



**DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ
MODELLENMESİ, TASARIMI ve YÜKSEKLİK DENETİMİ**

Ebubekir BOZKURT

**Yüksek Lisans Tezi
Anabilim Dalı: Mekatronik Mühendisliği
Danışman: Prof. Dr. Beşir DANDIL
TEMMUZ-2018**

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ MODELLENMESİ,
TASARIMI ve YÜKSEKLİK DENETİMİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ebubekir BOZKURT

(142134101)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 06 Temmuz 2018

Tezin Savunulduğu Tarih : 02 Ağustos 2018

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Beşir DANDIL (F.Ü.)

Diğer Jüri Üyeleri : Dr. Öğr. Üyesi Cafer BAL(F.Ü.)

Dr. Öğr. Üyesi Mehmet ÜSTÜNDAĞ(Bingöl Ü.)

TEMMUZ-2018

ÖNSÖZ

Bu çalışmada her daim yanımda olan arkadaşlarıma, üniversite hayatım boyunca eğitimime katkı sağlayan, benim için değerli zamanlarını harcayan ve çaba gösteren birbirinden değerli akademisyenlere, eğitim hayatım boyunca desteklerini esirgemeyen canım ailem annem, babam ve kardeşlerime, ayrıca eğitimimde bana destek olan amcalarım, dayılarım, halalarım ve teyzelerime, bilgilerini ve yardımlarını esirgemeyen değerli danışman hocam Prof. Dr. Beşir DANDIL'a gönülden teşekkürlerimi sunarım.

Fırat üniversitesi tarafından bilimsel araştırma projesi kapsamında yer alan bu tez çalışmamda, Fırat üniversitesi bilimsel araştırma projesi(FÜBAP) koordinasyon birimi tarafından verilmiş olan maddi ve manevi destekten dolayı FÜBAP'a teşekkür ederim.

Ebubekir BOZKURT
ELAZIĞ-2018

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	II
İÇİNDEKİLER.....	III
ÖZET.....	VI
SUMMARY.....	VII
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	VIII
TABLolar LİSTESİ.....	X
SEMBOLLER LİSTESİ.....	XI
KISALTMALAR.....	XIII
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Hava Araçlarının Tarihi.....	1
1.2. Helikopterlerin Tarihi.....	3
1.3. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması.....	4
1.3.1. İnsansız Hava Araçlarının Menzil ve Faaliyet Sınıflandırması.....	4
1.3.2. İnsansız Hava Araçlarının Aerodinamik Konfigürasyon Sınıflandırması.....	5
1.3.3. Boyut ve Yüke Göre Sınıflandırma.....	8
1.3.4. Otonom Seviyesine Göre Sınıflandırma.....	11
1.4. Birden Fazla Ana Rotor.....	11
1.5. Dört Rotorlu Hava Aracı.....	12
1.6. Literatür Araştırması.....	13
1.7. Tezin Amacı ve Yapısı.....	15
2. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI.....	17
2.1. Uçuş Denetimi.....	18
2.2. Quadrotorun Temel Uçuş Açıları.....	19
2.3. Quadrotorun Temel Hareketleri.....	20
2.3.1. Dikey Hareket (Altitude).....	21
2.3.2. Yuvarlanma Hareketi.....	21
2.3.3. Yunuslama Hareketi.....	22
2.3.4. Yönelme Hareketi.....	22
3. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ.....	23
3.1. Kabuller ve Varsayımlar.....	23

