERTUĞRUL

HAZİRAN 2007

ÖNSÖZ

İnsansız hava araçları yakın geçmişten günümüze kadar sürekli büyüyen bir ilgiye maruz kalmıştır. Askeri ve polisiye alanlarda casus araç olarak ve insanların bulunamayacağı ortamlarda ve tehlikeli görevlerde insansız hava taşıtları kullanılmaktadır. Bir insansız hava aracı olan ve dikey olarak havalanabilen dört rotorlu helikopterler olağanüstü manevra kabiliyetine ve yüksek kontrol edilebilme potansiyeline sahip olduğundan hak ettiği ilgiyi görmektedir.

Tez konum olan "Quadrotor VTOL Hava Aracının Modellenmesi ve Kontrolü"nde yaptığımız çalışmalar dünyada Quadrotor helikopterler üzerinde yapılan araştırmalara bir örnek teşkil etmektedir.

Tavsiyeleri ve rehberliği sayesinde çalışmalarımı kolaylaştıran ve bir danışman hocadan çok bana bir arkadaş gibi yaklaşan, tez çalışmalarım süresince bana her türlü desteği veren danışmanım Y.Doç.Dr.Erdinç ALTUĞ'a teşekkürlerimi bir borç bilirim. Kendisiyle çalışmak benim için bir şanstı. Proje desteğinden dolayı ROTAM'a, İstanbul Teknik Üniversitesi hocalarıma, verdiği teknik destekten dolayı Massachusetts Institute of Technology'de araştırma görevlisi olan Sertaç KARAMAN'a ve deney platformu tasarımı için Eyüp Serdar ÖZTÜRK'e teşekkür ederim.

Beni ben yapan aileme hayatım boyunca her koşulda verdikleri destek ve sevgi için ne kadar teşekkür etsem azdır.

Bu tezi nişanlıma ithaf ediyorum. Onun desteği olmadan bu tezi tamamlayamazdım.

Haziran 2007 Bora ERGİNER

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR v
TABLO LİSTESİ vi
ŞEKİL LİSTESİ vii
SEMBOL LİSTESİ x
ÖZET xi
SUMMARY xii

1.GİRİŞ VE ÇALIŞMANIN AMACI 1
2. QUADROTOR TASARIMLARI 3
2.1 Erken Quadrotor Tasarımları 3
2.1.1 Breguet Richet Helikopter 3
2.1.2 De Bothezat Helikopter 5
2.1.3 Oemnichen Helikopter 6
2.1.4 Convertawings Model A 7
2.1.5 Curtis – Wright VZ-7 7
2.2 Yeni Quadrotor Tasarımları 8
2.2.1 Draganflyer 9
2.2.2 Microdrone md4-200 9
2.2.3 Quattrocopter 10
3. AKADEMİK ARAŞTIRMALAR **12**
3.1 Pennsylvania Üniversitesi 12
3.2 Cornell Üniversitesi 14
3.3 İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü 15
3.4 Compiegne Teknoloji Üniversitesi 16
3.5 Stanford Üniversitesi 16
4. QUADROTOR'UN MODELLENMESİ **18**
5. KONTROLCÜ TASARIMI **25**
5.1 PD Kontrol 25
5.1.1 Konum Kontrolü 26
5.1.2 Hareket Kontrolü 26
5.2 Bulanık PD Kontrol 28

5.2.1 Bulanık PD Kontrol No:1 28
5.2.2 Bulanık PD Kontrol No:2 34
6. BENZETİMLER **36**
6.1 PD Kontrol Benzetimi 36
6.2 Bulanık PD Kontrol No:1 Benzetimi 39
6.3 Bulanık PD Kontrol No:2 Benzetimi 40
7. DENEYLER **43**
7.1 Deney Düzeneği 43
7.2 Deney Sonuçları 47
8. SONUÇLAR VE TARTIŞMA **49**

KAYNAKLAR **52**
EKLER **55**
ÖZGEÇMİŞ **69**

KISALTMALAR

VTOL **:** Vertical Take-off and Landing: Dikey olarak havalanan ve konabilen

IMU **:** Inertial Measurement Unit : Atalet ölçüm cihazı

GPS **:** Global Positioning System: Küresel Yer Belirleme Sistemi

LED **:** Light Emitting diyote

PID **:** Proportional Integral Derivative

PD **:** Proportional Derivative

LQ **:** Linear Quadratic

PIC **:** Peripheral Interface Controller

TABLO LİSTESİ

		Sayfa No
Tablo 5.1	Girdi ve Çıktı'nın üyelik fonksiyonları değerleri……..	30
Tablo 5.2	Kurallar tablosu…….	31
Tablo 6.1	PD konum kontrolü kontrolcü katsayıları…….	36
Tablo 6.2	PD öteleme hareketi kontrolü kontrolcü katsayıları…….	37
Tablo 6.3	PD öteleme hareketi kontrolü ϕ_d, θ_d, $\dot{\phi}_d$ ve $\dot{\theta}_d$ katsayıları…….	38
Tablo 6.4	Bulanık öteleme hareketi kontrolü kontrolcü ölçeklendirme katsayıları…….	40
Tablo 6.5	Bulanık PD öteleme hareketi kontrolü ϕ_d, θ_d katsayıları	41

ŞEKİL LİSTESİ

		Sayfa No
Şekil 2.1	Breguet-Richet Gyroplane No.1'in bir denemede çekilmiş fotoğrafı……...	4
Şekil 2.2	De Bothezat helikopterinin üstten ve yandan çizimi…….	5
Şekil 2.3	Oemnichen No.2'nin çizimi……..	6
Şekil 2.4	Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf……	7
Şekil 2.5	Curtis – Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf……..	8
Şekil 2.6	Draganflyer quadrotor helikopter……..	9
Şekil 2.7	Microdrone md4-200 quadrotor helikopter……..	10
Şekil 2.8	Quattrocopter helikopter……	10
Şekil 3.1	Yerdeki kameradan quadrotor görüntüsü…….	12
Şekil 3.2	Deney düzeneğinin şematik çizimi……..	13
Şekil 3.3	Kontrolcüleri test etmek için hazırlanan deney düzeneği.	15
Şekil 3.4	Draganflyer'ın havadayken çekilmiş fotoğrafı…….	16
Şekil 3.5	STARMAC, modifiye edilmiş Draganflyer…….	17
Şekil 4.1	Quadrotor hava aracı…….	18
Şekil 4.2	Quadrotor üzerindeki mevcut büyüklükler……	19
Şekil 5.1	Quadrotor ve kontrolcülerden oluşan yapısal diyagram…	28
Şekil 5.2	Bulanık kontrolcü yapısı……	29
Şekil 5.3	Kontrolcü çıktısı bulanık kümesi ve üyelik fonksiyonları	29
Şekil 5.4	Hata ve hatadaki değişim bulanık kümeleri ve üyelik fonksiyonları…….	30
Şekil 5.5	Eşit alan berraklaştırma yöntemi……..	32
Şekil 5.6	Negatif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı…….	32

Şekil 5.7 Pozitif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı…….. 33

Şekil 5.8 Negatif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı……. 33

Şekil 5.9 Pozitif ve Pozitif girdileri için oluşan Çıktı…….. 34

Şekil 5.10 Oluşan bulanık çıktı ve berraklaştırılması……. 34

Şekil 5.11 Bulanık ve klasik kontrolcüler, girdileri ve çıktıları……. 35

Şekil 6.1 Yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları ve irtifa değişim grafiği…….. 37

Şekil 6.2 Öteleme hareketi kontrolü x,y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği 38

Şekil 6.3 PD öteleme hareketi kontrolcüsüyle kontrol edilen modelin 3 boyutlu uzaydaki hareketinin benzetimi…….. 39

Şekil 6.4 Bulanık öteleme hareketi kontrolü x,y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği 40

Şekil 6.5 2. Bulanık öteleme hareketi kontrolü x,y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği……. 41

Şekil 6.6 2. Bulanık öteleme hareketi kontrolcüsüyle kontrol edilen modelin 3 boyutlu uzaydaki hareketinin benzetimi…….. 42

Şekil 7.1 Draganflyer helikopter…….. 43

Şekil 7.2 Radyo verici…….. 44

Şekil 7.3 Crista IMU……. 45

Şekil 7.4 Filtre edilmeden önce (üstte) ve sonra (altta) sinyal…….. 46

Şekil 7.5 Quadrotor'un düzeneğe yerleştirilmesi……. 46

Şekil 7.6 Yönelme açısı PD kontrolü. Yönelme açısı - zaman (üstte) ve açısal hızı - zaman grafiği (altta)…… 47

Şekil 7.7 Yönelme açısı PD kontrolü. Alınan sinyal sayısına göre, kontrolcü komutu (mavi), açısal hız (kırmızı) ve açısal konum (yeşil) grafiği…….. 47

Şekil 7.8 Yönelme açısı Bulanık PD kontrolü deney sonucu…… 48

Şekil 7.9 Yönelme açısı bozucu etkenlerle Bulanık PD kontrolü deney sonucu…….. 48

Şekil 8.1 Bulanık PD ve Klasik PD kontrol performanslarının karşılaştırılması……. 50

SEMBOL LİSTESİ

B : Gövde sabit çerçevesi

A : atalet çerçevesi

Φ : Yalpalama açısı

θ : Yunuslama açısı

ψ : Yönelme açısı

m : Kütle

g : Yerçekimi ivmesi

ζ : Konum vektörü

v : Hız vektörü

Ω : Pervane açısal hızı

F : Kuvvet

b : İtme faktörü

a : İvme vektörü

R : Rotasyon matrisi

ω : Gövde açısal hız vektörü

$\mathbf{L_{x,y,z}}$: Açısal momentum

τ : Tork

J : Rotor ataleti

$\mathbf{U_i}$: Kontrol komutları

i : Rotor numarasını gösteren indis

μ : Üyelik fonksiyonu

QUADROTOR VTOL ARACININ MODELLENMESİ VE KONTROLÜ

ÖZET

Bu çalışmada bir Quadrotor VTOL hava aracının modellenmesi ve kontrolü yapılmıştır. Bu amaçla, tarihten günümüze kadar olan belli başlı Quadrotor tasarımları araştırılmıştır. Bu tasarımlar hakkında detaylı bilgi verilmiş ve Quadrotor gelişimine olan katkıları, deney süreçleri ve sonuçları anlatılmıştır. Quadrotor'un modellenmesi ve kontrolü üzerine akademik çalışmalar incelenmiştir ve belli başlı bazı çalışmalar detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

Bir Quadrotor helikopterin matematiksel modeli Newton-Euler denklemleri kullanılarak çıkartılmıştır. Modeli kontrol etmek için PD ve Bulanık PD kontrolcüler tasarlanmıştır. Matlab Simulink programıyla model ve kontrolcülerin performansları incelenmiştir.

Bunlardan sonra, yapılan çalışmaların gerçek bir sistem üzerinde deneysel olarak incelenmesi için bir deney düzeneği hazırlanmıştır. Deneyde Quadrotor helikopter üzerine yerleştirilen bir IMU ile ivme ve açısal hız değerleri bilgisayara gönderilmiştir. Bilgisayarın bu değerleri okuyup işleyebilmesi için Matlab programında kodlar yazılmıştır. Bu kodlar yardımıyla elde edilen değerler tasarlanan kontrolcü algoritmalarıyla işlenip kontrol komutları elde edilmiştir. Kontrol sinyallerini helikoptere göndermek için bilgisayarın paralel portundan veri gönderebilecek başka bir kod yazılmıştır. Bu veriler bir radyo vericisi tarafından quadrotora gönderilmiştir. Sinyal alıp verme iletişimi sağlandıktan sonra helikopterin kendi ekseni etrafında dönme açısı olan yönelme açısını başarıyla kontrol etmiştir.

Sonuç olarak, elde edilen deney ve simülasyon sonuçları incelenmiş ve tasarlanan modelin ve her iki kontrol mantığının performansları irdelenmiştir.

Anahtar kelimeler: Quadrotor, kontrol yöntemleri, bulanık denetleyiciler, insansız hava aracı, helikopter.

MODELING AND CONTROL OF A QUADROTOR VTOL VEHICLE

SUMMARY

In this work we presented modeling and control of a Quadrotor VTOL air vehicle. For this purpose, we searched and analyzed fundamental Quadrotor designs. We gave detailed information about these designs; benefits they provided for improvement of Quadrotor technology, experimental processes and results explained. Academically studies about Quadrotor design and control investigated and some fundamental works explained in details.

A mathematical model of a Quadrotor acquired by using Newton-Euler equations. To control the derived model, PD and Fuzzy PD controllers designed. By Matlab Simulink software, performance of the model and controllers investigated.

After these steps, to examine these designs on a real system a test bed configured. In the experiments, an IMU placed on the helicopter which sends acceleration and angular velocity data to an external computer. Matlab codes written to process acquired IMU data. These data used by controller algorithms to produce control signals. We wrote another code which sends controller signals to the helicopter by computer's parallel port. These signals were sent to helicopter by a transmitter. After signal receiving and sending communication established, the yaw angle which is the helicopter's turning angle of its z axis controlled successfully.

At last, experimental data and simulation data investigated. And performance of model and both of the controller algorithms studied.

Keywords: Quadrotor, control methods, fuzzy controllers, unmanned aerial vehicle, helicopter.

1. GİRİŞ VE ÇALIŞMANIN AMACI

İnsansız araçlar, insanlar tarafından ulaşılması güç ve tehlikeli olan görevleri yerine getirmek konusunda çok önemlidir. Kendi kendini kontrol eden robotlar birkaç on yıldır başarıyla kullanılmaktadır. Daha yakın bir geçmişe bakacak olursak, insansız hava araçları, araştırma konusu olarak hızla büyüyen bir ilgiyle karşı karşıya kalmıştır. İnsansız hava aracı, bir insan operatör taşımaz, havalanmak için aerodinamik etkileri kullanır, otonom olarak uçabilir yada uzaktan kontrol edilir.

İnsansız hava araçlarının üstlenebildiği bir çok görev vardır. Bu görevler deprem, yangın gibi afet zamanlarında kurtarma amaçlı görevler olabilir. Bir insanın dayanamayacağı kadar uzun süre uçuş yapılacağı zaman yine insansız hava araçlarının kullanılması büyük avantaj sağlar. Yüksek binalara ulaşım, insan için elverişsiz ortamlar gibi gözlem uçuşlarında ve film çekimleri gibi bir çok uygulama alanında kullanılabilir.

Bir VTOL insansız hava aracı olan dört rotorlu helikopterler genellikle Quadrotor olarak adlandırılırlar. Dikey olarak havalanabilen ve konabilen hava araçları, bu özelliklerini gerçekleştirmek için çoğunlukla dikey eksen etrafında dönen pervanelerini kullanırlar. Bu, füze gibi yakıtını itici güç olarak kullanıp dikey olarak havalanan araçlara göre çok daha az yakıt tüketmesini sağlar.

Bu projede daha önceden yapılmış bazı uygulamalar gibi, dört rotorlu insansız hava aracının kontrol edilmesi amaçlanmıştır. Kontrol stratejisini ve algoritmasını belirlemek ve matematiksel çalışmaları gözlemlemek için sistemin modelinin elde edilmesi gereklidir. Modelleme adından da anlaşılacağı gibi gerçekte var olan bir sistemi, matematiksel olarak ifade edecek bir model yaratılmasıdır. Hiçbir model belli bir dinamik sistemi tam olarak taklit edemez fakat modellemedeki amaç dinamik sistemin en gerçeğe yakın şekilde taklit edilmesidir. Modelleme bir dizi denklem şeklinde ifade edilir, kontrol sistemi çalışacak olan kişi üzerinde çalışacağı sistemi modelleyebilmeli ve analizlerini gerçekleştirebilmelidir. Mekanik, elektriksel, termal, biyolojik ve diğer bir çok sistemin dinamiği diferansiyel

denklemlerden oluşur. Bu diferansiyel denklemler fizik kanunlarından elde edilir. Bu projedeki modelleme kısmında Newton ve Euler denklemlerinden faydalanılarak Quadrotor'un modellenmesi yapılmıştır.

Modelleme yapıldıktan sonra sistemi kontrol etmek için elde edilen denklemler üzerinden kontrolcü tasarlanması aşamasına geçilir. Otomatik kontrol mühendisliğin çok önemli dallarından biridir. Endüstriyel uygulamalarda kullanılmasının yanı sıra uzay araçları, füze takip sistemleri ve robotik sistemler gibi modern mühendislikte karşımıza çıkacak çoğu uygulamada kullanılmaktadır. Tasarlanan quadrotor kontrolünde olduğu gibi bir çok sistemde birden fazla giriş ve birden fazla çıkış vardır. Klasik kontrol teorilerini karmaşık sistemlerde uygulamak çok zordur ve hatta bazen imkansızdır. Bu çalışmada elde edilen model üzerinden PD kontrolcü tasarlanması amaçlanmıştır. Daha sonra ise, Quadrotor gibi lineer olmayan sistemlerde, eksik eyleyicili sistemlerde ve karmaşık yapıya sahip sistemlerde kullanılması daha kolay olan bulanık kontrolcü tasarlanması düşünülmüştür.

Kontrolcüler benzetim yapılarak en iyi düzeye getirildiği zaman ise daha sonraki aşama tasarlanan kontrolcüleri ve modeli gerçek bir sistem üzerinde denemektir. Bu amaca ulaşmak için bir deney düzeneği hazırlanmalı ve benzetimi yapılan kontrolcüler matematiksel model yerine kendisinden matematiksel model çıkartılan sistem üzerinde denenmelidir. Deney süresince deney sonuçları irdelenmeli eksikler gözlemlenmeli ve kontrolcüler sistemi daha iyi şekilde kontrol edecek biçimde geliştirilmelidir.

Bu çalışmada modelleme yapılmış, onun üzerinden PD kontrolcüler tasarlanmış ve Bulanık PD kontrolcü tasarlanmış, bu iki kontrol mantığı karşılaştırılmıştır. Bütün bu yapılan çalışmaların bundan sonraki zamanlarda Quadrotor kontrolü üzerine yapılacak çalışmalara örnek teşkil etmesi düşünüldüğünden gerek tasarlanan model ve gerekse bu modeli kontrol eden kontrolcülerle birlikte deney düzeneğinin ayrıntılı bir şekilde anlatılması amaçlanmıştır.

2. QUADROTOR TASARIMLARI

Dört rotorlu hava araçları 20.yy.ın başlarından günümüze kadar ilgi odağı olmuştur. Bu zaman süresince Quadrotorlar insanlı ve insansız olarak tasarlanmışlardır. Erken dönemde gerek kontrol teknolojisi gerekse elektronik bilimi gelişmediğinden insansız bir hava aracı düşüncesi ortaya çıkmamıştır. İnsanların uçma isteğini karşılaması düşüncesiyle Quadrotorlar insanlı olarak tasarlanmıştır. Elektroniğin icadı ve kontrol teknolojisinin gösterdiği büyük gelişmesinden sonra birçok cihaz gibi Quadrotorlar da küçülmüş ve insansız hava araçlarına duyulan ihtiyaçtan dolayı, insansız olarak tasarlanmaya başlamıştır.

2.1 Erken Quadrotor Tasarımları

İnsanlarda, kuşlar gibi uçmak arzusunun başladığı çok eski tarihlerden beri yapılan çeşitli uçma girişimleri bir tarafa bırakılırsa asıl anlamda ilk uçuşlar 20.yy.ın başlarında gerçekleştirildi. Bu süreçte dört rotorlu helikopterler bir uçan araç olarak tarihte önemli yer tutmuştur. O zamanki koşullar göz önünde bulundurulduğunda, Quadrotor tasarlayabilmenin ve hatta uçurabilmenin üstün bir zeka ürünü olduğu söylenebilir. Bu bölümde tarihte yer edinmiş ve kayıtlara geçmiş erken Quadrotor tasarımları ve yapıları, bilim adamlarının çalışmaları ve uçma denemeleri [1-4]'de anlatılanlar derlenerek açıklanmıştır.

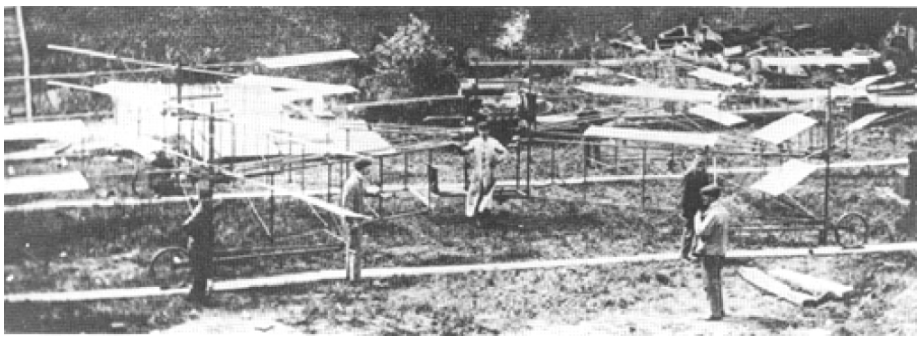
2.1.1 Breguet Richet Helikopter

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. 1906 yılında, Louis ve Jacques Breguet kardeşler, Profesör Richet rehberliğinde helikopter deneylerine başladılar.

1907 yılında, Breguet kardeşler kendilerinin ilk insan taşıyan helikopterlerini yaptılar. Bir quadrotor olan bu helikopter Breguet-Richet Gyroplane No.1 olarak

bilinir. Helikopterin tasarımında denge sorunu göz önünde bulundurulmuştu ama ana amacı kendisini ve taşıdığı pilotu kendi kuvvetiyle yerden havalandırabilmekti.

Breguet-Richet quadrotor 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 oluşuyordu ve böylece 32 ayrı kaldırma yüzeyi oluşuyordu. Rotorlar kirişlerin uçlarına yerleştirilmişti. Karşılıklı pervaneler bir yöne dönerken diğer ikisi ters yöne dönüyordu, böylece helikopter üzerindeki tork tepkisi iptal edilebiliyordu. Pilot, yapının merkezine, 8-silindirli içten yanmalı bir motorun altında oturuyordu. Motor 40hp civarı bir güçte çalışıyordu ve rotorları basit bir kayış kasnak mekanizmasıyla sürüyordu. Helikopterin dara ağırlığı tam olarak 345kg idi ve motorla yakıtı 165kg civarındaydı, böylece helikopterin boş ağırlığı 510kg geliyordu. Breguet kardeşler sadece 68kg ağırlığında bir pilot bulmuşlardı, aracın net ağırlığı toplam 578kg etmişti.

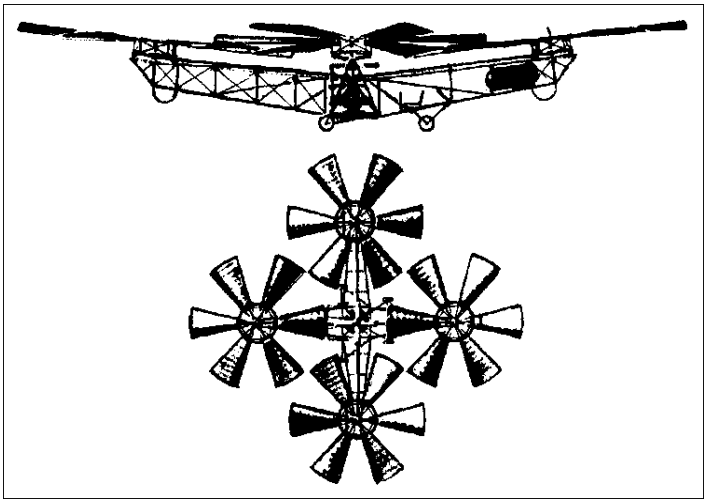


Şekil 2.1 : Breguet-Richet Gyroplane No.1'in bir denemede çekilmiş fotoğrafı.

1907 yılının yaz aylarında Gyroplane No.1'in ilk denemeleri yapılmıştı. Helikopter pilotu uçuşa kaldırmış ve yerden 1,5 metre yükselmeyi başarmıştı. Ancak, rotor hızını değiştirmek için motorun gaz pedalını ayarlamak dışında pilotun kontrol adına yaptığı herhangi bir eylem yoktu ve aracın dengede durabilme kabiliyeti çok zayıftı. Quadrotor bir halatla bağlanmıştı böylece sadece dikey olarak yukarı hareket edebiliyordu. Şekil 2.2'de aracın denemelerinden birinde çekilen bir fotoğrafta, helikopterin çarpı şeklindeki yapısının köşelerinde birer yardımcı, helikopteri dengede tutmaya çalışırken ve belki de havaya kaldırmaya çalışırken görünüyor.

2.1.2 De Bothezat Helikopter

Ocak 1921'de, ABD ordusu hava kuvvetleri dikey uçabilen bir araç geliştirmeleri için Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome ile bir sözleşme imzaladılar. Şekil2.3'de üstten ve yandan çizimi görünen Bothezat helikopteri, 1678kg ağırlığında olan X şeklindeki yapısı, her biri 9 metrelik kolların ucuna yerleştirilmiş olan 8.1 metre uzunluğundaki altı kanatlı dört adet rotor oluşuyordu.



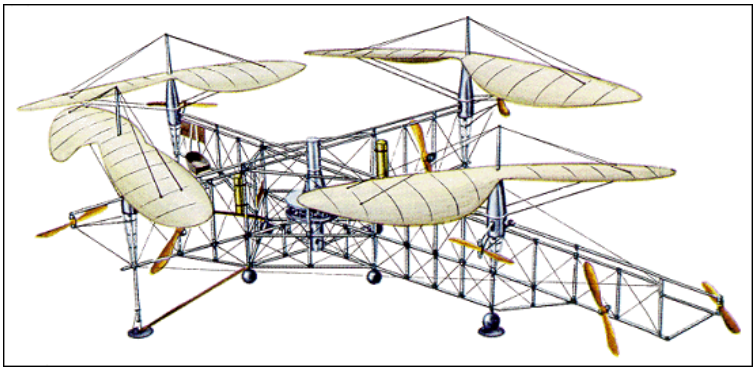
Şekil 2.2 : De Bothezat helikopterinin üstten ve yandan çizimi.

Yanal kolların sonlarında değişken açılı iki adet küçük pervane itmeyi ve sapma açısını kontrol etmek için kullanılıyordu. Küçük bir kaldırma rotoru da ek olarak helikopter iskeletinin birleşme noktasında olan 180hp'lik Le Rhone radyal motorun üstüne yerleştirilmişti ancak daha sonra gereksiz olduğu için kaldırılmıştı. Her pervanenin kontrol edilebilen münferit kolektif eğilme açıları vardı, bu sayede pervaneler değişik itme kuvveti oluşturuyor ve hareket sağlanıyordu.

Hava aracı kalkışta 1700kg'dı ve ilk uçuşunu Ekim 1922'de yaptı. Motoru daha sonra 220hp'lik bir motora yükseltildi. 1923'ün sonuna kadar üç tane yolcunun helikopterin iskeletine asılarak yaptığı yaklaşık 100 deneme uçuşu yapıldı. Yapılan sözleşmeye göre aracın yerden 100m yükselmesi gerekirken, en fazla 5m yükselebilmiş. Yaklaşık 200.000$ harcadıktan sonra, Bothezat aracının tamamen kararlı olabileceğini ve teorik olarak pratik bir helikopterin mümkün olabileceğini göstermiştir.Ancak helikopter yeterince güçlü değildi, ihtiyacı karşılayamıyordu, mekanik olarak karmaşıktı ve güvenlik problemleri vardı. Yanal hareketler yapmak için pilotun işgücü çok fazlaydı.

2.1.3 Oemnichen Helikopter

Etienne Oemnichen, döner kanatlı deneylerine 1920'de başladı ve altı tane farklı VTOL araç tasarladı ve imal etti. Adından en çok söz ettiren hava aracı, Oemnichen No.2 olarak bilinen quadrotoruydu. Bu quadrotorda 4 rotor ve 8 adet pervane vardı ve bunların hepsi, ilk uçtuğu tarih olan 11 Kasım 1922'de tek bir 120hp'lık döner motorla sürdürülüyordu. Daha sonra bu motor 180hp'lik başka bir motorla değiştirildi. Oemnichen No.2 dört kolunun ucunda 2 kanatlı pervaneler bulunan çarpı şeklinde çelik tüplerden oluşan bir iskelete sahipti. Kanatların açıları eğilerek değiştirilebiliyordu. Yatay düzlemde dönen beş adet pervane quadrotoru yanal olarak dengelemek için kullanılıyordu, burun kısmına takılmış olan başka bir pervane de helikopteri yönlendirmek için dümen vazifesi görüyordu, geriye kalan iki adet pervane de ileri hareket için itme görevini üstleniyordu. Şekil 2.5'de Oemnichen No.2'nin dört ana pervanesi ve 8 küçük pervanesinin yerleşimi görünüyor.

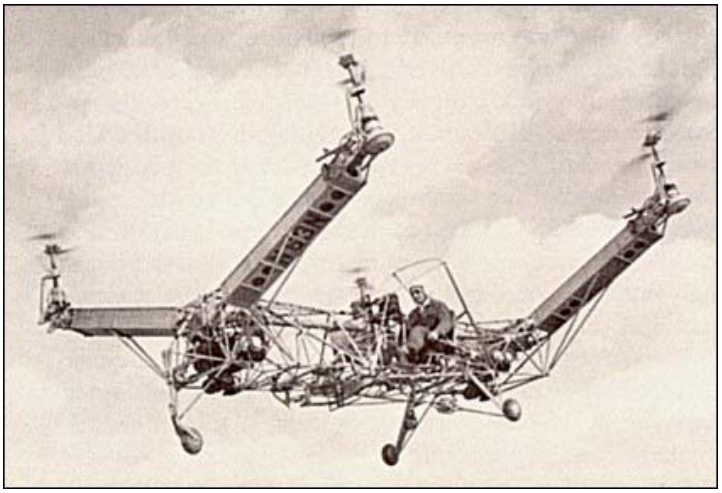


Şekil 2.3 : Oemnichen No.2'nin çizimi.

Oemnichen No.2 1920'lerin ortalarında binden fazla deneme uçuşu yaptı ve kabul edilebilir derecede kararlılık ve kontrol edilebilirlik sergiledi. 1923'de birkaç dakika boyunca havada kalabildi ve 14 Nisan 1924'de 360m ile helikopterler arasındaki en uzağa gidebilme rekorunu kırdı. Üç gün sonra bu rekoru 525m çıkardı ve 4 Mayıs'ta 14 dakika havada kalarak bir milden fazla mesafe kat etti ve ilk 1 kilometrelik kapalı çevrim uçuşunu 7 dakika 40 saniye süresinde gerçekleştirdi. Ancak Oemnichen helikopterin veriminden tatmin olmadı ve tek bir ana pervanesi olan ve 2 adet anti-tork pervanesi olan üçüncü helikopteri üzerinde çalışmaya başladı.

2.1.4 Convertawings Model A

Convertawings 1922'de Oemnichen tarafından denenen ve 1923'de ABD ordusu için tasarlanıp uçurulan Bothezat'ın helikopterlerinin dört pervane kavramını gözden geçirdi. Convertawings'in bu yapı üzerindeki geliştirmeye yönelik çalışmalarının sonucu olarak 1955'de ilk prototip başarılı bir şekilde uçtu.



Şekil 2.4 : Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf.

Bu helikopterin dört adet pervanesi ana iskeletin yanlarından uzanan birer kolun ucuna yerleştirilmiştir. Kontrol mekanizması oldukça basitleştirilmiştir ve kontrol rotorların itme kuvvetlerinin değiştirilmesiyle sağlanmıştır. Deneysel prototipte ana iskelet çelik borulardan, rotorları taşıyan kollar ise alüminyum alaşımdan yapılmıştı. Güç, iki adet motor tarafından sağlanıyordu ve çoklu v-kayış ile rotor sistemine aktarılıyordu. Şaft düzeni ve güç aktarımı 4 rotorun birbirine olan bağlantılarıyla temin ediliyordu, böylece her iki motor da bütün rotorları sürebiliyordu. Şekil 2.7'de görüldüğü gibi iki adet arkada bir adet önde olmak üzere quadrotorun 3 adet tekerleği vardı ve öndeki tekerlek sağa sola dönebiliyordu. Quadrotor ilk olarak Mart 1956'da uçtu. Başarılı denemelere ve geliştirmelere rağmen savunma harcamalarındaki kısıtlamalardan dolayı quadrotora olan askeri destek durduruldu ve proje rafa kaldırıldı. Ancak, tasarımı ve özellikle kontrol sistemi, kendisinden sonra gelecek olan VTOL araçların habercisi olmuştur.

2.1.5 Curtis – Wright VZ-7

Curtis – Wright VZ-7 ordunun taşıma gereksinimlerinden dolayı oluşan "uçan cip" isteğiyle bir VTOL görev aracı olarak geliştirilmiştir. VZ-7 quadrotor oldukça basit

bir tasarımın ürünüdür. Şekil 2.8‘de görüldüğü gibi dört pervanenin kare bir kalıba yerleştirilmiş olduğu dikdörtgen bir iskelete sahipti. Merkez iskelet yapısı, pilotun koltuğunu, uçuş kontrollerini, yakıt ve yağ tanklarını ve aracın tek türbin motorunu taşıyordu. Prototipin orijinal olarak kanallı fanı vardı ve motor örtüsüz pervaneleri çalıştırmak için tadil edilmişti. Quadrotorun kontrol sistemi de oldukça basitti; ilerleme hareketleri her bir pervanenin itme kuvvetleri ayarlanarak kontrol ediliyordu, yönelme açısı ise motor egzozunun üstüne yerleştirilen hareket edebilen kanatlarla sağlanıyordu.



Şekil 2.5 : Curtis – Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf.

Prototip ilk test uçuşlarında yeterince iyi performans gösterdi ve ordu tarafından makul olarak değerlendirildi. Quadrotor kalış ve ileri hareketi saplayabiliyordu, oldukça dengeliydi ve kullanılması kolaydı. Ancak, tasarım ordu için gerekli olan irtifa ve hız gereksinimlerini karşılamakta yetersizdi. Bu yüzden proje iptal edildi.

2.2 Yeni Quadrotorlar Tasarımları

Günümüzde artık 2.1’de anlatılan türde insanlı dört rotorlu helikopterler yapılamamaktadır, Quadrotorlar insansız VTOL hava araçları kategorisine girmiştir. Bu bölümde yakın geçmişte ve günümüzde yapılan Quadrotor tasarımları anlatılmıştır.

2.2.1 Draganflyer

Ticari bir oyuncak olan Draganflyer quadrotor helikopterleri, bir R/C verici ve yerleşik elektronik devresi ile kontrol edilir. Pilot R/C vericinin kollarını kullanarak yükselmeyi ve yunuslama, yönelme ve yalpa açılarını kontrol eder.



Şekil 2.6 : Draganflyer quadrotor helikopter

Draganflyer'ın yerleşik elektronik devresi pilot girişlerini almak için bir alıcı içerir. Ayrıca, üç adet açısal hızı algılamak için üç adet piezo cayroskop, kontrol hesaplamalarını yapabilmek ve motorları sürdürebilmek için bir mikro kontrolcü vardır. Bunlarla birlikte quadrotorun üstünde dört adet kızıl ötesi sensör vardır. Bu sensörler, quadrotor açık havada uçurulduğunda, gökyüzü ve yer arasındaki kızıl ötesi ışık farkından yararlanarak dengede durmasını sağlamaya yardımcı olur. Quadrotorun son modellerinde bir kamera vardır ve bu kamera için bir de verici vardır. Draganflyer'ın iskeleti yüksek darbe dayanımlı sert naylon ve karbon fiberden imal edilmiştir. Şekil 2.9'de görünen Draganflyer'ın eni ve boyu 76cm'dir ve yaklaşık yarım kilo kadardır.

2.2.2 Microdrone md4-200

İlk olarak Haziran 2006'da üretilen MD4-200'de, ivmeölçer, cayroskop, hava basınç sensörü, nem sensörü ve sıcaklık sensörünü kullanarak; irtifa, konum ve yönelme referans sistemi (AAHRS) kullanılmaktadır. Ayrıca, üzerindeki GPS; mevcut pozisyonda durma ve otonom referans noktası navigasyonu sağlar. Yerleşik uçuş kaydı gerçek zamanlı uçuş öncesi analiz yapılmasını sağlar.



Şekil 2.7 : Microdrone md4-200 quadrotor helikopter.

Şekil 2.10'de MD4-200'ün çekilmiş ilk fotoğrafı görünüyor. Karşılıklı rotor arası uzunluğu 70cm'dir ve 900g ağırlığındadır. Taşıma yüküne ve hava sıcaklığına bağlı olarak uçuş süresi en az 20 dakikadır. Ayrıca quadrotorun üstüne çeşitli kameralar takılarak gazetecilik, polisiye, güvenlik ve askeri alanda casus hava aracı olarak kullanılabilmesi sağlanmıştır.

2.2.3 Quattrocopter

550 gram ağırlığında ve 65 cm uzunluğunda olan Quattrocopter, katlandığında 35 cm boyutuna küçülür. Şekil 2.11'de görünen Quattrocopter helikopter, otonom olarak uçabilir ve 1 kilometre menzille 20 dakika kadar havada kalabilir.



Şekil 2.8 : Quattrocopter helikopter.

Askeri ve güvenlik ihtiyaçları için gerekli olan çeşitli sensörleri 50 gramlık yük kapasitesiyle üzerinde taşıyabilir. Elektrik motorları oldukça sessiz çalışır ve 30 metre uzaklıktan zor duyulur. Yerleşik GPS'i, ivmeölçeri ve cayroskopları sayesinde

pozisyon kontrolü gerçekleştirilir. Üzerinde ayrıca; IMU, hava veri sensörü, R/C alıcı, A/D dönüştürücü ve güç amplifikatörü vardır.

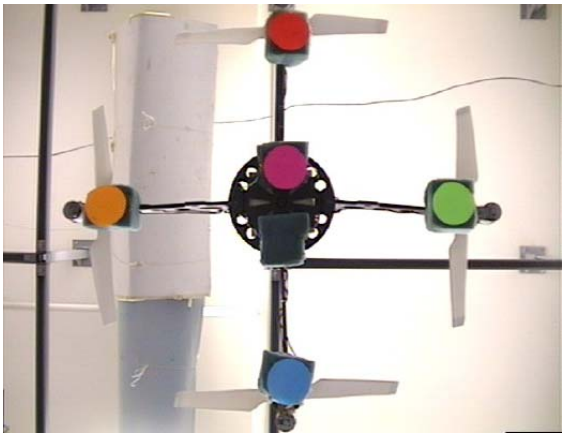
3. AKADEMİK ARAŞTIRMALAR

Otonom insansız dört rotorlu VTOL hava araçları, gerek kontrol edilebilme potansiyelinden gerekse imal edilebilme kolaylığından dolayı dünyanın bir çok üniversitesindeki araştırma grupları tarafından ilgi odağı olmuşlardır. Bu çalışmalarda kontrol, Quadrotor'un üzerindeki entegre bilgisayar veya harici bir bilgisayar ve bir çok sensör yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Kontrolün çok büyük bir bölümünün yazılımla gerçekleştirilmesi ve imal edilecek aracın küçük ve basit yapılı olmasından dolayı düşük maliyetli olması akademik araştırmalar için motive edici olmuştur. Bu bölümde literatüre geçmiş bazı belli başlı çalışmalar anlatılmıştır.

3.1 Pennsylvania Üniversitesi

Pennsylvania Üniversitesi'ndeki bir araştırma grubu, şu anda üretilmeyen bir ticari quadrotor olan HMX-4 ile çalışmalar yapmıştır [5-9].

Kameralardan ve sensörlerden gelen bilgileri birleştirmek için hem bir PC hem de quadrotor üzerindeki yerleşik bilgisayar kullanılmıştır. Quadrotor üzerindeki üç adet cayroskop bir iç kontrol döngüsüyle aracı dengede tutmak için kullanılmıştır. Yere bir kamera yerleştirilmiştir. Bu kamera quadrotorun altına yerleştirilmiş olan beş adet 2,5cm'lik renkli daireleri görür ve bilgisayar iletir.

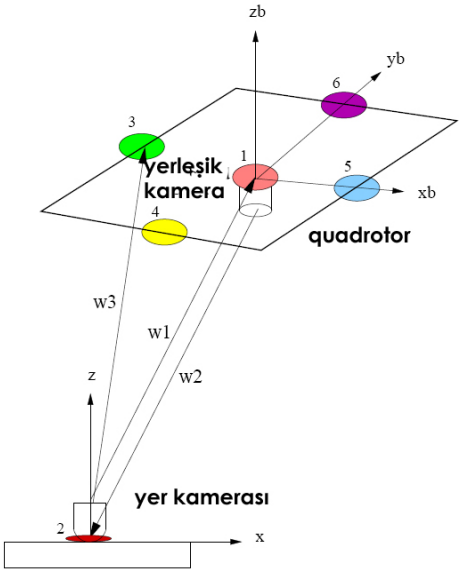


Şekil 3.1 Yerdeki kameradan quadrotor görüntüsü.

Şekil 3.1'de yerdeki kameradan quadrotorun ve altındaki renkli dairelerin görüntüsü gözükmektedir. Bilgisayar kameradan gelen görüntüleri işler ve bir takip sistemiyle dairelerin pozisyonlarını ve görüntü düzlemindeki alanlarını elde eder. Bir algoritmayla yunuslama, yalpa ve yönelme açıları ve quadrotorun pozisyonu hesaplanır. HMX-4'un taşıma kapasitesinin sınırlı olmasından dolayı GPS yada başka herhangi bir ivmeölçer yerleştirilememiş.

Yerdeki bilgisayar kameradan aldığı görüntüleri işler ve quadrotor için hedef pozisyonu belirler. Hesapladığı motor girişlerini paralel port vasıtasıyla quadrotora veri gönderen R/C vericiye gönderir. Verici radyo frekansıyla bu girdi bilgilerini quadrotora ulaştırır. Quadrotor üzerindeki yerleşik bilgisayar cayroskoplardan aldığı veriyle aracı dengeler ve üzerindeki entegre alıcı sayesinde yerdeki vericiden aldığı bilgileri motorlara iletir.

Araştırma grubu quadrotorun dinamiklerini temsil eden matematiksel bir model oluşturmuş ve bunun üzerinde iki adet kontrol stratejisi geliştirmişlerdir; "geri besleme lineerizasyonu" ve "back stepping". Bu kontrolcüler benzetimlerde test edilmiştir. "back stepping" kontrolcüler benzetimlerde daha iyi sonuç vermiş ve deneysel olarak kullanılmıştır.



Şekil 3.2 Deney düzeneğinin şematik çizimi.

Araştırmalarının devamında, pozisyon ve konum tahminini geliştirmek için quadrotora yerleşik bir kamera yerleştirilmiştir. Quadrotorun altına yapıştırılmış olan beş adet renkli daireye ek olarak yerdeki kamera başka bir renkli daire

yerleştirilmiştir böylece yerleşik kamera da yerdeki kamerayı algılayabiliyordu. Bu iki kamera yöntemi sayesinde daha az açısal ve pozisyon hatası sağlanmıştır.

Quadrotorun pozisyonunu tayin etmek için kullanılan yer kamerası deneysel olarak kullanışlı olmakla birlikte sadece kısıtlı durumlarda kullanılabilmesi yöntemin pratik olarak yeterli kolaylı sağlamamasına sebep olur. Örneğin iki kamera kullanımı kalkış ve inişlerdeki hatanın azaltılması açısından kullanışlı olabilir ancak diğer görevlerde kullanılması zordur.

3.2 Cornell Üniversitesi

Cornell Üniversitesinde iki proje uygulanmıştır. İlk projenin hedefi bir harici görüntüleme sistemiyle ve üç adet cayroskopla bir quadrotorun konumunu tahmin edebilecek bir metot geliştirmekti [10]. Dört adet LED quadrotorun dört adet köşesine yerleştirilmişti ve üç adet kameranın oluşturduğu görüntüleme sistemiyle bu LED'ler gözleniyordu. Sistem bir yerleşik bilgisayar ihtiva ediyordu, bunun görevi cayroskop verilerini harici bilgisayara iletmek ve harici bilgisayardan aldığı motor komutlarını motorlara iletmekti. Harici bilgisayarın görevi ise, cayroskop ve görüntü verilerini işleyerek hesapladığı motor girdilerini yerleşik bilgisayara iletmekti. Enerji sağlamak, quadrotora motor komutlarını göndermek ve cayroskop verisini harici bilgisayara göndermek için kablo kullanılmıştı.

Quadrotorun pozisyonunun gerçek zamanlı tahminini sağlaması için bir Kalman filtresi kullanılmıştı. Bu filtrenin amacı görüntü sisteminin düşük oranlı değerlerini ve cayroskopların yüksek oranlı değerlerini tahmin etmekti. Filtre, cayroskoplardan gelen düşük frekanslı veriyi ve görüntü sisteminin yüksek frekanslı verisini tutar ve cayroskopların ve kameraların negatif kalitelerini en aza indirgemeye çalışır. Kalman filtresi kullanılarak elde edilen tahmin cayroskoptan gelen yanlılığı elemine eder ve tahmin görüntü sisteminin tek başınayken yaptığına göre daha hızlı yüksek frekans verisini tahmin eder.

Cornell Üniversitesi'nde yapılan diğer bir proje bir master teziydi [11]. Bu proje, dört itme kuvvetine ve quadrotorun yapısına yoğunlaşmıştı. Bu iki alan, kullanılan quadrotorun ağırlığı göz önünde bulundurulduğunda özellikle önem taşıyordu çünkü bu helikopter 6.2kg'dı. Quadrotorun iskeleti MATLAB ve ANSYS sonlu elemanlar yazılımı kullanılarak uygun boyutta ve sağlamlıkta tasarlanmıştır. Pahalı ve karmaşık yapılı olmasına rağmen, yüksek güç oranı ve hafifliği nedeniyle fırçasız motorlar

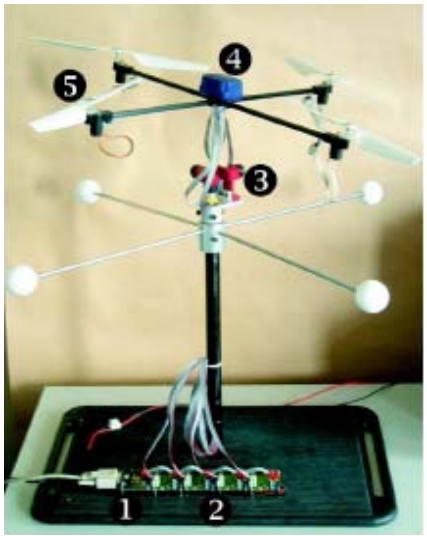
kullanılmıştır. Pervaneler havada asılı kalabilme performansı yüksek olsun diye büyük boyutta ve az yunuslama açısıyla seçilmiştir.

Bu quadrotorun kendi güç kaynağı ve sensörleri vardı. Bu iki çeşit elemanlar helikopterin ağırlığının yarısını oluşturuyordu. Bir IMU (Inertial Measurement Unit) kullanılıyordu. IMU'nun sürüklenme zaafı vardı ancak insan pilotla yapılan testler için yeterliydi.