3.2. Kinematik Model.....	23
3.3 Dinamik Model.....	26
3.3.1. Dönme Hareket Denklemleri.....	26
3.3.2. Dönüşüm Hareket Denklemleri.....	30
3.4. Quadrotor Durum Uzay Modeli.....	30
3.4.1. Durum Vektörü U_x	30
3.4.2. Quadrotor Denetim Girişi.....	31
3.4.3. Durum Uzay Gösterimi.....	35
4. DENETİM YÖNTEMLERİ.....	37
4.1. Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler.....	38
4.1.1. Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik Denetimi.....	39
4.1.2. Oransal-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik Denetimi.....	40
4.2. Kayan Kipli Denetleyici.....	42
4.2.1. Yuvarlanma Açısı Denetim Girişi.....	44
4.2.2. Yunuslama Açısı Denetim Girişi.....	45
4.2.3. Yönelme Açısı Denetim Girişi.....	45
4.2.4. Yükseklik Denetim Girişi.....	45
4.3. Geri Adımlamalı Denetleyici.....	46
4.3.1. Yuvarlanma Açısı Denetim Girişi.....	47
4.3.2. Yunuslama Açısı Denetim Girişi.....	49
4.3.3. Yönelme Açısı Denetim Girişi.....	50
4.3.4. Yükseklik Denetim Girişi.....	50
5. QUADROTORUN MEKANİK VE ELEKTRONİK BİLEŞENLERİ.....	51
5.1. Gövde.....	51
5.1.1. Kol Tasarımı.....	53
5.1.2. Gövde Merkezi.....	54
5.1.3. Kutu ve Ayak Tasarımı.....	55
5.2. Denetim Kartı.....	56
5.3. Motorlar.....	58
5.4. ESC ve Pervane.....	60
5.5. Bütünleşik Atalet Ölçüm Ünitesi.....	61
5.6. Kumanda.....	62
5.7. Besleme Kaynağı (Batarya).....	63

6. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ BENZETİM ÇALIŞMASI	65
6.1. Quadrotor Bloğu	66
6.2. Denetletici Bloğu.....	69
6.2.1. Quadrotorun Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi	69
6.2.2. Quadrotorun Kayan Kipli Denetleyici ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi	77
6.2.3. Quadrotorun Geri Adımlamalı Denetleyici ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi	84
7. QUADROTOR UYGULAMASI.....	93
8. SONUÇ	96
KAYNAKLAR.....	97
ÖZGEÇMİŞ.....	101

ÖZET

Dört rotorlu insansız hava araçları tehlikeli, hassas pilotaj gerektiren güvenlik, gözetim, hedef tespiti ve takibi gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Hava aracının dinamik yapısı, sisteme yüksek itki kuvveti sağlamakta ve yapılması zor olan hareketlerin yapılabilmesine imkân vermektedir. Ancak aracın dört rotordan oluşan doğrusal olmayan dinamik yapısı, her bir rotoru harekete geçiren motorların hız denetiminin gerekliliği gibi nedenlerden dolayı dört rotorlu insansız hava araçlarında denetime ihtiyaç duyulmaktadır.

Bu tez çalışmasında dört rotorlu insansız hava aracının (quadrotor) tasarımı, modellenmesi, yükseklik ve yönelim dinamiklerinin denetimi gerçekleştirilmiştir. Öncelikle quadrotorun matematiksel modellenmesi yapılarak Matlab/Simulink ortamında benzetim modeli oluşturulmuştur. Quadrotorun yönelim ve yükseklik denetimleri için üç farklı denetleyici tasarlanmış, benzetimi yapılmış ve sisteme uygulanmıştır. İlk olarak; geleneksel denetim yöntemlerinden Proportional-Derivative (PD) ve Proportional-Integral-Derivative (PID) denetleyiciler ile quadrotorun yönelim ve yükseklik denetimi gerçekleştirilmiştir. Bunun için PD ve PID denetleyicilerin kazançları tasarlanarak benzetim modeli üzerinde test edilmiştir. İkinci olarak; quadrotorun yönelim ve yükseklik denetimi için Kayan Kipli Denetleyici (KKD) tasarlanarak benzetim modeli üzerinde test edilmiştir. Üçüncü olarak; Geri Adımlamalı Denetleyici (GAD) tasarlanarak benzetim modeli üzerinde quadrotorun yönelim ve yükseklik denetimini gerçekleştirmek amacıyla test edilmiştir. Quadrotorun bilgisayar ortamında üç boyutlu olarak katı modellenmesi yapılmış ve benzetim modeli üzerinde en iyi denetimi sağlayan denetleyici, fiziksel model üzerinde test edilerek başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Anahtar Kelimeler : İnsansız Hava Aracı, Dört Rotorlu Hava Aracı, PD denetleyici, PID denetleyici, Kayan Kipli Denetleyici, Geri Adımlamalı Denetleyici.

SUMMARY

Modeling, Design and Altitude Control of A Four-Rotor Unmanned Aerial Vehicle

Four-rotor unmanned aerial vehicles (Quadrotor) are used in many areas such as safety, surveillance, targeting and tracking, which require dangerous, precise piloting. The dynamic structure of the aircraft provides a high thrust force to the system and makes it possible to carry out difficult movements. However, the nonlinear dynamic structure of the vehicle with four rotors is needed to drive each rotor in the four-rotor unmanned aerial vehicles due to reasons such as the necessity of speed control of motors.