Quadrotorun kuvvet ve tork bozucularını, sensör yanlılığını ve sensör gürültüsünü ihtiva eden doğrusal olmayan dinamikleri kontrolcülerin tasarımı, ayarı ve testi için kullanılmış. Fiziksel deneyler hasardan korunmak için quadrotora bağlanan bir kablo ile gerçekleştirilmiş.

3.3 İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü

İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü'nden bir grup araştırmacı bir quadrotorun açısal hızları ve irtifası üzerine çalışmışlar [12]. Quadrotorun matematiksel modeli benzetimlerde PID ve LQ (Linear Quadratic) kontrolcüleri test etmek için kullanılmış. Daha sonra her iki kontrolcü de deneylerde kullanılmış. Şekil 3.3'de de görüldüğü gibi, deneylerde quadrotor helikopterin sadece açısal hareketleri yapabileceği şekilde bir test düzeneği hazırlanmış.



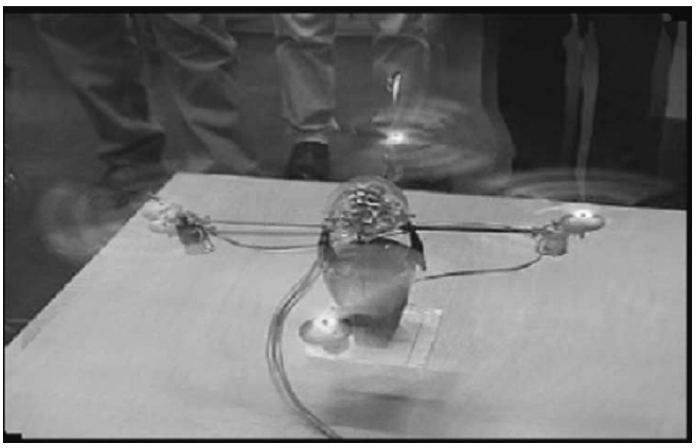
Şekil 3.3 Kontrolcüleri test etmek için hazırlanan deney düzeneği

Sistemde, ivme ölçer ve sürüklenmeyi önleyici manyetik referanslar kullanan pahalı sayılabilecek bir IMU ve bir Kalman filtresi pozisyon ve yönelmeleri belirlemek için kullanılıyordu. Bir harici bilgisayar komutları quadrotora göndermek için, ve dahili

bir PIC mikro kontrolcü kontrol hesaplamaları için kullanılıyordu. Klasik PID kontrolcü optimal kontrolden daha başarılıydı.

3.4 Compiegne Teknoloji Üniversitesi

Compiegne Teknoloji Üniversitesi'nden bir araştırma grubu bir quadrotor helikopterin dengelenmesini çalıştılar. Kullandıkları Draganflyer helikopteri dengelemek için yerleşik olarak mevcut olan cayroskoplar üzerinde bırakılmıştır. Pozisyonu ve yönelimi ölçmek için 3D elektromanyetik takip sistemi kullanılmıştır . Yerde duran Polhemus ölçüm cihazının Draganflyer'ın pozisyonunu ve yönelimini ölçebilmesi için quadrotorun üzerine bir sensör yerleştirilmiş. Cihaz bilgisayara RS-232 protokolüyle bağlanmış. Bilgisayar Polhemus cihazından aldığı açısal ve lineer hızları hesaplayarak yükselme, yunuslama açısı, yalpalama açısı ve yönelme açısı için gerekli kontrol girdilerini R/C verici yardımıyla Draganflyer'a iletiyordu. Draganflyer ayrıca dikey ve yatay rotayı başarıyla takip edebiliyordu. Şekil 3.4'de Draganflyer havadayken görünüyor.



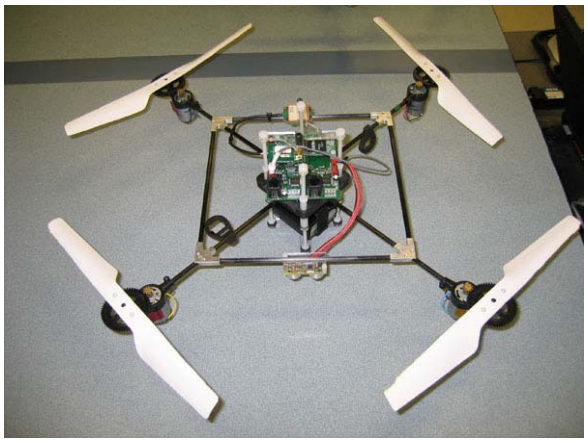
Şekil 3.4 Draganflyer'ın havadayken çekilmiş fotoğrafı.

Bu projede de yerde bir konum algılama cihazı bulunduğundan sınırlı kullanım alanı bulunmaktadır. Deneysel olarak oldukça başarılı fakat pratik olarak yeterli esneklik sağlamamaktadır.

3.5 Stanford Üniversitesi

Stanford Üniversitesindeki araştırma grubu STARMAC (Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control) adını verdikleri modifiye edilmiş bir Draganflyer quadrotor helikopter kullanmışlardır [13]. Draganflyer'ın üstünde gelen elektronik devresi, Stanford Üniversitesi'nde yapılmış olan bir baskı devreyle

değiştirilmiş. Bu devre quadrotorun otonom uçuşu için gerekli olan sensörleri ve iletişim cihazlarını ihtiva ediyordu. Devredeki cihazlar şu şekildeydi: MicroStrain 3DM-G adı verilen bir IMU, iki adet PIC mikro kontrolcü, bir ultrasonik sensör, bir GPS elemanı ve quadrotorla, bir adet dizüstü bilgisayar ve bir joystickten oluşan yer istasyonu arası iletişimi sağlayacak Bluetooth cihazı. IMU, konumu ve konumdaki değişimi tahmin etmek için sensörlerindeki veriyi kullanıyordu. IMU, yüksek gürültülere hassas olan ve yüksek itme kuvvetlerindeki titreşimlerden dolayı doğru sonuç vermesinde azalma olan tahminleri üretiyordu. İvme verileri bütün itme değerlerinde çok gürültülüydü bu yüzden doğrusal hareketler için bunun yerine konum verileri kullanılmış. Ultrasonik sensörün verileri kullanılabilir olmadığından quadrotorun irtifasını tayin etmek için bir Kalman filtresi kullanılmıştı. Helikopterin kısıtlı bir alanda uçurulduğu sürece kızıl ötesi bir uzaklık sensörü ultrasonik sensöre yardımcı olarak yerleştirilmişti. Başka bir Kalman filtresi de GPS ölçümlerini, hız ölçümlerini ve konum bilgilerini kullanarak pozisyon ve hız tahmini için kullanılmış. GPS verisi ayrıca doğrusal ivmeleri düzeltmek için kullanılmış.



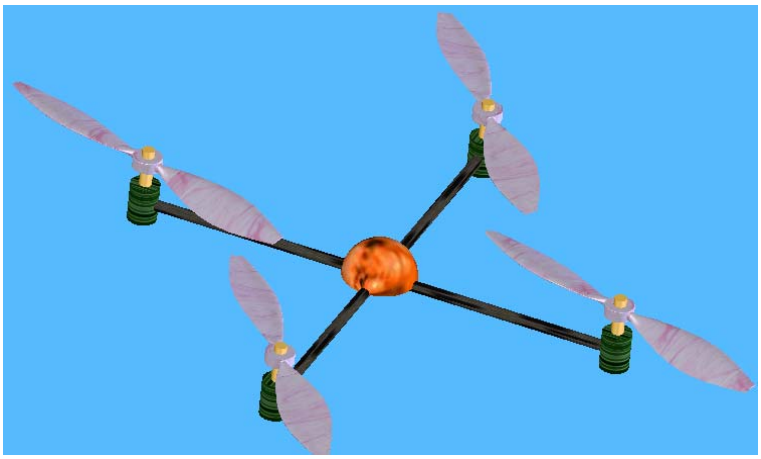
Şekil 3.5 STARMAC, modifiye edilmiş Draganflyer.

Şekil 3.6'de görünen quadrotor tek olarak açık havada uçurulduğunda, rüzgar bozucularına karşı elle pozisyon girdileri verildiğinde ve irtifa komutu sabit tutulduğunda iyi performans göstermiş.

Grup araştırmalarının devamında, iki quadrotordan oluşan deney düzenekleriyle, iki kontrol tasarımını karşılaştırmışlar: "Integral Sliding Mode (integral kayan mod)" ve Reinforcement Learning (takviyeli öğrenme). Deneylerde uygulanan her iki kontrol stratejisi de kararlı kontrol sonuçları vermiş ve yakın tepki süreleri ortaya çıkarmışlar.

4. QUADROTOR'UN MODELLENMESİ

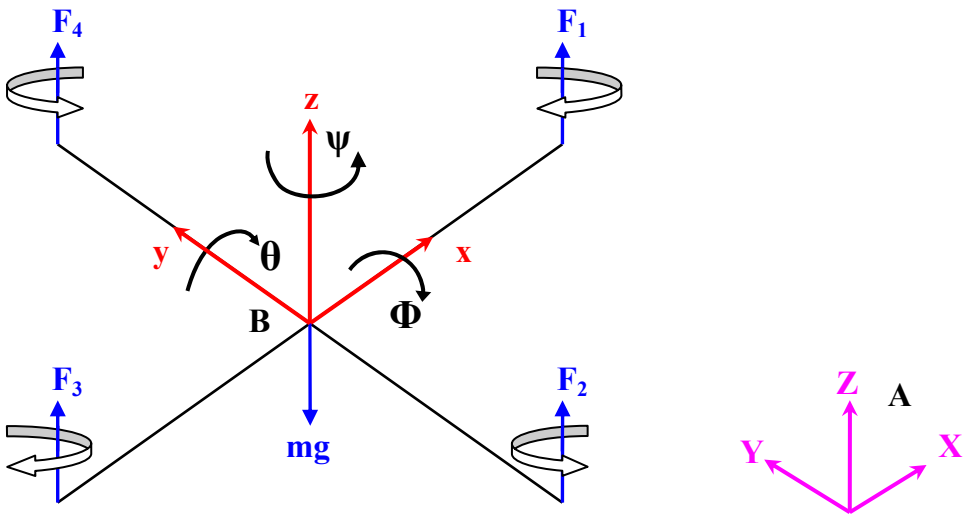
Quadrotor değişmez açıya sahip dört rotoru olan eksik eyleyicili bir hava aracıdır [14] (Bkz. Şekil 4.1). Bir Quadrotor'un çapraz şeklindeki iskeletinin önde, arkada, sağda ve solda olmak üzere dört tane motoru vardır ve bu motorlar pervaneleri tahrik ederek dönme eksenleri doğrultusunda kaldırma kuvveti oluşturur. Ön ve arka pervaneler saatin tersi yönünde dönerken, sol ve sağ pervaneler saat yönünde dönerler. Bu sayede bütün pervaneler eşit hızda döndüğünde helikopterin merkezine uygulanan tork dengelenir ve helikopterin kendi ekseni etrafındaki dönme açısı olan yönelme açısı değişmez. Sol ve sağ pervanelerin hızları arasındaki fark kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturur ve helikopterin yalpalama açısı değişir. Aynı mantıkla ön ve arka pervaneler arasındaki hız farkı yunuslama açısının değişimini doğurur. Bütün pervanelerin hızlarını aynı oranda artırıp azaltmak ise Quadrotor'u kendi z-ekseni doğrultusunda hareket ettirir. Eğer, aynı yönde hareket eden iki pervanenin hızları, diğer yönde dönen iki pervaneye göre değiştirilirse, helikopter kendi ekseni etrafında dönmeye başlar. Quadrotor'un pervanelerinin dönme yönü, ve bu dönmeden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, dönme açıları ve hareket koordinatları Şekil 4.2'de görülebilir.



Şekil 4.1 Quadrotor hava aracı.

Karmaşık yapısından dolayı bir quadrotoru modellemek kolay bir iş değildir. Amacımız, bu helikopterin modelini en gerçeğe yakın şekilde yapabilmektir. Bu

bölümde dört rotorlu hava aracı, Newton – Euler denklemleri kullanılarak modellenmiştir.



Şekil 4.2 Quadrotor üzerindeki mevcut büyüklükler.

Şekil 4.2'de quadrotorun gövde sabit çerçevesi, "B" ve atalet çerçevesi "A" ile birlikte x,y ve z eksenleri etrafındaki sırasıyla yalpalama (Φ), yunuslama (θ) ve yönelme (ψ) açıları, quadrotora etkiyen ana kuvvetler F_1, F_2, F_3, F_4 ve mg ve dört adet pervanenin dönme yönleri gözükmektedir.

B, gövde sabit çerçevenin, A, atalet çerçevesine göre 3 boyutlu uzaydaki konumu,

$$\zeta = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{4.1}$$

vektörüyle ifade edilir. (4.1) ifadesinin türevi alınırsa,

$$\nu = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

B'nin A'ya göre olan hızı, ve bunun da türevi alınırsa,

$$\dot{\nu} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \tag{4.3}$$

Quadrotorun doğrusal hareketinin ivmesinin ifadesi ortaya çıkar.

Ω_i, pervanelerin açısal hızları ve (i: 1, 2, 3, 4) olmak üzere, pervanelerin dönüşlerinden dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetleri F_i ,

$$F_i = b\,\Omega_i^2 \tag{4.4}$$

ifadesiyle tanımlanır, buradaki b itme faktörü sabit bir değerdir. Helikoptere pervanelerden uygulanan toplam kaldırma kuvveti,

$$F_T = b\sum_{i=1}^{4}\Omega_i^2 \tag{4.5}$$

ve bu kuvvetten dolayı oluşan ivme,

$$a_F = \frac{b}{m}\sum_{i=1}^{4}\Omega_i^2 \tag{4.6}$$

dir. a_F ivmesinin A çerçevesine göre ifadesi $R\,a_F$ olarak toplam ivme ifadesi, kuvvet dengesinden,

$$\dot{v} = -ge_z + Re_z a_F \tag{4.7}$$

şeklinde gösterilebilir. Buradaki $e_z=[0\ 0\ 1]^T$ şeklinde bir vektör olup z eksenindeki büyükleri ifade etmek için kullanılır. R, rotasyon matrisi; C, Kosinüs'ü ve S de Sinüs'ü ifade etmek üzere Ek 1'de anlatıldığı gibi, şu şekilde tanımlanmıştır,

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \tag{4.8}$$

Katı cismin açısal hızıyla ilgili olarak, rotasyon matrisi ve gövde çerçevesinin açısal hızları arası ilişki şu şekilde tanımlanmıştır [15],

$$\dot{R} = RS(\omega) \tag{4.9}$$

buradaki ω, gövde çerçevesinin açısal hız vektörü olup,

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \tag{4.10}$$

şeklindedir. S(ω) ise, ω ifadesinin 3x3 eksi bakışımlı (skew symmetric) matrisidir ve şu şekilde ifade edilir,

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

Kendi ekseni etrafında hızlı bir şekilde dönen katı cisimlerin dönme ekseni, yerçekimi doğrultusundaki düşey eksen etrafında döner ve bir dönme konisi oluşturur. Dönen cisme etki eden dönme momentinin cismin dönme ekseninin doğrultusunu değiştirmesinden bir yalpalama hareketi (presesyon hareketi) ortaya çıkar. Helikopterin bütün dönme hareketlerinde oluşan bu etkiye cayroskopik etki denir.

Helikopter, eksenleri etrafında ω açısal hızlarıyla döndüğü için $L_{x,y,z}$ açısal momentumları oluşur ve şu şekilde ifade edilir.

$$L_{x,y,z} = I\omega \tag{4.12}$$

Burada 3x3 bir matris olan I, quadrotor gövdesinin x, y ve z eksenlerindeki ataletidir,

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{4.13}$$

Tork, açısal momentumun zamana göre değişimi olduğundan, helikopterin açısal hızlarından dolayı oluşan tork,

$$\tau_B = \dot{L} \tag{4.14}$$

(4.12) ve (4.14) denklemlerinden,

$$\tau_B = \omega \times I\omega + I\dot{\omega} \tag{4.15}$$

Burada “x” vektörsel çarpım işlemi olarak kullanılmıştır.

Helikopterin gövdesinin ve pervanelerin kendi eksenleri etrafında dönmesinden dolayı ortaya çıkan cayroskopik tork şu şekilde ifade edilmiştir [16].

$$\tau_G = \sum_{i=1}^{4} J(\omega \times e_z)\Omega_i(-1)^i \tag{4.16}$$

Burada J, bir adet rotorun ataletini simgelemektedir.

Şekil 4.2’de görülen ve her bir pervanenin yaptığı dönme hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, quadrotora etkiyen torklar oluşturur. Bir eksen boyunca uzanan tork, diğer eksende bulunan pervanelerin oluşturduğu torkların farkına eşittir. x, y ve z eksenleri boyunca, pervanelerin sebep olduğu torklar şöyledir,

$$\tau_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \tag{4.17}$$

Burada l, rotorla quadrotorun merkezi arası mesafe, d de sürükleme faktörüdür. (4.15), (4.16) ve (4.17) denklemlerinden tork dengesi yazılabilir,

$$\tau_G + \tau_B = \tau_a \tag{4.18}$$

(4.16) ve (4.17)’yi açarsak,

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \tag{4.19}$$

$$\tau_G = J\left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right)\left(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \right) \tag{4.20}$$

olur. Tork dengesi şu şekilde karşımıza çıkar,

$$J\left(\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}0\\0\\1\end{bmatrix}\right)\left(-\Omega_1+\Omega_2-\Omega_3+\Omega_4\right)+\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}I_x & 0 & 0\\ 0 & I_y & 0\\ 0 & 0 & I_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}I_x & 0 & 0\\ 0 & I_y & 0\\ 0 & 0 & I_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\ddot{\phi}\\ \ddot{\theta}\\ \ddot{\psi}\end{bmatrix}$$

$$=\begin{bmatrix}lb(\Omega_4^2-\Omega_2^2)\\ lb(\Omega_3^2-\Omega_1^2)\\ d(-\Omega_1^2+\Omega_2^2-\Omega_3^2+\Omega_4^2)\end{bmatrix} \quad \textbf{(4.21)}$$

Bu eşitlikte $\ddot{\phi},\ddot{\theta}$ ve $\ddot{\psi}$ 'yi sol tarafa atıp denklemi çözersek, açısal ivmeler şu şekilde çıkar,

$$\ddot{\phi}=\dot{\psi}\dot{\theta}\left(\frac{I_y-I_z}{I_x}\right)-\frac{J}{I_x}\dot{\theta}\left(-\Omega_1+\Omega_2-\Omega_3+\Omega_4\right)+\frac{l}{I_x}b\left(\Omega_4^2-\Omega_2^2\right) \quad \textbf{(4.21)}$$

$$\ddot{\theta}=\dot{\psi}\dot{\phi}\left(\frac{I_x-I_z}{I_y}\right)+\frac{J}{I_y}\dot{\phi}\left(-\Omega_1+\Omega_2-\Omega_3+\Omega_4\right)+\frac{l}{I_y}b\left(\Omega_3^2-\Omega_1^2\right) \quad \textbf{(4.22)}$$

$$\ddot{\psi}=\dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_x-I_y}{I_z}\right)+\frac{d}{I_y}\left(-\Omega_1^2+\Omega_2^2-\Omega_3^2+\Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.23)}$$

(4.7) ifadesi, açılırsa şu şekilde gösterilebilir.

$$\begin{bmatrix}\ddot{x}\\ \ddot{y}\\ \ddot{z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\0\\-g\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi\\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi\\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}0\\0\\1\end{bmatrix}\frac{b}{m}\left(\Omega_1^2+\Omega_2^2+\Omega_3^2+\Omega_4^2\right)$$

(4.24)

Buradan $\ddot{x}$, $\ddot{y}$ ve $\ddot{z}$ hesaplanırsa,

$$\ddot{x}=\left(C\psi S\theta S\phi + S\psi C\phi\right)\frac{b}{m}\left(\Omega_1^2+\Omega_2^2+\Omega_3^2+\Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.25)}$$

$$\ddot{y}=\left(S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi\right)\frac{b}{m}\left(\Omega_1^2+\Omega_2^2+\Omega_3^2+\Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.26)}$$

$$\ddot{z}=-g+\left(C\theta C\phi\right)\frac{b}{m}\left(\Omega_1^2+\Omega_2^2+\Omega_3^2+\Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.27)}$$

Kolaylık ve uygunluklarından dolayı sistemin girişleri şu şekilde seçildiğinde,

$$U_1 = b\left(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.28)}$$

$$U_2 = b\left(\Omega_4^2 - \Omega_2^2\right) \quad \textbf{(4.29)}$$

$$U_3 = b\left(\Omega_3^2 - \Omega_1^2\right) \quad \textbf{(4.30)}$$

$$U_4 = d\left(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2\right) \quad \textbf{(4.31)}$$

netice olarak modellenen quadrotor helikopterin tam matematiksel model denklemleri aşağıdaki gibi ortaya çıkar,

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi}\dot{\theta}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J}{I_x}\dot{\theta}\left(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4\right) + \frac{l}{I_x}U_2 \quad \textbf{(4.32)}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_z}{I_y}\right) + \frac{J}{I_y}\dot{\phi}\left(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4\right) + \frac{l}{I_y}U_3 \quad \textbf{(4.33)}$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_y}U_4 \quad \textbf{(4.34)}$$

$$\ddot{x} = \left(\mathrm{Cos}\psi\, Sin\theta \mathrm{Sin}\phi + \mathrm{Sin}\psi \mathrm{Cos}\phi\right)\frac{1}{\mathrm{m}}U_1 \quad \textbf{(4.35)}$$

$$\ddot{y} = \left(\mathrm{Sin}\psi\, Sin\theta Cos\phi - \mathrm{Cos}\psi\, Sin\phi\right)\frac{1}{\mathrm{m}}U_1 \quad \textbf{(4.36)}$$

$$\ddot{z} = -g + \left(\mathrm{Cos}\theta \mathrm{Cos}\phi\right)\frac{1}{\mathrm{m}}U_1 \quad \textbf{(4.37)}$$

5. KONTROLCÜ TASARIMI

Bu bölümde 4. bölümde çıkartılan Quadrotor modeline eklenecek olan kontrolcülerle Quadrotor kontrolü yapılması amaçlanmıştır. Bu kontrolcüleri tasarlamak için sistemin girdileri olan (4.28-4.31) denklemleri kullanılmıştır. Quadrotoru hareket ettirecek olan U_1, U_2, U_3 ve U_4 girdileri sırasıyla, z eksenindeki hareketi, y eksenindeki hareketi yani yalpalama açısını, x eksenindeki hareketi yani yunuslama açısını ve z ekseni etrafındaki yönelme açısını kontrol eder. Bu girdilere verilmesi gereken sayısal değerler yine bu girdiler üzerinden tasarlanan kontrolcü algoritmalarıyla hesaplanmıştır. U_i girdileri (4.28-4.31) denklemlerinden görüleceği üzere, pervanelerin açısal hızlarıyla elde edilir. Bu açısal hızlar ise motorun dönmesiyle, motorun dönmesi de motora verilen elektrikle sağlanır. Daha sonraki bölümlerde anlatılacak olan gerçek sistem yapısından dolayı kontrolcü tasarımında direkt motorların dönme açıları yerine U_i girdileri üzerinden kontrol sağlanmaktadır.
Bu bölümde modeli kontrol etmek için PD kontrolcüler tasarlanmıştır, PD kontrolcü kullanılmasının amacı modelden elde edilebilecek bir kontrol algoritması olması ve [16]'da anlatıldığı gibi sistemi üstsel olarak kararlı hale getirmesidir. Tasarlanan PD kontrolcülerin algoritmaları bulanıklaştırılarak bulanık PD kontrolcü tasarlanmıştır. Bulanık PD kontrolcü tasarlanmasının amacı başta, bu tür kontrolcülerin modelden bağımsız olarak yapılabilmesidir. Ayrıca bulanık PD kontrolcü dilsel kurallara dayandığından kontrol sürecinin anlaşılması daha kolaydır.

5.1 PD Kontrol

Önce Quadrotorun konumunu kontrol edecek PD kontrolcü, daha sonra bundan bağımsız olarak Quadrotorun öteleme hareketlerini kontrol eden bir PD kontrolcü üzerinde çalışılmıştır.

5.1.1 Konum Kontrolü

İrtifa Kontrolü:

İrtifa kontrolü, [17]'deki ifade kullanılarak, denklem (4.37)'den şu şekilde karşımıza çıkar,

$$U_1 = \frac{mg}{Cos\theta Cos\phi} + \frac{m\left(Kp_z z + Kd_z \dot{z}\right)}{Cos\theta Cos\phi} \quad \textbf{(5.1)}$$

burada, Kp_z, oransal kontrol katsayısı ve Kd_z türevsel kontrol katsayısıdır.

ψ, θ ve Φ Kontrolü:

ψ, θ ve Φ kontrolünde, quadrotorun mevcut konumunu koruması ve farklı açısal konumlara ulaşabilmesi için, PD kontrolcüler şu şekilde tasarlanır.

$$U_2 = K_{p\phi}\phi + K_{d\phi}\dot{\phi} \quad \textbf{(5.2)}$$

$$U_3 = K_{p\theta}\theta + K_{d\theta}\dot{\theta} \quad \textbf{(5.3)}$$

$$U_4 = K_{p\psi}\psi + K_{d\psi}\dot{\psi} \quad \textbf{(5.4)}$$

5.1.2 Hareket Kontrolü

İrtifa Kontrolü:

(5.1) kontrolcüsüne, değişkenlerin arzu ettiğimiz değerleri eklenirse, kontrolcü şu hali alır,

$$U_1 = \frac{mg}{Cos\theta Cos\phi} + \frac{m\left[Kp_z(z - z_d) + Kd_z(\dot{z} - \dot{z}_d)\right]}{Cos\theta Cos\phi} \quad \textbf{(5.5)}$$

Burada z_d istenilen z değeri, $\dot{z}_d$ de z eksenindeki istenilen doğrusal hız değeridir.

Öteleme kontrolü:

x ve y eksenleri boyunca olan öteleme hareketlerinin kontrolü için sırasıyla θ ve Φ açılarının kontrol edilmesi gerekir (Bkz. Şekil 4.2). Bu yüzden, x hareketi için istenen yunuslama açısı ve yunuslama açısal hızını ve y hareketi için de istenen yalpa açısı ve yalpa açısal hızını seçebilirsek, öteleme kontrolü (5.2) ve (5.3) denklemlerine, değişkenlerin arzu ettiğimiz değerleri eklenirse, kontrolcüler şu hali alır [9],

$$U_2 = K_{p\phi}\left(\phi_d - \phi\right) + K_{d\phi}\left(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}\right) \quad \textbf{(5.6)}$$

$$U_3 = K_{p\theta}\left(\theta_d - \theta\right) + K_{d\theta}\left(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}\right) \quad \textbf{(5.7)}$$

Denklem (4.36)'den,

$$\ddot{y} = -K_{py}(y - y_d) - K_d(\dot{y} - \dot{y}_{dy}) = \left(\mathrm{Sin}\,\psi\, Sin\theta Cos\phi \text{ - } \mathrm{Cos}\,\psi\, Sin\phi\right)\frac{1}{\mathrm{m}}U_1 \quad \textbf{(5.8)}$$

y ekseni doğrultusunda kontrol yaparken, y ekseni etrafındaki dönme açısı olan θ'yı sıfır kabul ederek, x ekseninde hareket olmadığını ve ψ açısını sıfır kabul ederek z ekseni etrafındaki yönelme açısının değişmediğini ve sıfır olduğunu kabul edersek,

$$Sin\phi_d = \frac{(K_{py}(y - y_d) + K_{dy}(\dot{y} - \dot{y}_d))m}{U_1} \quad \textbf{(5.9)}$$

Buradaki U_1 değişkenini kontrol katsayılarının içine katarsak, istenen Φ açısı şu şekilde oluşur,

$$\phi_d = \mathrm{Arcsin}\left(K_{py}\left(y - y_d\right) + K_{dy}\left(\dot{y} - \dot{y}_d\right)\right) \quad \textbf{(5.10)}$$

Bu eşitliğin türevini alırsak (5.6)'de kullanılan $\dot{\phi}_d$, istenen açısal hız değeri yüksek mertebeden olan türevi sıfır kabul ederek şu şekilde elde edilir,

$$\dot{\phi}_d = \frac{K_{py}m(\dot{y} - \dot{y}_d)}{\sqrt{1 - {K_{py}}^2 m^2 (y - y_d)^2 - 2K_{py}K_{dy}m^2(y - y_d)(\dot{y} - \dot{y}_d) - {K_{dy}}^2 m^2 (\dot{y} - \dot{y}_d)^2}} \quad \textbf{(5.11)}$$

benzer işlemler uygulanarak x yönündeki hareket kontrolcüsü için θ_d ve $\dot{\theta}_d$ elde edilebilir,

$$\theta_d = \mathrm{Arcsin}\,(K_{px}(x - x_d) + K_{dx}(\dot{x} - \dot{x}_d)) \quad \textbf{(5.12)}$$

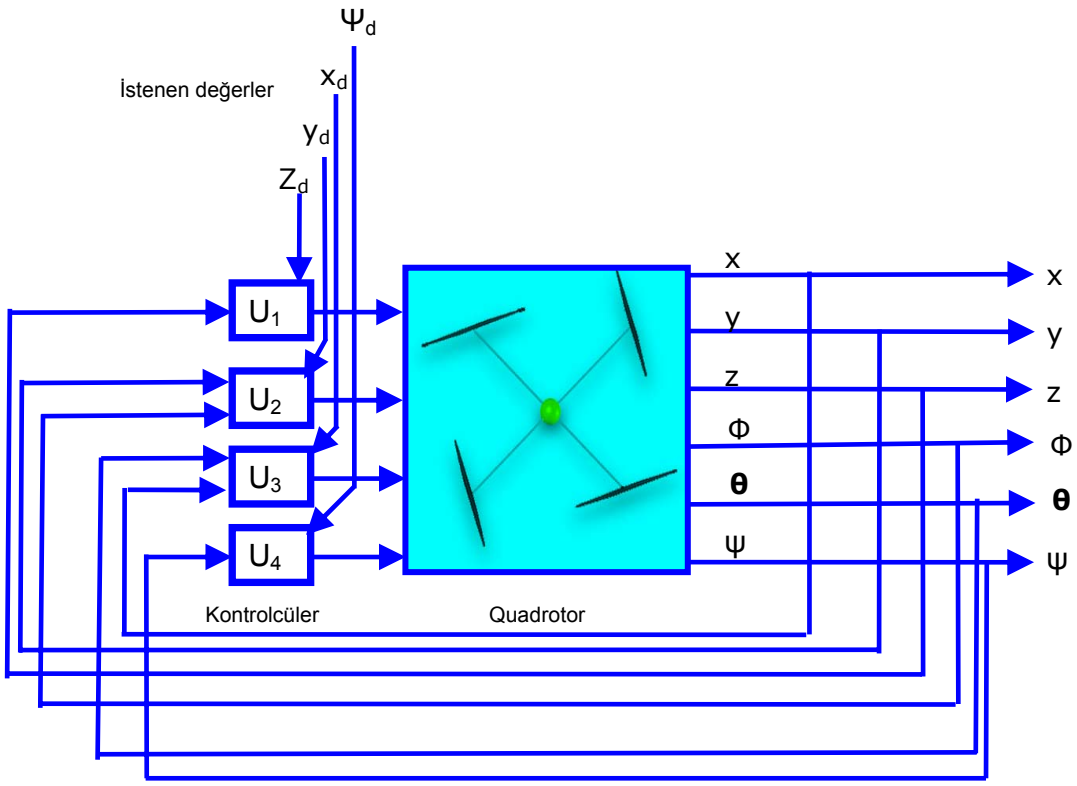
$$\dot{\theta}_d = \frac{K_{px}m(\dot{x} - \dot{x}_d)}{\sqrt{1 - {K_{px}}^2 m^2 (x - x_d)^2 - 2K_{px}K_{dx}m^2(x - x_d)(\dot{x} - \dot{x}_d) - {K_{dx}}^2 m^2 (\dot{x} - \dot{x}_d)^2}} \quad \textbf{(5.13)}$$

Yönelme kontrolü :

Yönelme kontrolü için, yönelme açısındaki ve hızındaki hatalar kullanılarak şu şekilde PD kontrolcü elde edilir,

$$U_4 = K_{p\psi}\left(\psi_d - \psi\right) + K_{d\psi}\left(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}\right) \quad \textbf{(5.14)}$$

Şekil 5.1'de sistemin, elde edilen kontrolcüler ve Quadrotor'dan oluşan yapısal diyagramı verilmiştir. Buna göre kontrolcüler Quadrotor modelinden aldıkları x, y, z, θ, Φ ve ψ değerlerini, bunların türevlerini ve kullanıcının arzuladığı istenen değerleri kullanarak Quadrotor'a kontrol komutlarını verirler.



Şekil 5.1 Quadrotor ve kontrolcülerden oluşan yapısal diyagram.

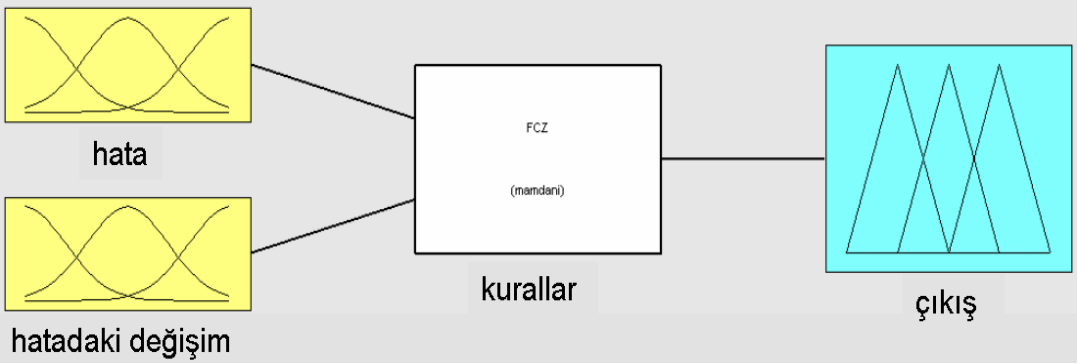
5.2 Bulanık PD Kontrol

Bu bölümde iki bulanık PD kontrolcü tasarlanmıştır, birinci kontrolcü açısal değerlerin istenen değerlerini klasik PD kontrolcüden alırken daha sonra tasarlanan ikinci kontrolcüde bu değerler kısmen bulanık kontrolcüden elde edilmiştir.

5.2.1 Bulanık PD Kontrol No: 1

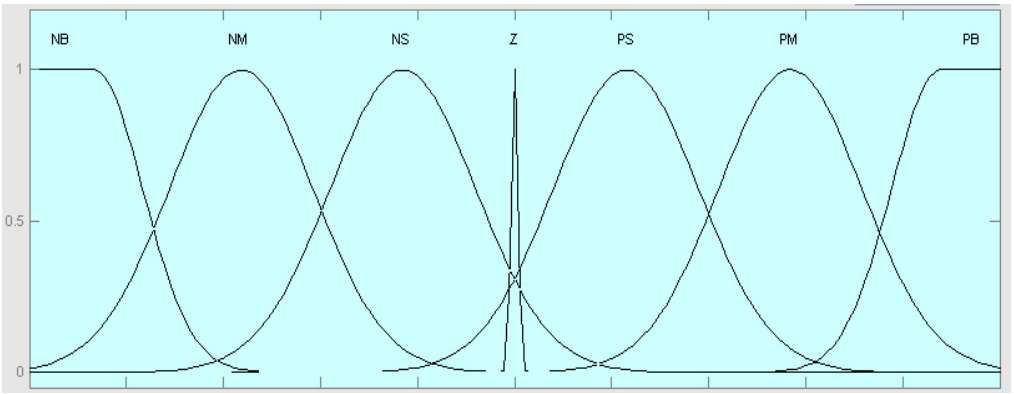
Tasarlanan Bulanık PD kontrolcüde, hem klasik PD kontrolü hem de bulanık PD kontrol kullanılmıştır. İrtifa, öteleme hareketleri ve yönelme için kullanılan bulanık mantık kontrolcülerdeki x ve y öteleme hareketleri için gerekli olan θ ve Φ açıları klasik kontrolcülerle elde edilmiştir.

Hata ve hatadaki değişim bulanık kümelerindeki üyelik fonksiyonları aynı seçilmiştir. Kontrolcülerde kullanılan bütün bulanık kümelerin genişlikleri aynı olup [-1,1] genişliğindedir. Kümeler arasındaki genişlik farkı, birer sabit katsayı ile ölçeklendirme yapılarak sağlanmıştır.



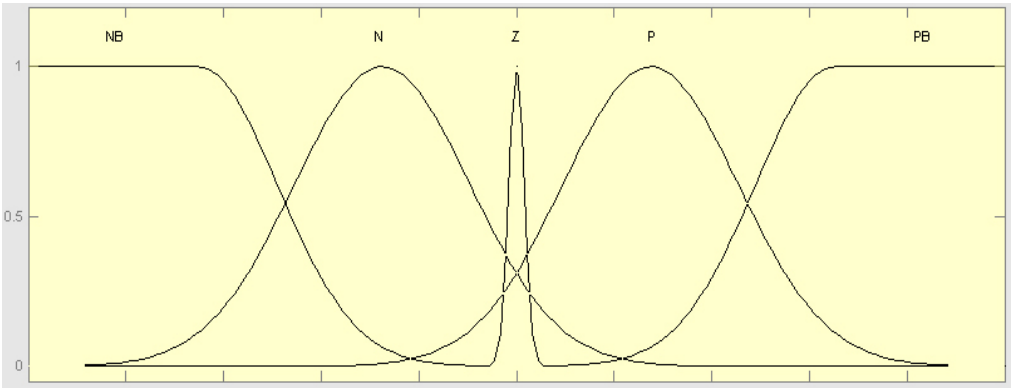
Şekil 5.2 Bulanık kontrolcü yapısı.

Girdilere yani hata ve hatanın değişimine belirli kurallar uygulanarak bir çıkış kümesi elde edilir (Bkz Şekil 5.2). Girdi kümelerinin üyelik fonksiyonları Negatif Büyük (NB), Negatif (N), Sıfır (Z), Pozitif (P) ve Pozitif Büyük (PB) olmak üzere beşer tanedir. Kontrolcülerin çıktılarının üyelik fonksiyonları ise Negatif Büyük (NB), Negatif Orta (NM), Negatif Küçük (NS), Sıfır (Z), Pozitif Küçük (PS) Pozitif Orta (PM) ve Pozitif Büyük (PB) olmak üzere yedi tanedir.



Şekil 5.3 Kontrolcü çıktısı bulanık kümesi ve üyelik fonksiyonları.

Şekil 5.4'de hata ve hatadaki değişim için kullanılan bulanık küme, Şekil 5.3'de de çıktı bulanık kümesi görünmektedir.



Şekil 5.4 Hata ve hatadaki değişim bulanık kümeleri ve üyelik fonksiyonları.

Girdi ve çıktı bulanık kümelerinde kullanılan üyelik fonksiyonları Gaussian tipi seçilmiştir ve ifadesi şu şekildedir.

$$\mu_{Ai} = e^{\frac{(c_i - x)^2}{2\sigma_i^2}} \tag{5.15}$$

Tablo 5.1 Girdi ve Çıktı'nın üyelik fonksiyonları değerleri.

Girdi Bulanık Kümeleri		
Üyelik Fonksiyonu	c_i	σ_i
Negatif Büyük (NB)	-∞, -0.7	∞, 0.18
Negatif (N)	-0.275	0.18
Sıfır (Z)	0	0.015
Pozitif (P)	0.275	0.18
Pozitif Büyük (PB)	0.7, ∞	0.18, ∞
Çıktı Bulanık Kümesi		
Üyelik Fonksiyonu	c_i	σ_i
Negatif Büyük (NB)	- ∞,-0.9	∞, 0.15
Negatif Orta (NM)	-0.55	0.15
Negatif Küçük (NS)	-0.2	0.15
Sıfır (Z)	0	0.006
Pozitif Küçük (PS)	0.2	0.15
Pozitif Orta (PM)	0.55	0.15
Pozitif Büyük (PB)	0.9, ∞	0.15, ∞

Tablo 5.1'de girdi ve çıktı bulanık kümelerinde kullanılan üyelik fonksiyonlarının karakter değerleri vardır. Burada, NB ve PB fonksiyonları ikişer adet Gaussian tipi üyelik fonksiyonundan oluştuğu için, ikişer değerleri vardır.

Kurallar :

Tablo 5.2'de hataya ve hatadaki değişime göre kurallar yer almaktadır. Girdiler olan hata ve hatadaki değişim kümeleri 5er tane üyelik fonksiyonu içerdiğinden toplam 25 tane kural oluşmuştur.

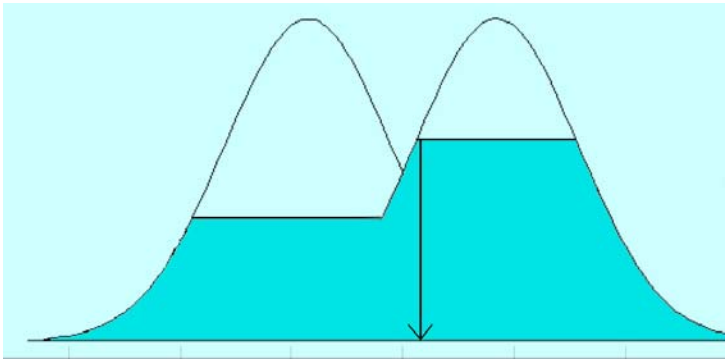
Tablo 5.2 Kurallar tablosu.

		Hata				
		NB	N	Z	P	PB
Hatadaki Değişim	NB	NB	NB	NM	NS	Z
	N	NB	NM	NS	Z	PS
	Z	NM	NS	Z	PS	PM
	P	NS	Z	PS	PM	PB
	PB	Z	PS	PM	PB	PB

Kurallar, "Eğer Hata A ise ve Hatadaki Değişim B ise, Çıktı C'dir" şeklindedir. Tablo 5.2'de bu kural sistematiğine göre bir örnek yapılırsa; Hata Negatif (N) ve Hatadaki Değişim Pozitif Büyük (PB) olduğunda Çıktı olarak Pozitif Küçük (PS) oluşur.

Berraklaştırma :

Bulanık mantık kontrolcüde, bulanık girdiler belirlenmiş kurallar ile işlem geçirir ve bir çıktı verir, ancak çıktı da girdiler gibi bulanıktır. Bulanık sayıları kontrolcü komutu olarak dinamik sisteme veremeyeceğimize göre, bulanık çıktıyı bulanık olmayan bir sayıya dönüştürmek yani berraklaştırmak gereklidir.

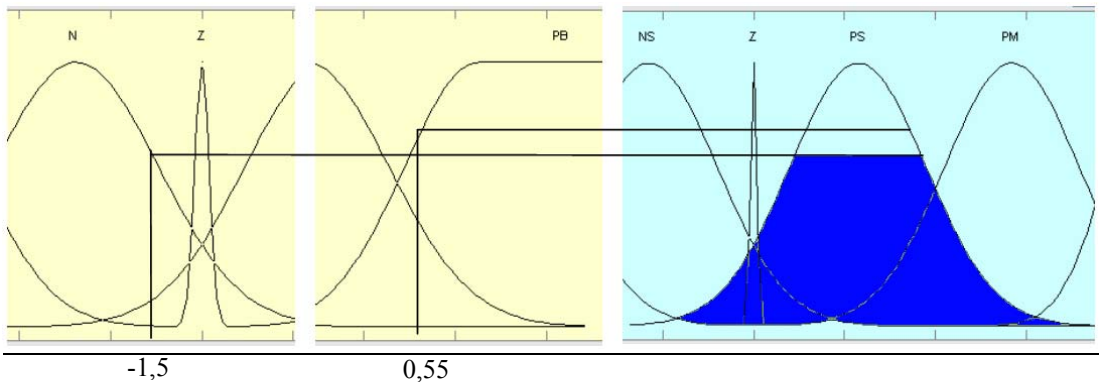


Şekil 5.5 Eşit alan berraklaştırma yöntemi.

Berraklaştırma sonucunda ortaya çıkacak olan sayı, bulanık çıktıyı en iyi ifade edecek şekilde berraklaştırma yapmak gereklidir. Buna göre kontrolcü sürekli olmalı; girişlerdeki küçük değişimler çıkışta büyük bir değişim oluşturmamalıdır. Berraklaştırma algoritması belirli olmalıdır; berraklaştırma sonucu çıkacak olan sayıyı ifade eden işlem süreci açıkça ifade edilmiş olmalıdır. Ayrıca berraklaştırma, akla yatkın olmalıdır; yüksek üyelik derecesi olmalı ve çıkan şeklin yaklaşık olarak ortalarına denk gelmelidir. Basit olmalıdır; algoritma gerçek zamanlı hesaplamalar için yeterince hızlı hesaplanabilir olmalıdır. Tasarlanan kontrolcü için bu kurallara en iyi şekilde uyacak olan "eşit alan" berraklaştırma yöntemi seçilmiştir. Bu yöntemde bulanık kontrolcü çıktısı sonucu üyelik fonksiyonlarından oluşan şekli, ortasından iki eşit alana bölen bir doğrunun gösterdiği sayısal değer kontrolcü çıktısı olarak kullanılır. Şekil 5.5'de iki eşit alana bölünmüş şekilden sayısal değer elde edilmesi görünmektedir.

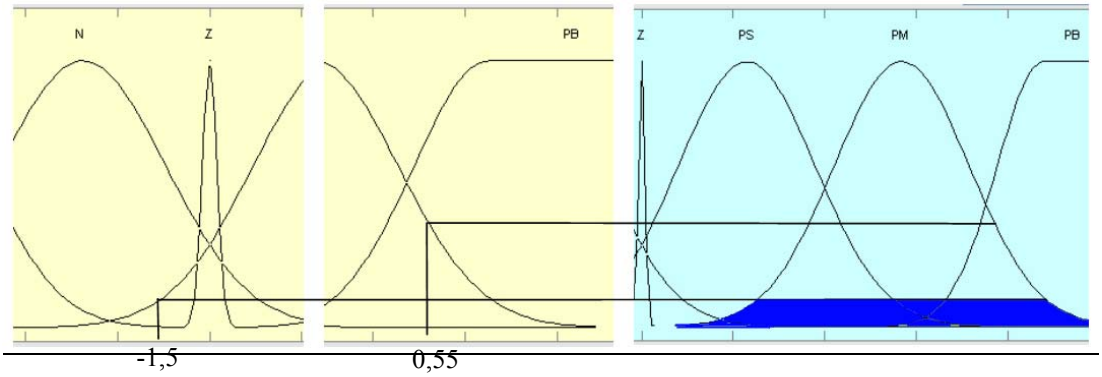
Bulanık Kontrolcünün Çalışma Prensibi :

Kontrolcü, aldığı hata ve hatadaki değişim büyüklüklerini kullanarak bir kontrol büyüklüğü oluşturur.