In this thesis, modeling and controller design for the attitude and altitude dynamics of quadrotor is aimed. Quadrotor mathematical modeling was done and a simulation model was created in Matlab / Simulink environment. Three different controllers have been designed, simulated and applied to the system for Quadrotor attitude and altitude controls. Firstly; Quadrotor attitude and altitude controls have been performed with Proportional-Derivative (PD) and Proportional-Integral-Derivative (PID) controllers. For this, the parameters of PD and PID controllers were designed and then tested on the quadrotor simulation model. Secondly; For the quadrotor attitude and altitude control, the Sliding Mode Controller (SMC) was designed and then tested on the quadrotor simulation model. Thirdly; The Backstepping Controller (BC) was designed and then tested to perform quadrotor attitude and altitude control on the simulation model. Quadrotor has been solid modeled in three dimensions in a computer environment and successful results have been obtained by testing on the physical model with the controller providing the best control over the simulation model..

Key Words : Unmanned Aerial Vehicle, Four Rotor Aircraft, Proportional-Derivative Controller, Proportional-Integral-Derivative controller, Sliding Mode Controller, Backstepping Controller.

ŞEKİLLER LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1. 1 Günümüze kadar bozulmadan gelebilmiş en eski uçurtma.[6]	2
Şekil 1. 2 İlk kez insanlı uçuşun gerçekleştirildiği balonun temsili resmi.[6]	2
Şekil 1. 3 Leonardo da Vinci'nin tasarımı olan helikopter	4
Şekil 1. 4 (a-b-c) sabit kanatlı insansız hava araçları	6
Şekil 1. 5 (a-b-c-d) döner kanatlı İHA	6
Şekil 1. 6 Zeplin	7
Şekil 1. 7 Kanat çırpın İHA	8
Şekil 1. 8 İHA X-47	8
Şekil 1. 9 Orta ölçekli İHA	9
Şekil 1. 10 Küçük ölçekli İHA	9
Şekil 1. 11 Mini ölçekli İHA	10
Şekil 1. 12 Mikro ölçekli İHA	10
Şekil 1. 13 a) Sıralı dizilim b) Eş eksenli dizilim c) Kesişen eksenli dizilim	12
Şekil 1. 14 Gyroplane no:1	13
Şekil 1. 15 Octopus	13
Şekil 2. 1 Uçuş denetimi	19
Şekil 2. 2 Quadrotor temel uçuş açıları	19
Şekil 2. 3 (a-b-c-d-e-f-g-h) Quadrotor denetimi	20
Şekil 2. 4 Quadrotorun temel hareketleri	20
Şekil 2. 5 Yükselme hareketi (a), Alçalma hareketi (b)	21
Şekil 2. 6 Yuvarlanma hareketi	21
Şekil 2. 7 Yunuslama hareketi	22
Şekil 2. 8 Yönelme hareketi	22
Şekil 3. 1 Quadrotor gövde ekseni (B) ve sabit yer ekseni (E) koordinatları	24
Şekil 3. 2 Quadrotor üzerindeki kuvvetler ve momentler	28
Şekil 4. 1 Quadrotor blok diyagramı	37
Şekil 4. 2 PID denetleyici genel blok diyagramı	38
Şekil 4. 3 Yükseklik denetimi PID blok diyagramı	39
Şekil 4. 4 PD denetleyici blok diyagramı	40
Şekil 4. 5 Kayma yüzeyi($s=0$)	42

Şekil 4. 6 KKD blok diyagramı.....	43
Şekil 5. 1 Quadrotor gövde tipleri.....	52
Şekil 5. 2 Bal peteği yapısı.....	53
Şekil 5. 3 Kol tasarım adımları.....	53
Şekil 5. 4 Kol tasarımı.....	54
Şekil 5. 5 Gövde merkezi alt (a-b) ve üst (c-d) parçası.....	54
Şekil 5. 6 Kutu tasarımı.....	55
Şekil 5. 7 Ayak tasarımı	55
Şekil 5. 8 Quadrotor tasarımı	55
Şekil 5. 9 Arduino Uno denetim kartı	56
Şekil 5. 10 Fırçasız motor XA 2212 1400KV	59
Şekil 5. 11 Elektronik hız denetleyicisi.....	60
Şekil 5. 12 8x4 plastik pervane	61
Şekil 5. 13 GY80 bütünleşik sensör kartı.....	62
Şekil 5. 14 Kumanda HK-T6A V2.....	63