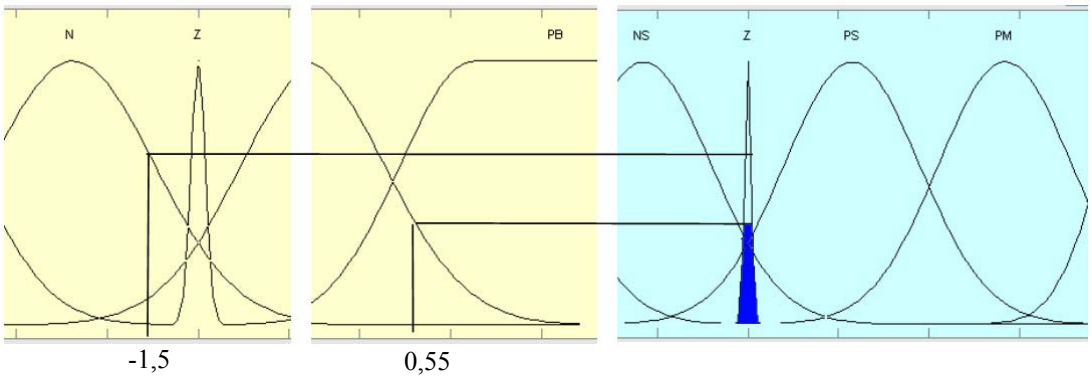
Şekil 5.6 Negatif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı.

Tasarlanan bulanık kontrolcünün çalışma prensibini, girdilerden çıktı oluşturmak için arada nasıl işlemler gerçekleştiği sayısal bir örnekle anlatılmıştır. Girdilerden, Hata -1,5 ve hatadaki değişim de 0,55 olduğunda Hata, Negatif ve Pozitif Üyelik fonksiyonlarını, Hatadaki değişim de Pozitif ve Pozitif Büyük üyelik fonksiyonlarını tetikler.



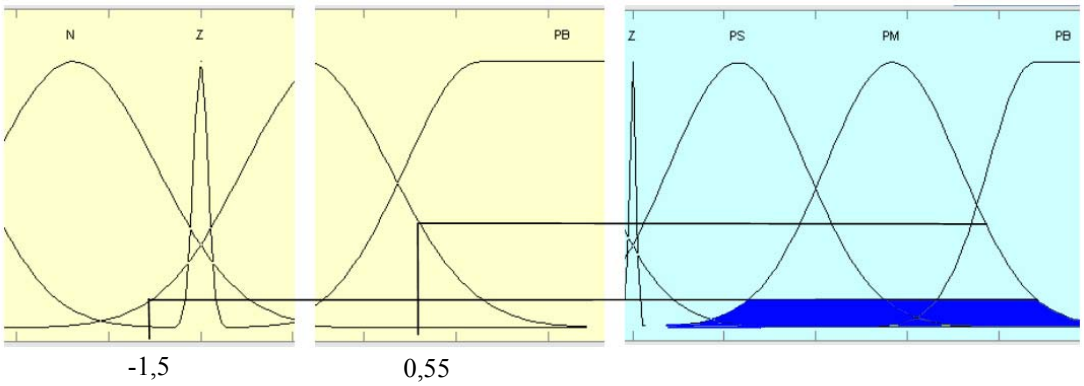
Şekil 5.7 Pozitif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı

Her iki girdiden de ikişer tetikleme yapıldığı için çıktı için dört farklı kural ve bu kurallar sonucunda dört adet oluşur. Şekil 5.6'da birinci kural gösterilmiştir; "Hata Negatif ise ve Hatadaki Değişim Pozitif Büyük ise Çıktı Pozitif Küçüktür". Tetiklenen büyüklüklerin en küçüğü alınır ve Çıktı'nın Pozitif Küçük üyelik fonksiyonunda doğrunun altında kalan alan mevcut kuralın çıktısı olur. Şekil 5.7-5.9'da da diğer üç kuralın da benzer şekilde çıktı oluşturması gözükmektedir.



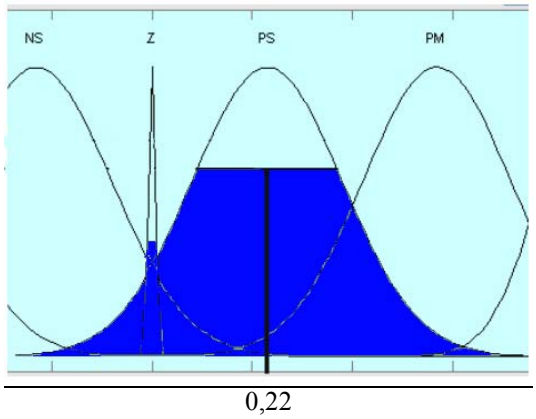
Şekil 5.8 Negatif ve Pozitif Büyük girdileri için oluşan Çıktı

Oluşan bu dört adet çıktı alanları, aynı bölgedeki alan yalnızca bir kere olmak üzere toplanır, başka bir deyişle birleştirilir. Şekil 5.10'da bütün bu kurallar sonucu oluşan bulanık çıktı ve bu bulanık çıktıdan oluşan sayısal değer gözükmektedir.



Şekil 5.9 Pozitif ve Pozitif girdileri için oluşan Çıktı

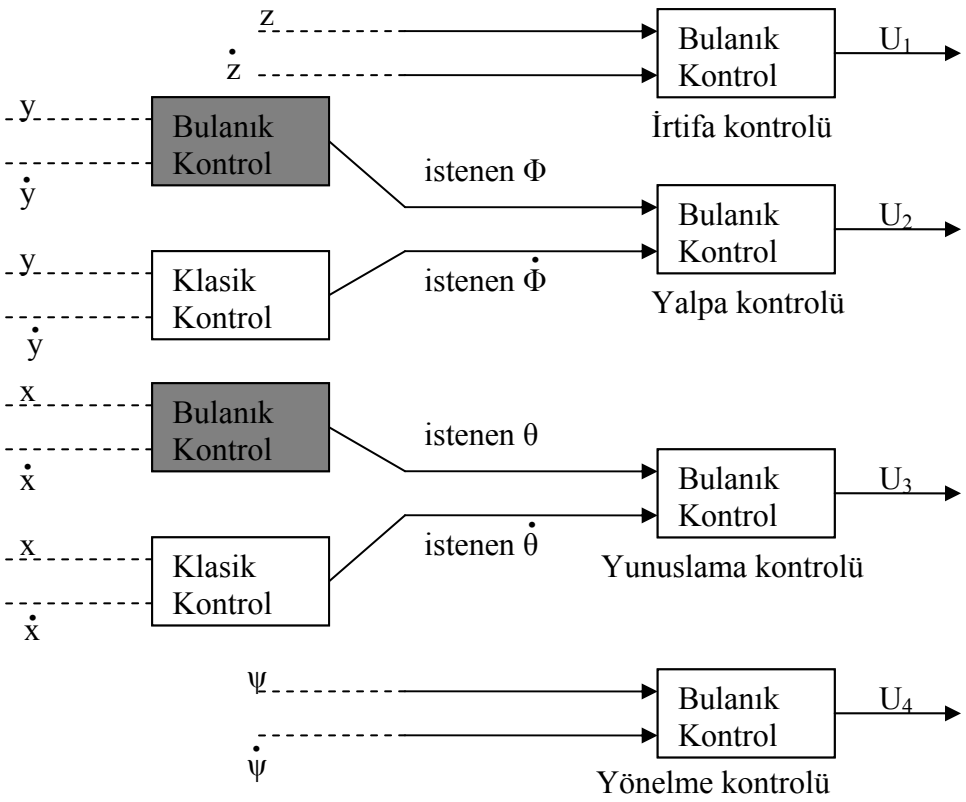
Eşit alan bulanıklaştırma yöntemi kullanıldığında, bulanık çıktı alanı iki eşit alana bölünür ve sayısal çıktı 0,22 olarak elde edilir. 0.22 sayısı -1,5 hata ve 0,55 hatadaki değişim için oluşan kontrol komutudur. Bu sayı eğer gerekirse, ölçeklendirme yapılarak sisteme verilir.



Şekil 5.10 Oluşan bulanık çıktı ve berraklaştırılması.

5.2.2 Bulanık PD Kontrol No: 2

İkinci aşama olarak θ ve Φ açılarının istenen değerleri de bulanık kontrolcüyle elde edilmiştir. Şekil 5.11'de kontrolcüler ve kontrolcülerin girdileri ve çıktıları görünmektedir. Bulanık PD Kontrol No: 1'de, θ ve Φ açılarının değerleri klasik kontrolle bulunuyorken yeni kontrolcüde bu değerler de bulanık kontrolcüyle elde edilmiştir. Şekil 5.11'de görünen koyu renkli bulanık kontrolcüler sisteme ikinci aşamada eklenen, daha önce klasik kontrolcülerin yaptığı görevi yerine getiren kontrolcülerdir. Ancak (5.11) ve (5.13) denklemlerinin karmaşık yapısından dolayı $\dot{\theta}$ ve $\dot{\phi}$ açısal hızlarını elde eden kontrolcüler, bulanık kontrolcüye çevrilmemiştir.



Şekil 5.11 Bulanık ve klasik kontrolcüler, girdileri ve çıktıları.

6. BENZETİMLER

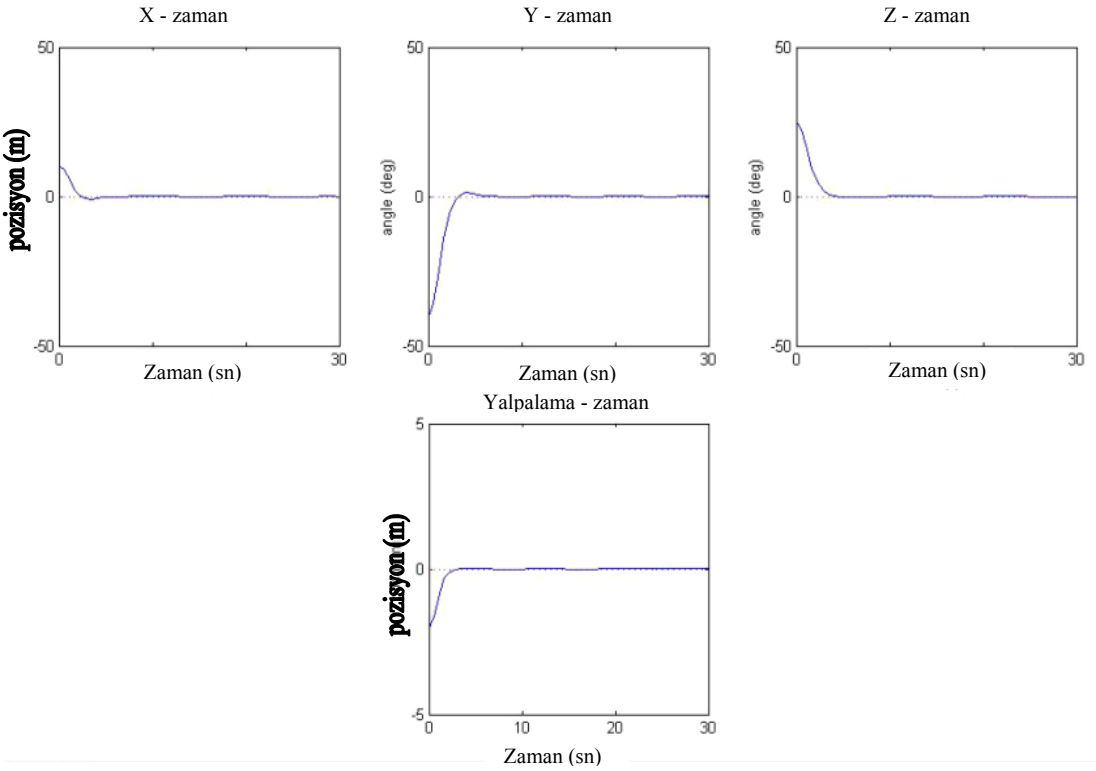
Quadrotor'un çıkartılan matematiksel dinamik modeli ve tasarlanan kontrolcüler MATLAB Simulink programıyla gözlenmiştir. Buradaki amaç kontrolcülerin modeli ne kadar iyi kontrol edip edemediklerini gözlemlemek, tasarlanan kontrolcülerin performansını karşılaştırmak ve PD kontrolcülerin oransal ve türevsel katsayılarını Bulanık PD kontrolcülerinde ölçekleme katsayılarını deneme yanılma yöntemiyle ayarlamaktır.

6.1 PD Kontrol Benzetimi

Şekil 6.1'de Konum kontrolü için tasarlanan PD kontrolcünün Quadrotor'u, yunuslama, yalpalama ve yönelme açılarının sırasıyla, 10, -40 ve 25 derece ve Z eksenindeki konumun da -2 metre olduğu başlangıç koşulundan 0 derecelik açı ve 0 metre irtifa denge koşuluna getirdiği benzetim sonucu görünmektedir. Bu sonuçlara göre PD kontrolcü istenilen bütün değerleri 3 saniye gibi bir sürede kontrol etmekte, istenilen denge koşuluna getirmektedir. Kontrolcü aşma yapmamış ve istenilen değere ulaşmış ve salınım yapmamıştır. Tablo 6.1 'de ise benzetimde kullanılan kontrolcü katsayıları verilmiştir.

Tablo 6.1 PD konum kontrolü kontrolcü katsayıları.

Kontrolcü	Oransal Katsayı	Türevsel Katsayı
U_1	2	2
U_2	0,0218	0,028
U_3	0,0218	0,032
U_4	0,0088	0,013



Şekil 6.1 Yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları ve irtifa değişim grafiği.

Şekil 6.2'da Hareket kontrolü için tasarlanan PD kontrolcünün Quadrotor'u, 0 derece yunuslama ve yalpalama açıları, 20 derece yönelme açısı ve (0,0,0) koordinat konumundan, 0 derecelik açısal denge konumuna getirerek x, y ve z eksenlerinde sırasıyla 3, 4 ve 2 metrelik öteleme hareketi yaptırdığı benzetim grafiği görünmektedir.

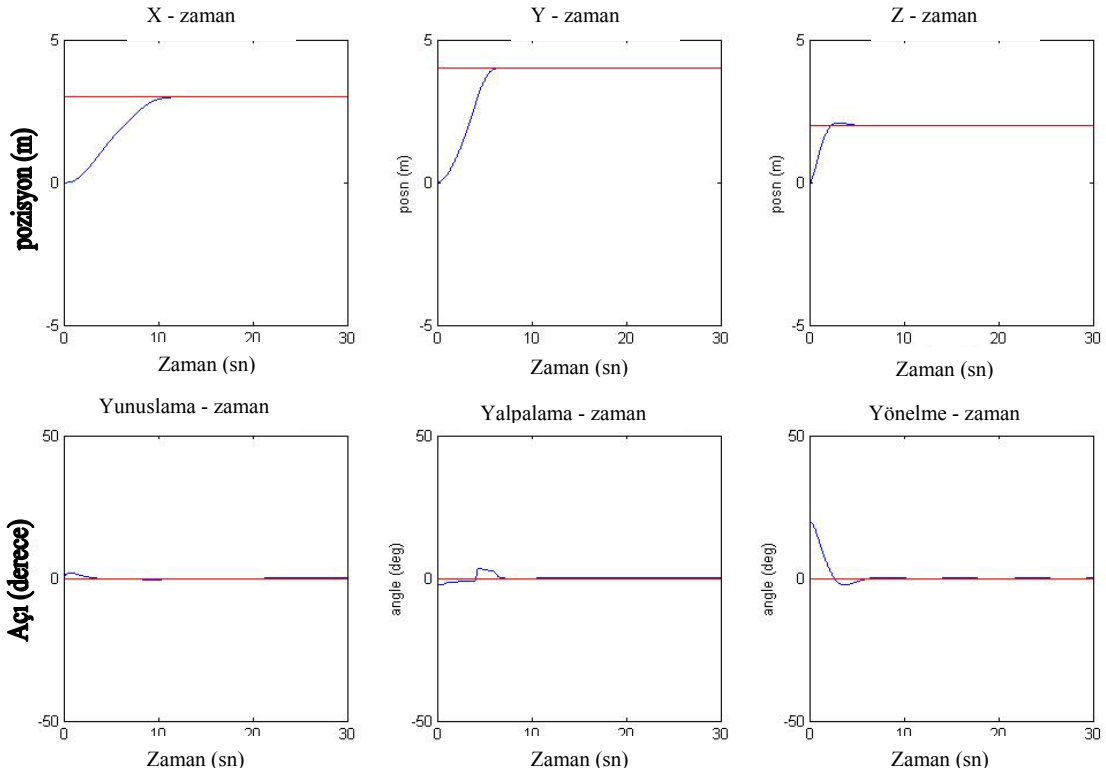
Tablo 6.2 PD öteleme hareketi kontrolü kontrolcü katsayıları.

Kontrolcü	Oransal Katsayı	Türevsel Katsayı
U_1	2	2
U_2	3048,889	15
U_3	31,795	10
U_4	0,0088	0,01

Buna göre kontrolcü istenilen görevi yerine getirmiş, x hareketi 11,2sn, y hareketi 7,1sn, z hareketi 4,3sn ve yönelme açısı da 5,9sn'de kararlı duruma gelmiştir. Tablo 6.2 'de benzetimde kullanılan kontrolcü katsayıları Tablo 6.3'de ise istenen açısal konum ve açısal hız hesabında kullanılan katsayılar verilmiştir.

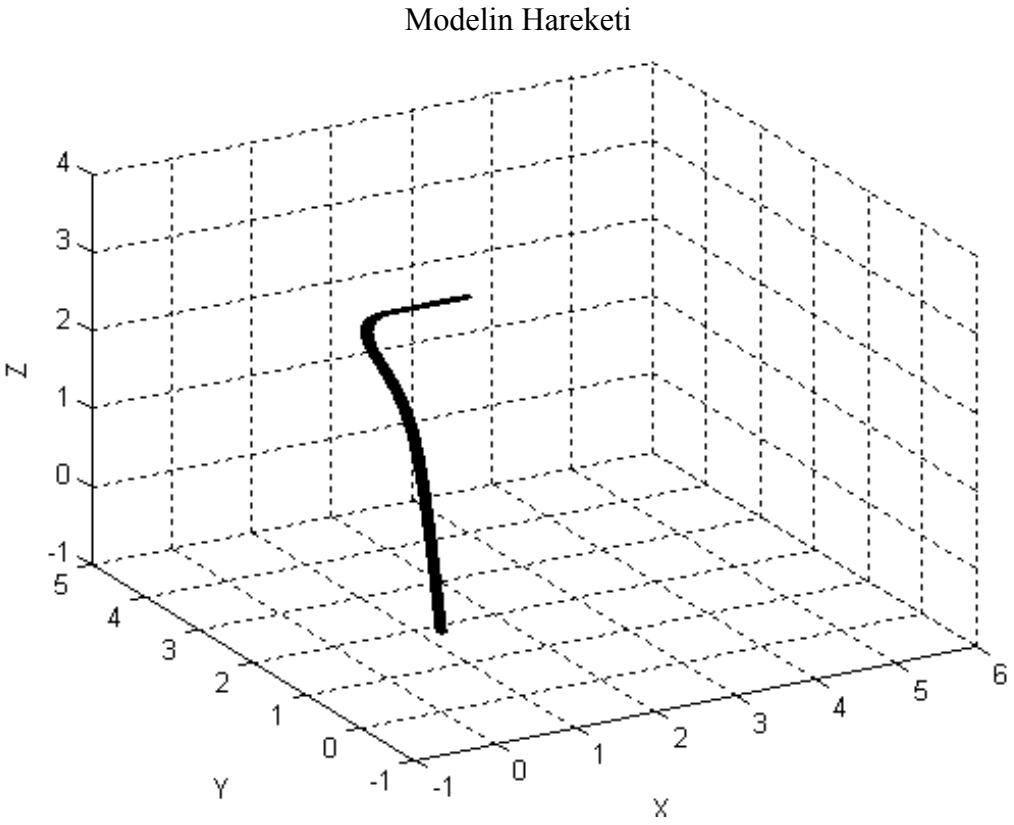
Tablo 6.3 PD öteleme hareketi kontrolü ϕ_d, θ_d, $\dot{\phi}_d$ ve $\dot{\theta}_d$ katsayıları.

İstenen açısal konum ve hız	Oransal Katsayı	Türevsel Katsayı
ϕ_d	0,05	0,05
θ_d	0,45	1
$\dot{\phi}_d$	1	1
$\dot{\theta}_d$	1	15



Şekil 6.2 Öteleme hareketi kontrolü x, y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği.

Şekil 6.3'de bu kontrolcüyle hareket eden Quadrotor'un üç boyutlu x-y-z koordinat uzayındaki hareketinin benzetimi gösterilmiştir. Buna göre helikopter düzgün bir hareket sergileyerek istenen değerlere ulaşmıştır.



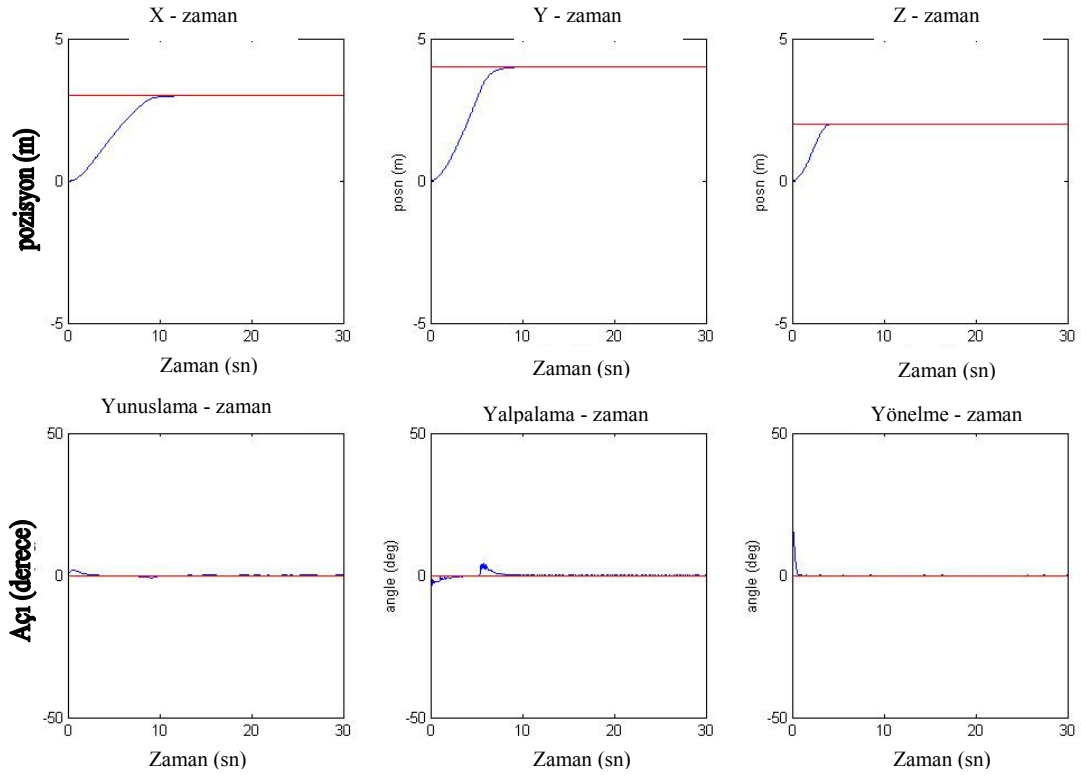
Şekil 6.3 PD öteleme hareketi kontrolcüsüyle kontrol edilen modelin 3 boyutlu uzaydaki hareketinin benzetimi.

6.2 Bulanık PD Kontrol No:1 Benzetimi

Şekil 6.4'de Quadrotorun (0,0,0) konumunda ve 20 derece yönelme açısı pozisyonundan, 0 derecelik açısal denge konumuna getirerek x, y ve z eksenlerinde sırasıyla 3, 4 ve 2 metrelik öteleme hareketi yaptırdığı benzetim grafiği görünmektedir. Benzetim sonuçlarına göre x,y ve z eksenleri doğrultusunda olan hareketlerde Bulanık PD kontrolcü, klasik PD kontrolcüsüyle benzer performans göstermiştir ancak yönelme açısındaki kontrol süresi klasik kontrole göre daha başarılıdır. Bu benzetimde kullanılan ölçeklendirme katsayıları Tablo 6.4'de verilmiştir. İrtifa kontrolcüsünde denge konumundaki kontrolü hassaslaştırmak için iki tane bulanık kontrolcü kullanılmıştır. İkinci kontrolcüdeki değişiklik, Z değeri 0,05 metreden küçük olduğunda girdilerin bir katsayıyla çarpılmasıyla olur.

Tablo 6.4 Bulanık öteleme hareketi kontrolü kontrolcü ölçeklendirme katsayıları.

Kontrolcü		Oransal Ölçeklendirme Katsayı	Türevsel Ölçeklendirme Katsayı
İrtifa	Z>0,05	1	1
	Z<0,05	20	20
Yunuslama		10	3
Yalpalama		10	0,1
Yönelme		7	1



Şekil 6.4 Bulanık öteleme hareketi kontrolü x,y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği.

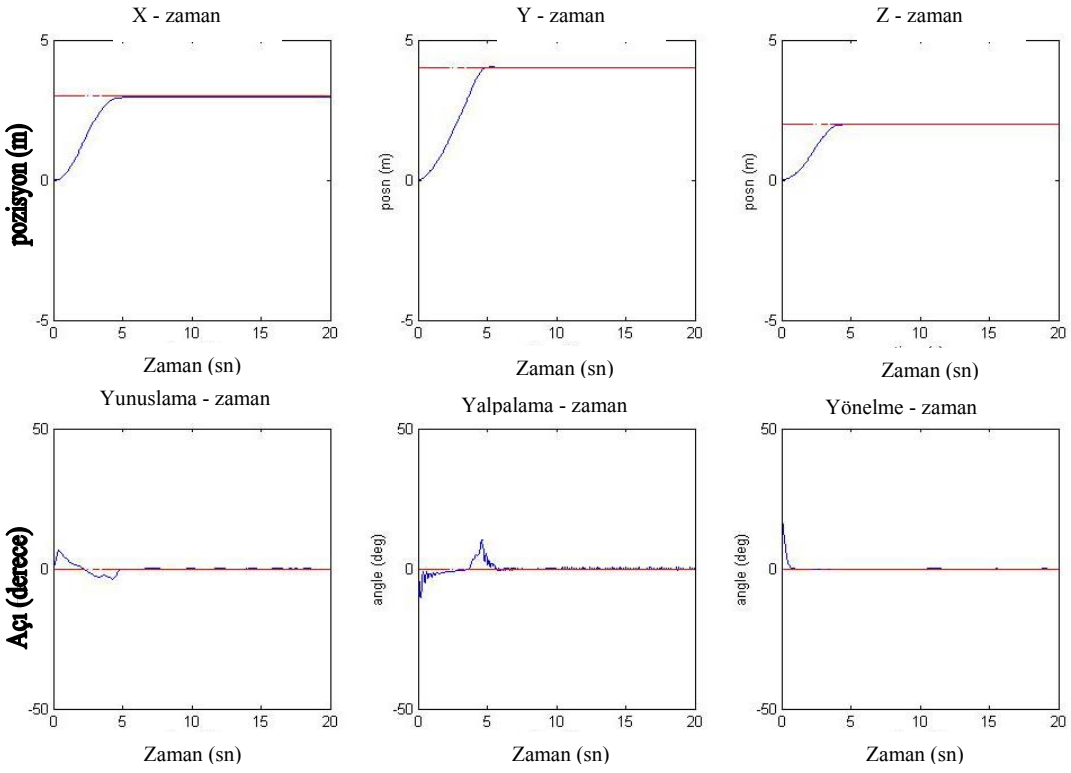
6.3 Bulanık PD Kontrol No:2 Benzetimi

Bulanık PD Kontrol No:1'deki değerler ve başlangıç koşulları 2. kontrolcüye uygulandığında Şekil 6.5'de görüldüğü gibi bir grafik ortaya çıkar, grafikten görüldüğü gibi, x ve y doğrultusunda olan hareketlerde yeni kontrolcüde daha kısa sürede istenen değere ulaşmaktadır.

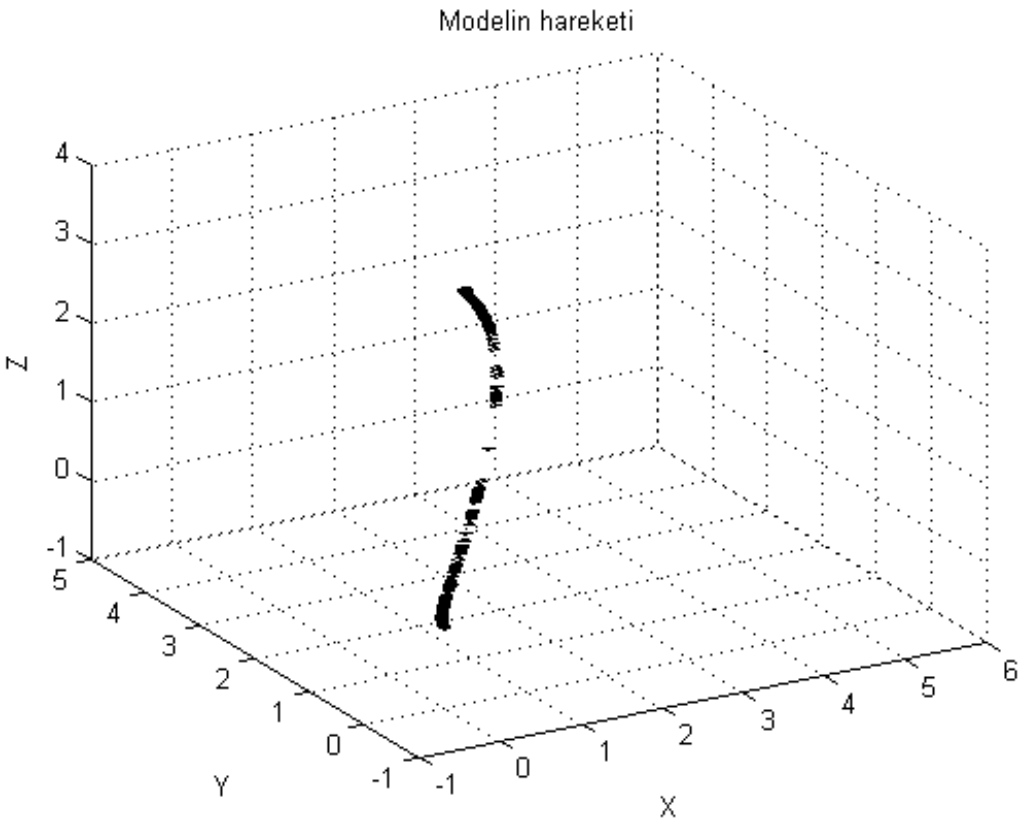
Tablo 6.5 Bulanık PD öteleme hareketi kontrolü ϕ_d, θ_d katsayıları.

İstenen açısal konum	Oransal Katsayı	Türevsel Katsayı
ϕ_d	0,4	0,2
θ_d	0,7	0,4

Şekil 6.6'da ise quadrotorun 3 boyutlu uzayda yaptığı hareketin benzetimi yapılmıştır. İstenen x ve y hareketi için gerekli olan ϕ_d ve θ_d açılarını elde eden bulanık kontrolcülerin katsayıları Tablo 6.5'de verilmiştir.



Şekil 6.5 2. Bulanık öteleme hareketi kontrolü x,y ve z konumları ve yunuslama, yalpalama ve yönelme açıları değişim grafiği.



Şekil 6.6 2. Bulanık öteleme hareketi kontrolcüsüyle kontrol edilen modelin 3 boyutlu uzaydaki hareketinin benzetimi.

7. DENEYLER

Çalışmalar sonucu tasarlanan kontrolcüleri gerçek bir sistemde denemek için bir deney düzeneği hazırlanmıştır. Şu ana kadarki bölümlerde dört rotorlu helikopterin modellenmesi yapılmış. Quadrotor'un açısal ve doğrusal hareketlerini kontrol edebilen PD ve Bulanık PD kontrolcüler yapılan benzetimlerle gözlenmiştir. Yapılan benzetimler gerçeğe yakın olmakla birlikte gerçek bir sistem üzerinde kontrolcülerin sınanmasının, kontrolcülerin performansını görmek açısından daha iyi olacağı düşünülmüştür. Bunun için bir deney düzeneği yapılmış ve Quadrotor helikopterin bilgisayarla kontrol edilmesi amaçlanmıştır. Bu kısımda aracın yönelme açısının kontrolü gösterilmiştir. İrtifa ve x ,y konumlarını ölçebilecek algılayıcıların deney düzeneğine eklenmesiyle tasarlanan kontrolcülerin bu konumları kontrol etmesiyle ilgili deneylerin de yapılması mümkündür.

Deneylerde Quadrotor'un kendi eksen etrafındaki dönme açısı olan yönelme açısı bilgisayarla kontrol edilmiştir.

7.1 Deney Düzeneği

Deneyde Quadrotor helikopter olarak Şekil 7.1'deki Draganflyer markalı radyo kontrollü helikopter kullanılmıştır.



Şekil 7.1 Draganflyer helikopter.

Helikoptere sinyaller Şekil 7.2'deki radyo vericiyle gönderilir. Verici üzerindeki 2 adet kol el ile düşey ve yatay eksende hareket ettirilerek dört adet kontrol sinyali (U_1,U_2,U_3 ve U_4) helikoptere ulaştırılır. U_1 sinyali z ekseninde yukarıya doğru olan itme kuvvetini ifade eder ve bütün pervanelerin dönme hızını eşit olarak artırır yada azaltır. U_2 sinyali ön ve arka motorları kontrol eder, bu motorlardan birinin dönme hızını artırırken diğerini aynı oranda azaltır, böylece öne ve arkaya hareket sağlanır. U_3 sinyali de U_2 sinyali gibi, fakat bu sefer sol ve sağ motorları tahrik ederek hareket sağlar. U_4 sinyali helikopteri kendi ekseni etrafında döndürür, aynı yöne dönen iki pervanenin hızlarını artırıp, aynı oranda diğer yöne dönen iki pervanenin hızlarını azaltarak açısal momentumun korunumu ilkesiyle z ekseni etrafında dönme sağlar. Quadrotorun üzerindeki entegre bilgisayarı ile bu sinyalleri işleyerek helikopterin motorlarına iletir.



Şekil 7.2 Radyo verici.

Quadrotoru kontrol etmek için gönderilmesi gereken sinyaller bir kablo ile bilgisayarın paralel port'undan radyo vericiye gönderilir. Paralel port ile radyo verici arasındaki iletişimi sağlamak için bir MATLAB kodu yazılmıştır. Bu kod Ek 3'de verilmiştir.

Helikopteri kontrol etmek için önce helikopterin hareketini algılamak gereklidir. Bu görevi sağlaması için Quadrotor helikopter üzerine bir IMU (Inertial Measurement Unit : atalet ölçüm ünitesi) yerleştirilmiştir. Şekil 7.3'deki IMU'nun veri föyü Ek 2'de verilmiştir.



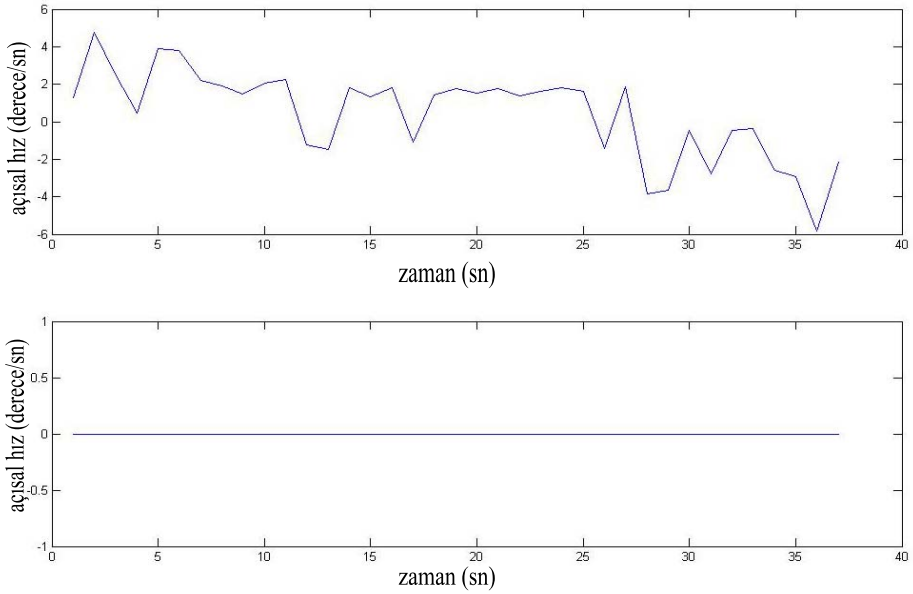
Şekil 7.3 Crista IMU

Bu IMU sayesinde x,y ve z eksenleri doğrultusunda olan ivmeler ve bu eksenler etrafındaki açısal hızlar elde edilmiştir. IMU'dan veri transferi için bir kablo yapılmıştır bu kablonun bir ucu IMU'ya bağlanırken diğer ucu bilgisayarın seri portuna bağlanmıştır. Ayrıca IMU'nun ihtiyaç duyduğu elektrik yine bu kablo yardımıyla harici bir güç kaynağıyla 5 volt 0,11 amper olarak sağlanmıştır. IMU'dan seri kablo yardımıyla verileri okumak için MATLAB'de bir kod yazılmıştır ve Ek'te verilmiştir.

IMU 24l'lük paketler halinde 1 ve 0'lardan oluşan işaretli ikili sinyaller göndermektedir. Bir paketin ilk iki değeri paket başlangıcını gösterir. 24 sinyallik paketin 4-16 arası verdiği sayılar açısal hızları ve ivmeleri verir. Bu 6 tane verinin 12 tane sinyalle gönderilmesinin sebebi, bir sinyalin 8 bitlik veri gönderebilmesindendir, dolayısıyla bir büyüklüğü elde etmek için bir adet 8 bitlik en önemsiz bit, bir adet de en önemli bit sinyali gereklidir. Bu sinyaller birleştirildiğinde bir adet büyüklüğün değeri okunabilir.

IMU konum bilgisi vermediğinden, konum hız entegre edilerek elde edilmiştir ancak IMU'nun yapısından ve helikopterin titreşimlerinden dolayı IMU'dan veri alırken bir gürültü oluşmaktadır. Oluşan gürültü hız bilgisini olmasa da, hız bilgisinden elde edilen konumu oldukça etkilemektedir. Bu yüzden IMU helikoptere monte edilirken titreşimleri sönümlemesi amacıyla Quadrotorla IMU arasına bir sünger yerleştirilmiştir. Ayrıca gürültü sinyalini azaltmak için basit bir filtre tasarlanmıştır. Tasarlanan filtrenin çalışma prensibi şu şekildedir: IMU hareket ettirilmediğinde okunan sinyalin ortalama değeri alınmış ve bu değer 0'dan çıkartılarak sinyalin 0

etrafında olması sağlanmıştır. Daha sonra oluşan gürültünün genliği hesaplanarak bu genlik değerinde olan hız sinyali 0 olarak alınmıştır. Son olarak IMU'dan alınan iki ardışık sinyal arasındaki fark çok büyük olduğunda son değer bir katsayıyla çarpılarak bir öncekine yaklaştırılmıştır. Şekil 7.4'de orijinal sinyal (üstte) ve filtrelenmiş hali (altta) görünmektedir.



Şekil 7.4. Filtre edilmeden önce (üstte) ve sonra (altta) sinyal.

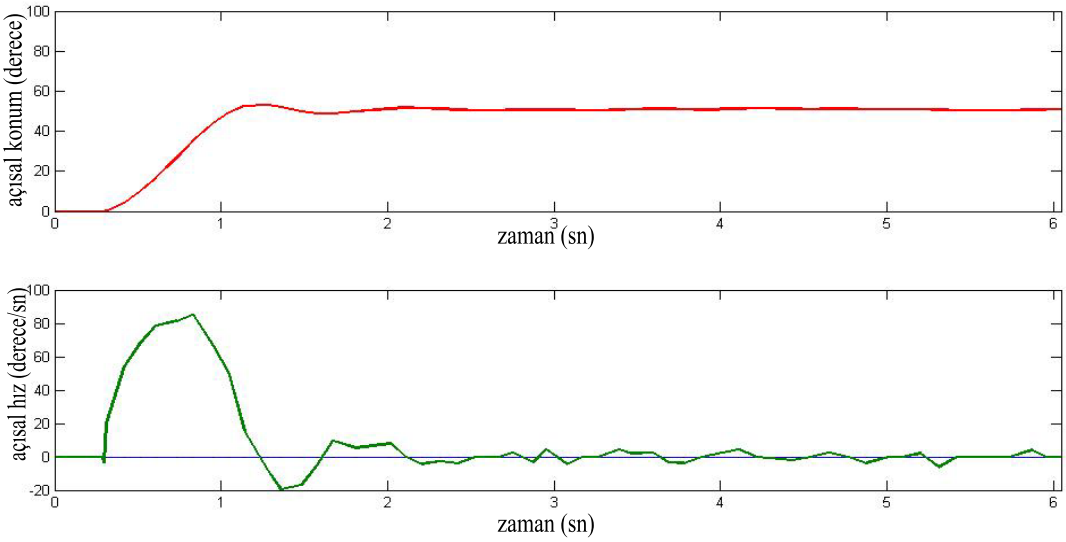
Quadrotor, kendi ekseni etrafında 360 derece dönebilen ve yanal olarak ±17 derecelik açısal hareket yapabilen bir mafsal üzerine sabitlenmiştir.



Şekil 7.5. Quadrotor'un düzeneğe yerleştirilmesi.

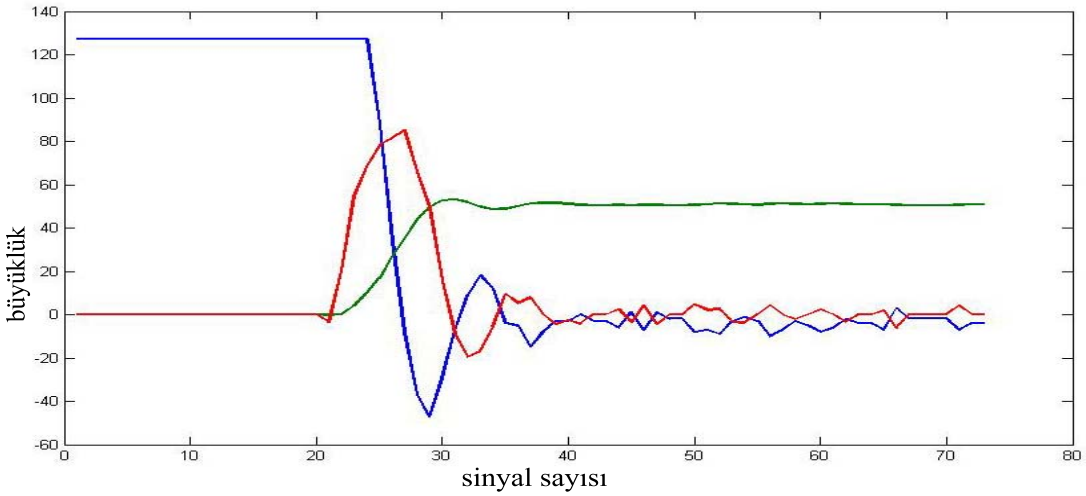
7.2 Deney Sonuçları

Şekil 7.6'de kırmızıyla açısal konumun ve yeşille açısal hızın zamana göre değişim grafiği verilmiştir. Quadrotor tasarlanan PD kontrolcüyle kontrol edilmiştir. Helikopter, 0 başlangıç açısal konumundan 50 derecelik bir dönüş yapmış ve hedef konumunu korumuştur.



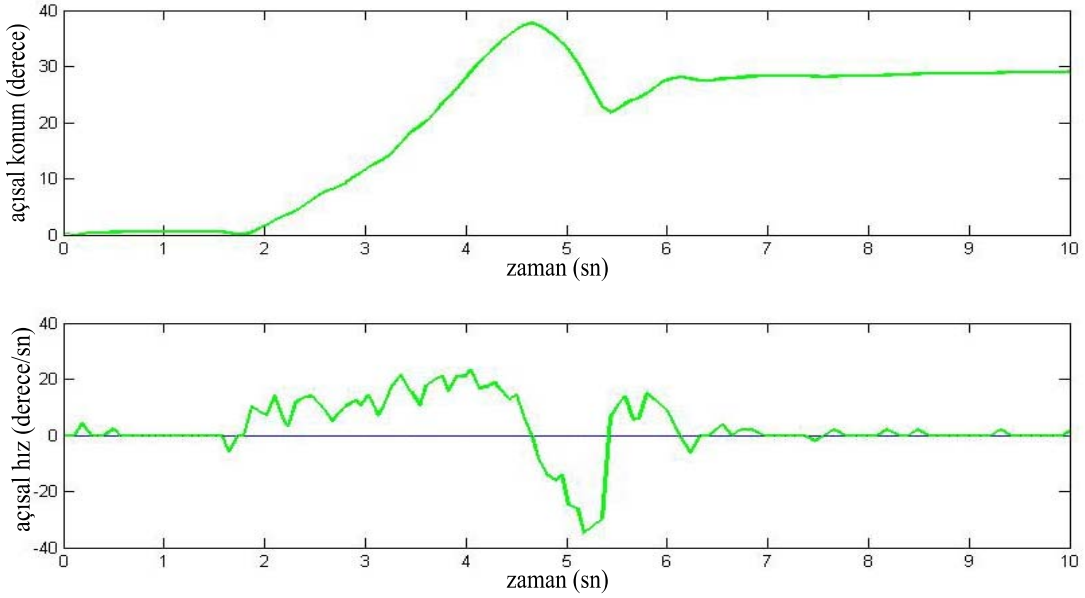
Şekil 7.6. Yönelme açısı PD kontrolü. Yönelme açısı - zaman (üstte) ve açısal hızı - zaman grafiği (altta)

Şekil 7.7'de ise açısal konum (yeşil), açısal hız (kırmızı) ve bu hareketleri sağlayan kontrolcü komutunun (mavi), zamana göre grafiği verilmiştir. Bu deneyde oransal katsayı 5, türevsel katsayı da 1 olarak alınmıştır.



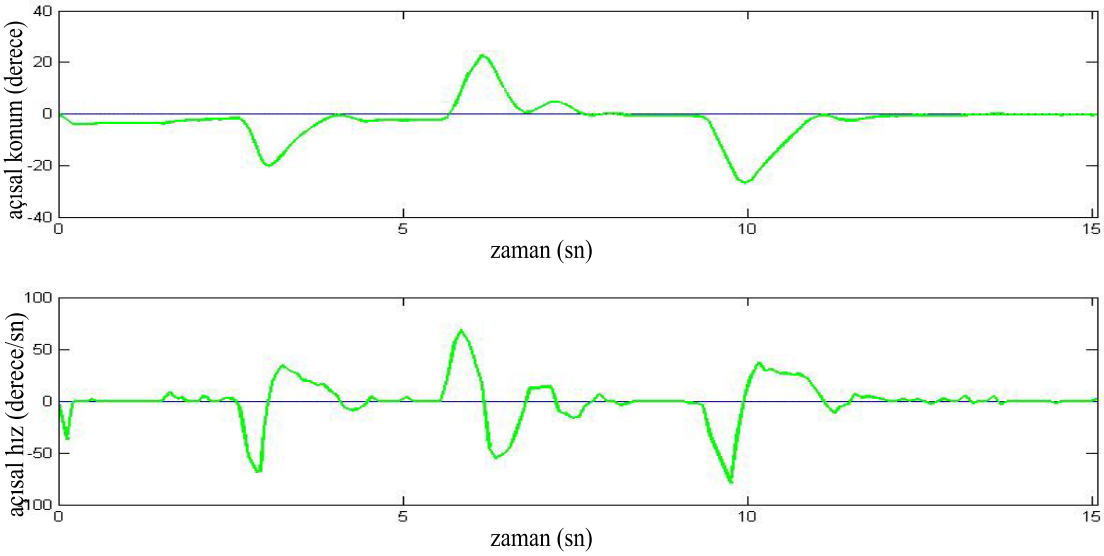
Şekil 7.7. Yönelme açısı PD kontrolü. Alınan sinyal sayısına göre, kontrolcü komutu (mavi), açısal hız (kırmızı) ve açısal konum (yeşil) grafiği.

Şekil 7.8'de Tasarlanan bulanık kontrolcüyle kontrol edilen helikopterin 30 derecelik dönüş yapması ve pozisyonunu koruması görünüyor. Bu kontrolcüde ölçeklendirme katsayıları oransal 0,01 ve türevsel 0,004'tür. Ayrıca kontrol çıktısı 100 ölçeklendirme katsayısıyla normalize edilmiştir.



Şekil 7.8 Yönelme açısı Bulanık PD kontrolü deney sonucu.

Bulanık kontrolcünün bozucu etkenlere karşı tepkisini öğrenmek için 0 konumundaki helikoptere 2,7, 5,7 ve 9,3'üncü saniyelerde Şekil 7.9'de göründüğü gibi pozisyonunu değiştirecek kuvvetler uygulanmıştır. Şekilde, Quadrotorun konumunun (üstte) ve hızının (altta) kısa sürede 0'a gittiği görünmektedir.



Şekil 7.9 Yönelme açısı bozucu etkenlerle Bulanık PD kontrolü deney sonucu.

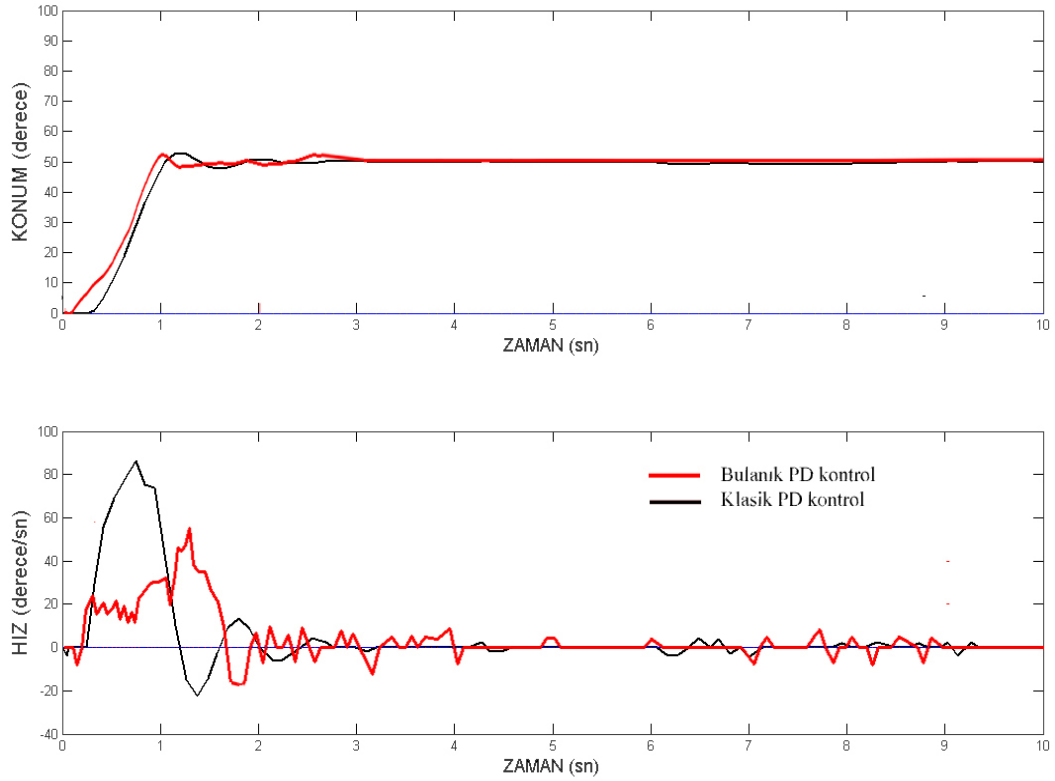
8. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu çalışmada dört adet motoru bulunan ve bir helikopter türü olan Quadrotor'un modellenmesi ve kontrolü üzerinde çalışılmıştır. Çalışma esnasında geçmişten günümüze bir çok Quadrotor tasarımı incelenmiştir. Bu incelemelere göre, dört rotorlu hava araçları sürekli insanların ilgisini çekmiştir ve çekmeye devam edecektir.

Quadrotor'un modellenmesinde cayroskopik etkiler göz önünde bulundurularak Newton – Euler denklemleri kullanılmıştır. Deney düzeneğimizin yapısından dolayı deneyde kullanılan Quadrotor helikoptere sağa-sola, öne-arkaya, yukarı-aşağı ve z ekseni etrafındaki açısal hareketi sağlayacak şekilde sinyal gönderebiliyoruz. Bu yüzden modelleme yapılırken, pervaneler, motorlar ve elektriksel sistem gibi alt sistemler modellenmemiştir. Ancak gelecek çalışmalarda bu modellemeler üzerine de çalışılabilir. Model üzerinden helikopteri kontrol etmek için PD kontrolcü tasarlanmıştır. Kontrolcü olarak PD kontrolcü seçilmesinin sebebi, tasarlanan modelden elde edilebilecek en basit kontrol mantığı olması ve [16]'da anlatıldığı gibi helikopteri üstsel olarak kararlı hale getirmesindendir.

PD kontrolcüden sonra Bulanık PD kontrolcü tasarlanmıştır. Quadrotor'un modellenmesi esnasında hesaba katılamayan büyüklükler ve bozucu etkenlerden dolayı, modelleme hiçbir zaman %100 gerçek sistemi taklit edemez. Bu yüzden PD kontrolcünün benzetimlerde modeli kontrol etmesi, gerçek sistemi de kontrol etmesini garantilemez. Bulanık mantıkta ise sayısal değerlerden çok dilsel değerler öne çıkar, bu da insanın düşünme sistemiyle paraleldir. Bu sebepten bulanık kontrolcülerin modele bağımlılıkları klasik kontrolcülere göre çok daha azdır. Bulanık PD tasarlanmasının sebebi bu kontrol mantığının modele bağımlılığının görece az olması ve Quadrotor üzerindeki performansının incelenmesi isteğidir.

Yapılan deney sonuçları göstermiştir ki tasarlanan PD kontrolcü ve Bulanık PD kontrolcüden her ikisi de gerçek sistemi kontrol etmeyi başarmıştır.



Şekil 8.1 Bulanık PD ve Klasik PD kontrol performanslarının karşılaştırılması.

Şekil 8.1'de bulanık ve klasik yönelme açısı kontrolü deney sonuçları denge konumundan +50 derecelik yönelme hareketi yapacak şekilde karşılaştırılmıştır. Kontrol performansı olarak bulanık PD kontrol bütün kontrol büyüklükleri göz önüne alındığında, klasik PD kontrole göre daha üstündür. Bu sonuç oluşturulan modelin, PD kontrolcü tasarlamak için yeteri olduğunu göstermiştir. Ancak Bulanık kontrolcülerde genel olarak üyelik fonksiyonlarının deneme yanılma yöntemiyle bulunması ve oluşturulan kuralların, kuralları oluşturan kişinin deneyimine ve uzmanlığına bağlı olmasından dolayı ve klasik PD kontrolcü katsayılarının deneme yanılma yöntemiyle bulunmasından dolayı, gerek Quadrotor kontrolünde, gerekse diğer eksik eyleyicili sistemlerde bulanık kontrolün klasik kontrole göre daha üstün olduğu söylenemez.

Bu çalışma göstermiştir ki, hem PD kontrolcüler hem de Bulanık PD kontrolcüler bir Quadrotoru hem dengede tutmak hem de hareketini kontrol etmek için kullanılabilir. Çalışmanın deney aşamasında helikopterden veri toplamak için sadece bir IMU kullanılmıştır ve IMU'dan veriler bir kablo aracılığıyla bilgisayara iletilmiştir.

Gelecek çalışmalarda IMU verileri Quadrotor üzerine yerleştirilecek dahili bir bilgisayarla işlenerek yerdeki bilgisayara yine Quadrotor'un üzerine yerleştirilecek bir verici yardımıyla kablosuz olarak gönderilebilir. IMU'nun veri okumak için yetersiz kaldığı durumlarda IMU'yu destekleyecek şekilde GPS sensörü pozisyon verisi için kullanılabilir. Yapılan deneylerde yönelme açısı dışındaki açılar deney düzeneğinin yetersizliğinden dolayı okunamamıştır bu yüzden gelecek çalışmalarda bu açıları hassas biçimde ve hızlı şekilde ölçecek sensörler uygun şekilde Quadrotor'a yerleştirilip deneyler geliştirilebilir.

Bu çalışma gelecek çalışmalar için quadrotor modellemesi, kontrolü ve özellikle benzetim ve deney aşamaları açısından verimli bir kaynak olabilir.

KAYNAKLAR

[1] **J. G. Leishman,** 2000. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press.

[2] All the World's Rotorcraft, http://avia.russian.ee/helicopters.html

[3] **Hirschberg M, J.**, 2000. *The American Helicopter An Overbiew of Helicopter Developments in America 1908-1999*, elektronik kitap.

[4] **Anderson ve Seth**, 1981. *Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology*, NASA Technical Memorandum 81280.

[5] **Altuğ E., J. P. Ostrowski ve R. Mahony**, 2002. *Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback*, Proceedings of the 2002 IEEE conference on Robotics & Automation.

[6] **Altuğ E., J. P. Ostrowski ve C.J. Taylor**, 2003. *Quadrotor Control Using Dual Camera Visual Feedback*, Proceedings of the 2003 IEEE conference on Robotics & Automation.

[7] **Altuğ E., J. P. Ostrowski ve C.J. Taylor**, 2005. Control of a Quadrotor Helicopter Using Dual Camera Visual Feedback, The International Journal of Robotics Research Vol. 24, No.5, pp. 329-341.

[8] **Altuğ E. ve C. J. Taylor**, 2004. *Vision-based Pose Estimation and Control of a Model Helicopter*, International Conference on Mechatronics.

[9] **Altuğ E.**, 2003. Vision Based Control of Unmanned Aerial Vehicles With Applications to an Autonomous Four Rotor Helicopter, Quadrotor, *Doktora Tezi,* Pennsylvania Üniversitesi, Pennsylvania.

[10] **Earl M. G., D'Andrea R.**, 2004. *Real-time Attitude Estimation Techniques Applied to a Four Rotor Helicopter*, 43rd IEEE Conference on Decision and Control.

[11] **Nice, E. B.,** 2004. Design of a Four Rotor Hovering Vehicle, *Master Tezi,* Cornell Üniversitesi.

[12] **S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart**, *Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor,* Proceedings of the 2004 IEEE conference on Robotics & Automation.

[13] **Hoffmann G. M., Huang H. ve Washlander S. L**., Tomlin C. J., 2006. *Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment*.

[14] **Erginer B. ve Altuğ E.**, 2007. *Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle*, 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium Publication.

[15] **Murray, Richard M,** 1994. A mathematical introduction to robotic manipulation, Boca Raton: CRC Press.

[16] **A. Tayebi, S. McGilvray**, 2006. *Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft,* IEEE Transactions on control systems technology, vol. 14, No.3.

[17] **S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart**, 2004. *Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor,* Proceedings of the 2004 IEEE conference on Robotics & Automation.

[18] R. M. Murray, Z. Li, S.S. Sastry, *A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation,* CRC Press, 1994.

[19] **P.J. McKerrow**, *Introduction to Robotics,* Addison- Wesley Publishing Co., 1991

[20] **L. Beji, A. Abichou, K.M. Zemalache**, *Smooth control of an X4 bidirectional rotors flying robot,* 5th International Workshop on Robot Motion and Control, 2005.

[21] **H. Romero, R. Benosman, R. Lozano**, *Stabilization and location of a four rotor helicopter applying vision,* Proceedings of the 2006 American Control Conference.

[22] **P. Castillo, R. Lozano, A. E. Dzul**, *Modeling and Control of Mini-Flying Machines,* Advances in Industrial Control series ISSN 1430-9491.

[23] **P. Castillo , A. E. Dzul**, *Stabilization of a mini-rotorcraft having four rotors,* Proceedings of the 2004 IEEE conference on Intelligent Robots and Systems.

[24] **P. Castillo, A. E. Dzul, R. Lozano**, *Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft,* IEEE Transactions on control systems technology, vol. 12, No.4, July 2004.

[25] **S. Slazar-Cruz, A. Palomino, R. Lozano**, *Trajectory tracking for a four rotor mini-aircraft,* Proceedings of the 44th IEEE conference on Decision and Control and the European Control Conference 2005

[26] **J. Escareno, S. Salazar-Cruz, R. Lozano**, *Embedded control of a four-rotor UAV,* Proceedings of the 2006 American Control Conference.

[27] **D. Suter, T. Hamel, R. Mahony**, *Visual Servo Control Using Homography Estimation for the stabilization of an X4-flayer.* Proceedings of the 41st IEEE conference on Decision and Control. 2002.

[28] **A. Moktari, A. Benallegue**, *Dynamic Feedback Controller of Euler Angles and Wind Parameters Estimation for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle,* Proceedings of the 2004 IEEE conference on Robotics & Automation.

[29] **K.M Zemalache, L. Beji, H. Marref**, *Control of an Under-actuated System: Application to a Four Rotors Rotorcraft,* 2005 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetrics.

[30] **A. Benallegue, A. Moktari, L. Fridman,** *Feedback Linearization and High order Sliding Mode Observer for A Quadrotor UAV,* Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems.

[31] **J. Dunfied, M. Tarbouchi, G. Labonte**, *Neural Network Based Control of a Four Rotor Helicopter,* 2004 IEEE International Conference on Industrial Technology (ICIT).

[32] **Tanaka K.**, 1997. *An Introduction to Fuzzy Logic for Practical Applications,*Braun-Brumfield.

[33] **Serway R. A.**, 1995. *Physics For Scientists & Engineers with Modern Physics*, Saunders College Publishing.

[34] **I. Kroo, F. Printz**, *Mesicopter Project,* Stanford University, http://aero.stanford.edu/mesicopter

[35] **J. Borenstein**, *Hoverbot Project,* University of Michigan, www.personal.engin.umich.edu/~johannb/hoverbot.htm

[36] Crista IMU resmi web sitesi**,** www.cloudcaptech.com/crista_imu.htm

EKLER

Ek 1. Rotasyon matrisinin tayini

Bir cismin hareketini tanımlamak için bir koordinat sistemini başka bir koordinat sistemine göre tanımlamalıyız. A atalet çerçevesi, B de gövde çerçevesi olduğunu kabul edersek, B koordinat çerçevesinin yönelimini A koordinat çerçevesine göre ifade ederken açı ve eksen ifadelerini içeren rotasyon matrisleri kullanmamız gerekir.

B çerçevesi ve A çerçevesini başta çakışmış şekilde kabul ederek, B çerçevesini z ekseni etrafında α açısıyla döndürürsek, yeni birer x ve y eksenleri oluşur. B çerçevesini oluşan yeni y ekseni etrafında γ açısı kadar döndürüldüğünde ve yine yeni oluşan x ekseni etrafında β açısı kadar dönüş yaptırıldığında $R_{ab}(\alpha, \gamma, \beta)$ şeklinde net bir yönelim oluşur. Rotasyonu göstermek için α, γ ve β olmak üzere üç açı kullanılır.

(α, γ, β) açıları ZYX Euler açıları olarak ifade edilir. Bütün rotasyonlar hareket eden çerçevenin eksenleri etrafında gerçekleştiğinden dolayı x, y ve z eksenleri etrafındaki dönüşleri ayrı ayrı

$$R_x(\beta)=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \text{Cos}\beta & -\text{Sin}\beta\\ 0 & \text{Sin}\beta & \text{Cos}\beta\end{bmatrix}, \quad \textbf{(1)}$$

$$R_y(\gamma)=\begin{bmatrix}\text{Cos}\gamma & 0 & \text{Sin}\gamma\\ 0 & 1 & 0\\ -\text{Sin}\gamma & 0 & \text{Cos}\gamma\end{bmatrix}, \quad \textbf{(2)}$$

ve

$$R_z(\alpha)=\begin{bmatrix}\text{Cos}\alpha & -\text{Sin}\alpha & 0\\ \text{Sin}\alpha & \text{Cos}\alpha & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \quad \textbf{(3)}$$

temel matrisleriyle ifade edebiliriz. B çerçevesinin son yönelimini elde etmek için bu üç rotasyon matrisi kullanılır.

B'nin A'ya göre olan rotasyonu bu üç matrisin çarpımıyla elde edilir ve tek bir matris şeklinde ifade edilebilir.

$$R_{ab}=R_z(\alpha)\,R_y(\gamma)\,R_x(\beta) \qquad \textbf{(4)}$$

(4) ifadesini açarsak rotasyon matrisi şu şekilde elde edilir,

$$R_{ab}=\begin{bmatrix} \mathrm{Cos}\alpha\mathrm{Sin}\gamma & \mathrm{Cos}\alpha\mathrm{Sin}\gamma\mathrm{Sin}\beta - \mathrm{Sin}\alpha\mathrm{Cos}\beta & \mathrm{Cos}\alpha\mathrm{Sin}\gamma\mathrm{Cos}\beta + \mathrm{Sin}\alpha\mathrm{Sin}\beta \\ \mathrm{Sin}\alpha\mathrm{Sin}\gamma & \mathrm{Sin}\alpha\mathrm{Sin}\gamma\mathrm{Sin}\beta + \mathrm{Cos}\alpha\mathrm{Cos}\beta & \mathrm{Sin}\alpha\mathrm{Sin}\gamma\mathrm{Cos}\beta - \mathrm{Cos}\alpha\mathrm{Sin}\beta \\ -\mathrm{Sin}\gamma & \mathrm{Cos}\gamma\mathit{Sin}\beta & \mathrm{Cos}\gamma\mathrm{Cos}\beta \end{bmatrix} \qquad \textbf{(5)}$$

Ek 2. IMU Veri Föyü

Cayrolar		
Erim		± 300° /saniye
Ölçeklendirme faktörü hatası		<3° / saniye
Bias hatası	Sabit sıcaklıkta	< 0,2°/saniye
	Aşırı sıcakta	< 0,6°/saniye
Çalıştırmadan çalıştırmaya bias		< 0,75°/saniye
Lineer ivme etkileri		0,2°/saniye /G tipik: 1.5°/saniye/G maks. düzeltilmemiş
Gürültü 1σ, fazla örneklemesiz		< ±0,7°/saniye
Çapraz eksen oran hatası		2,6% düzeltilmemiş
A/D ölçüm çözünürlüğü		0,0155°/saniye
Dönüştürülmüş veri oranı çözünürlüğü		0,009°/saniye (maks. Çıkış oranı = 300°/saniye)
Bant genişliği		2. dereceden filtre. Fc=100Hz
İvme Ölçerler		
Erim		± 10G
Ölçeklendirme faktörü hatası		<100 mG
Bias hatası	Sabit sıcaklıkta	< 25 mG
	Aşırı sıcakta	< 51 mG
Çalıştırmadan çalıştırmaya bias		< 30 mG
Gürültü 1σ, fazla örneklemesiz		< ±12 mG
Çapraz eksen oran hatası		2,6% düzeltilmemiş
A/D ölçüm çözünürlüğü		0,62 mG

Dönüştürülmüş veri oranı çözünürlüğü	0,30 mG (maks. Çıkış oranı = 300°/saniye)
Bant genişliği	Basit RC LPF. Fc=100Hz
Arayüz	
Seri arayüz seçenekleri	RS232 ve CAN
Veri çıkış oranı	> 200 Hz kullanıcı ayarlayabilir
A/D örnekleme oranı	> 1 KHz
Güç	
Vin	4,4 – 8 Volt
Lin (maks)/(typ)	143ma @5V / 110ma@5V
Fiziksel büyüklükler	
Boyut	2,05” x 1,55” x 1,00”
Ağırlık	37 gram
Ortam	
Çalışma sıcaklığı	-40 ila +80 derece
Kayıt sıcaklığı	-60 ila +100
Maksimum ivme	500g

EK 3. MATLAB Kodları

1. IMU Verisi Okuyan Kod

```
imu_port = serial('COM1', 'BaudRate', 115200, 'DataBits', 8,...
    'StopBits', 1, 'Parity', 'none', 'FlowControl', 'none');
fopen(imu_port)

clc
clear tt gx k intgx gy gz intgy intgz gx2 gy2 gz2 s u_yaw
k=0;ax_kaydi=[];ay_kaydi=[];az_kaydi=[];k=2;gxMSB=0;gyMSB=0;
gzMSB=0;gxLSB=0;gyLSB=0;gzLSB=0;xMSB=0;yMSB=0;zMSB=0;xLSB=0;
yLSB=0;zLSB=0;intgx=0;intgy=0;intgz=0;u=[];intgx2=0;intgy2=0;
intgz2=0;intgx2s=0;tt=0;t1=clock;

while tt<10;


data = fread(imu_port, 24, 'schar');
boyut=size(gxMSB);
if boyut(1)<2;
gx(k) = (gxMSB*256+gxLSB)/109.2267+.685;
gy(k) = (gyMSB*256+gyLSB)/109.2267+2;
gz(k) = (gzMSB*256+gzLSB)/109.2267+1.3526;


gx2(k) = (gxMSB*256+gxLSB)/109.227+.685;
gy2(k) = (gyMSB*256+gyLSB)/109.227+2;
gz2(k) = (gzMSB*256+gzLSB)/109.227+1.3526;

ax(k) = (xMSB*256+xLSB)/334.1968383478+0.4;
ay(k) = (yMSB*256+yLSB)/334.1968383478;
az(k) = (zMSB*256+zLSB)/334.1968383478;


if k==1
    gx(k)=0;
    gy(k)=0;
    gz(k)=0;
end

if k>1

    gxfark=abs(gx(k)-gx(k-1));
    gyfark=abs(gy(k)-gy(k-1));
    gzfark=abs(gz2(k)-gz2(k-1));
    if  gxfark>.5;
       gx(k)=gx(k)/5;
    end
    if  gyfark>.5;
       gy(k)=gy(k)/5;
    end
    if  gzfark>1.5;
       gz(k)=gz/5;
    end

       if abs(gx(k))<2.5;
           gx(k)=0;
```

```
        end
        if abs(gy(k))<2.5;
            gy(k)=0;
        end
        if abs(gz(k))<2;
            gz(k)=0;
        end



end
baslik1=find(data==85);
baslik2=find(data==-86);
if k>1
    tt(k)=etime(clock,t1);
intgx(k)=intgx(k-1)+(((gx(k)-gx(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gx(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)))*4.8833;
intgy(k)=intgy(k-1)+(((gy(k)-gy(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gy(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)))*4.64;
intgz(k)=intgz(k-1)+(((gz(k)-gz(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gz(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)));%*0.9656;

intgx2(k)=intgx2(k-1)+(((gx2(k)-gx2(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gx2(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)))*4.8833;
intgy2(k)=intgy2(k-1)+(((gy2(k)-gy2(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gy2(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)))*4.64;
intgz2(k)=intgz2(k-1)+(((gz2(k)-gz2(k-1))*(tt(k)...
    -tt(k-1))/2)+gz2(k-1)*(tt(k)-tt(k-1)));%-.125;

end
end

if baslik1+baslik2==3 |baslik1+baslik2==19;

gxMSB = data(baslik1+4);      %_____________________________
gxLSB = data(baslik2+4);      %
gyMSB = data(baslik1+6);      %
gyLSB = data(baslik2+6);      %24luk paketten gelen gyro verileri
gzMSB = data(baslik1+8);      %
gzLSB = data(baslik2+8);      %_____________________________

xMSB = data(baslik1+10);      %_____________________________
xLSB = data(baslik2+10);      %
yMSB = data(baslik1+12);      % ivme verileri
LSB = data(baslik2+12);       %
zMSB = data(baslik1+14);      %
zLSB = data(baslik2+14);      %_____________________________


end
subplot(2,1,1);
plot(tt,intgx,'r',tt,intgy,'b',tt,intgz,'g',tt,0,'-k')
axis([0 max(tt) -120 120]);
subplot(2,1,2);
plot(tt,gx,'r',tt,gy,'b',tt,gz,'g',tt,0,'-k')
axis([0 max(tt) -50 50]);
```

2. Paralel Port ile Verici Sinyal Gönderen Fonksiyonlar

“fly” Fonksiyonu:

```
function  fly(channel,pos)
if channel == 'y'
    channel = 3;
else if channel == 'r'
        channel = 0;
    else if channel == 'p'
            channel= 1;
        else if channel=='z'
                channel= 2;
            end
        end
    end
end

temp = move(channel, pos);

keep= 0;
pos=pos+128;

clear parport
parport = digitalio('parallel','LPT1');
addline(parport, 8:12, 'in','statusinput');
addline(parport,0:7,'out','dataoutput');
addline(parport,13:16,'out','controloutput');
status = getvalue(parport.statusinput);

while (status == [1 1 1 1 0])
    status = getvalue(parport.statusinput);

    fprintf('Transitteri açin');
clc
end
parport = digitalio('parallel','LPT1');
addline(parport, 8:12, 'in','statusinput');
addline(parport,0:7,'out','dataoutput');
addline(parport,13:16,'out','controloutput');
putvalue(parport.dataoutput,temp);
putvalue(parport.controloutput,keep);

keep1= 1;  %bitor(keep,1);
putvalue(parport.dataoutput,pos);
putvalue(parport.controloutput,keep1);
```

3. “move” Fonksiyonu

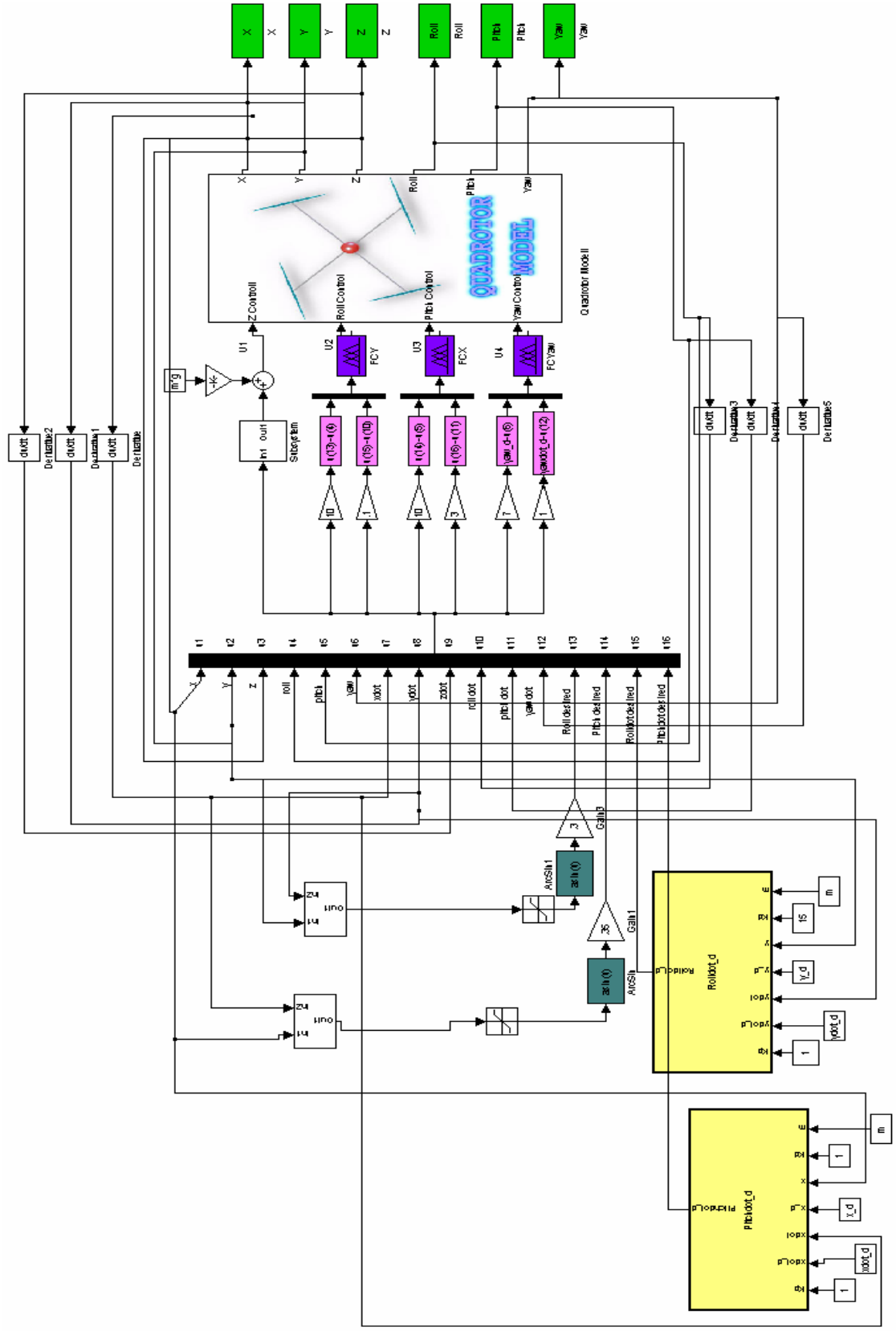
```
function [temp, pos, channel] = move(channel,pos)
if pos > 128
    pos=128;
end
if pos < -128
    pos = -128;
end
```

```
 if (channel== 2)
   if pos >= 0
       temp= 5;
   else
       temp= 4;
   end
else if (channel == 3)
   if pos >= 0
       temp= 7;
   else
       temp= 6;
   end
    else if (channel == 1)
   if pos >= 0
       temp= 3;
   else
       temp= 2;
   end
        else if (channel == 0)
   if pos >= 0
       temp= 1;
   else
       temp= 0;
   end
             else
                 disp ('hatali giris, channel 0,1,2,3 olabilir')
                 pause
                 disp ('tekrar deneyiniz!')
                 pause
             end
         end
    end
end

Out(1)=temp;
Out(2)=pos;
Out(3)=channel;
```

EK 4. MATLAB SIMULINK Diyagramları

1. Genel Kontrol Diyagramı



1.1 “Pitchdot_d” alt fonksiyonu

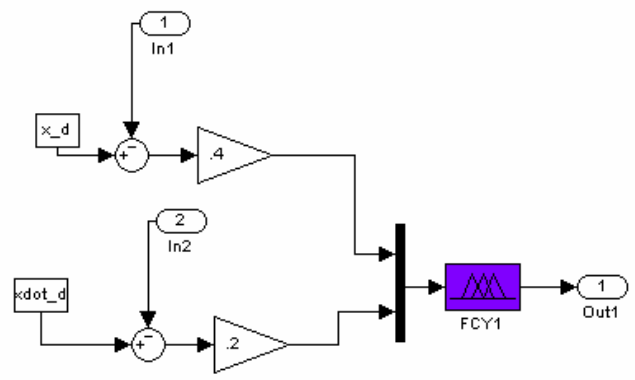
```
function Pitchdot_d = Pitchdot_d(Kp, xdot_d, xdot, x_d, x, Kd,m)

a=1-(Kp*m)^2*(-(x-x_d)^2)-2*Kp*Kd*m^2*-(x-x_d)*-(xdot-xdot_d)-(Kd*m)^2*(-(xdot-xdot_d)^2);
if a<=0
    a=0.01;
end
Pitchdot_d=(Kp*m*-(xdot-xdot_d))/(sqrt(a));
```

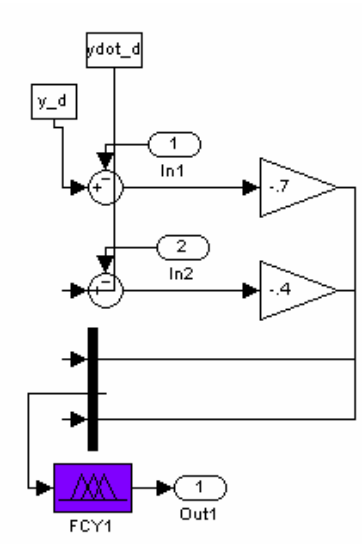
1.2 “Rolldot_d” alt fonksiyonu

```
function Rolldot_d = Rolldot_d(Kp, ydot_d, ydot, y_d, y, Kd,m)
a=1-(Kp*m)^2*(y-y_d)^2-2*Kp*Kd*m^2*(y-y_d)*(ydot-ydot_d)-(Kd*m)^2*((ydot-ydot_d)^2);
if a<=0
    a=0.01;
end
Rolldot_d=(Kp*m*(ydot-ydot_d))/(sqrt(a));
```

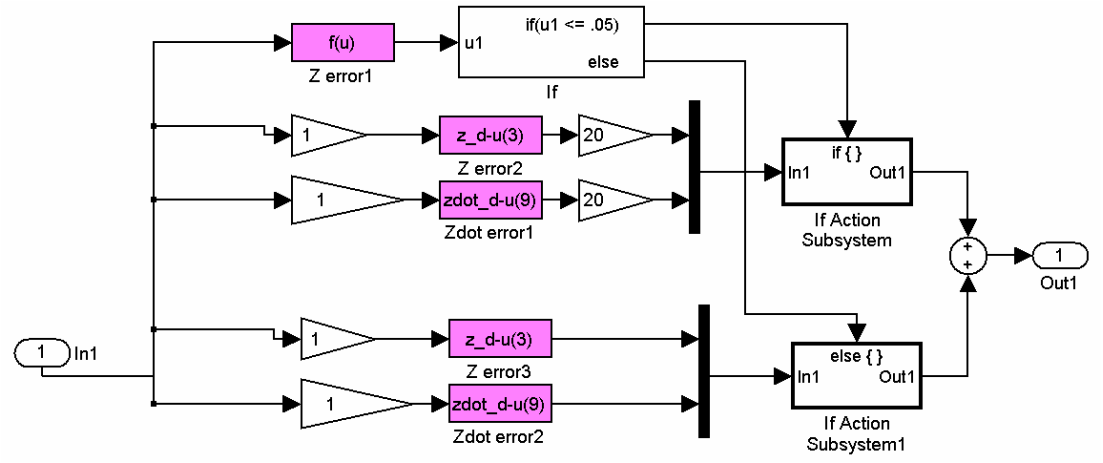
1.3 Alt Sistem 1



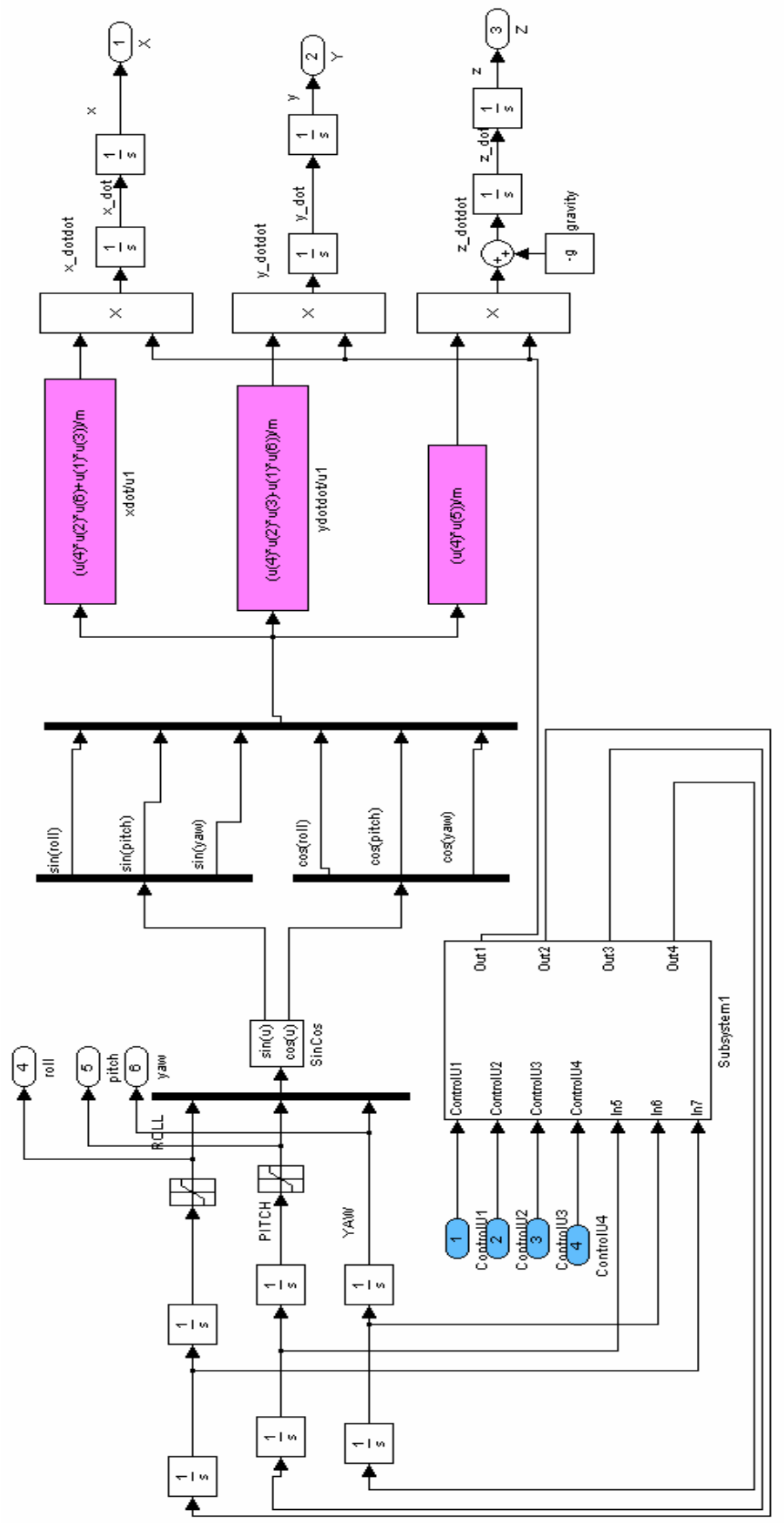
1.4 Alt Sistem 2



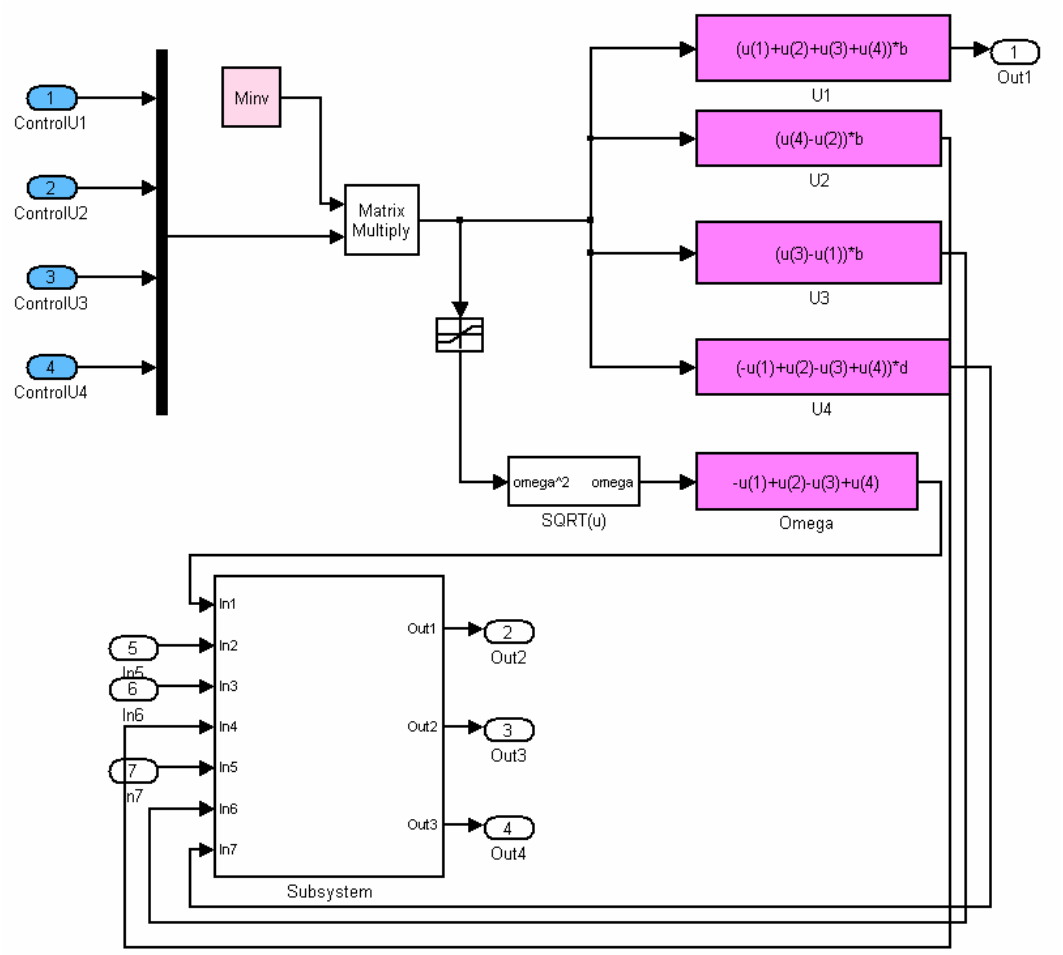
1.5. Alt Sistem 3



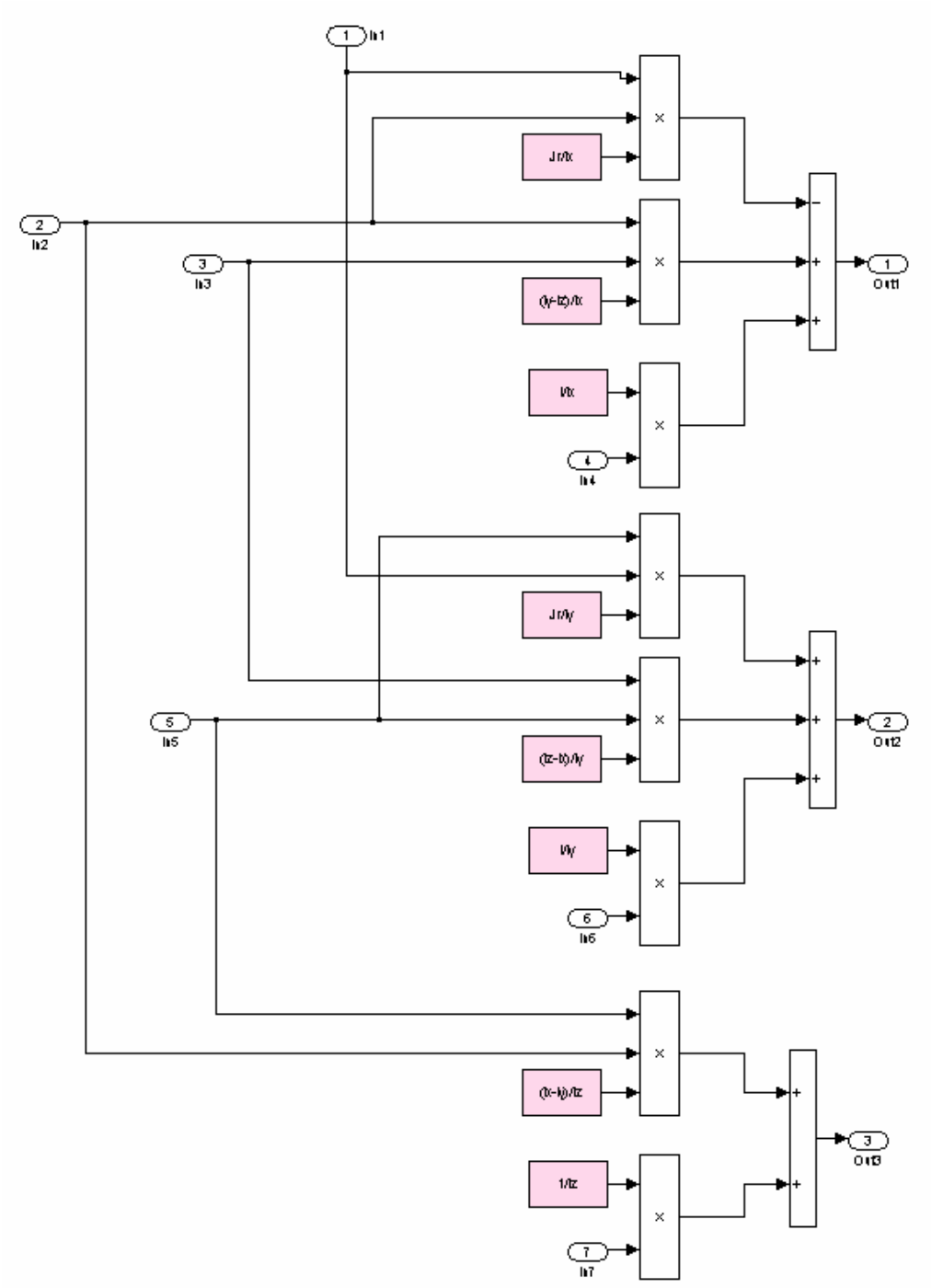
2. Quadrotor Modeli



2.1 Alt Sistem



2.1.1 Alt Sistem



ÖZGEÇMİŞ

Bora ERGİNER

Bora Erginer, 20 Eylül 1982'de Ankara'da doğdu ve Kdz. Ereğli'de büyüdü. Lise eğitimini Kdz. Ereğli TED Koleji'nde tamamladı. Yıldız Teknik Üniversitesi'nde makine mühendisliği eğitimi aldı ve 2005 yılında bu bölümden mezun oldu. Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi Sistem Dinamiği ve Kontrol Yüksek Lisans programına başladı ve 2007 yılında bu bölümden mezun oldu. Araştırma alanları, enerji ve proses sistemleri, insansız hava aracı kontrolü, bilgisayar destekli kontrol ve bulanık mantık teorisidir.