TABLolar LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 2. 1 Ticari dört rotorlu hava aracı platformları.....	18
Tablo 5. 1 Emax marka XA 2212 1400KV fırçasız motor özellikleri.....	59
Tablo 6. 1 Quadrotor parametre değerleri.....	66
Tablo 6. 2 Yüksekli denetimi PD denetleyici parametre değerleri.....	69
Tablo 6. 3 Yükseklik denetimi PID denetleyici parametre değerleri.....	71
Tablo 6. 4 Yuvarlanma açısı PD denetleyici parametre değerleri	72
Tablo 6. 5 Yunuslama açısı PD denetleyici parametre değerleri.....	73
Tablo 6. 6 Yönelme açısı PD denetleyici parametre değerleri	75
Tablo 6. 7 PID, PD denetleyici yerleşme zamanı	77
Tablo 6. 8 Yükseklik denetimi KKD parametre değerleri.....	78
Tablo 6. 9 Yuvarlanma açısı denetimi KKD parametre değerleri	79
Tablo 6. 10 Yunuslama açısı denetimi KKD parametre değerleri.....	80
Tablo 6. 11 Yönelme açısı denetimi KKD parametre değerleri	82
Tablo 6. 12 KKD yerleşme zamanı	84
Tablo 6. 13 Yükseklik denetimi GAD parametre değerleri.....	85
Tablo 6. 14 Yuvarlanma açısı denetimi GAD parametre değerleri	86
Tablo 6. 15 Yunuslama açısı denetimi GAD parametre değerleri.....	87
Tablo 6. 16 Yönelme açısı denetimi GAD parametre değerleri	89
Tablo 6. 17 GAD yerleşme zamanı	91
Tablo 6. 18 Denetim yerleşme zamanı(sn) genel tablosu.....	92

SEMBOLLER LİSTESİ

$\dot{\theta}$: Hava aracının yunuslama hızı
$\dot{\phi}$: Hava aracının yalpalama hızı
$\dot{\psi}$: Hava aracının sapma hızı
b	: Aerodinamik kuvvet sabiti
d	: Aerodinamik moment sabiti
j	: Quadrorotorun diyagonal atalet matrisi
j_r	: Rotor ataleti
l	: Hava aracının bir şaftının uzunluğu
I_{xx}	: Hava aracının x eksenindeki atalet momenti
I_{yy}	: Hava aracının y eksenindeki atalet momenti
I_{zz}	: Hava aracının z eksenindeki atalet momenti
m	: Hava aracının ağırlığı
x	: Hava aracının yatay düzlemdeki konum bileşeni
y	: Hava aracının yatay düzlemdeki konum bileşeni
z	: Hava aracının düşey doğrultudaki konumu
z_d	: Hava aracının düşey doğrultudaki arzulanan konumu
Φ	: Hava aracının yalpalama açısı
θ	: Hava aracının yunuslama açısı
ψ	: Hava aracının sapma açısı
Φ_d	: Hava aracının arzulanan yalpalama açısı
θ_d	: Hava aracının arzulanan yunuslama açısı
ψ_d	: Hava aracının arzulanan sapma açısı
Ω_i	: Her bir motorun açısal hızı
g	: Yerçekimi ivmesi
F_B	: Quadrorotorun yerçekimsiz toplam itki kuvveti
R	: Dönüşüm matrisi
r	: Quadrorotorun E eksenine olan uzaklığı
ω	: Quadrorotorun açısal hız vektörü
M_G	: Rotor ataletinden kaynaklanan jiroskopik moment
M_B	: Quadrorotor momentleri

Ω_r : Quadrotorun z eksenine dönüsel dengesizliđi
 ρ : Hava yoğunluğu
 a : Pervane alanı
 C_D, C_T : Aerodinamik katsayılar
 r_p : Pervane yarıçapı



KISALTMALAR

İHA	: İnsansız hava aracı
IMU	: Inertial Measurement Unit(Atalet ölçüm ünitesi)
KKD	: Kayan kipli denetleyici
SMSM	: Sürekli mıknatıslı senkron motor
ESC	: Electronic Speed Controller(Elektronik hız denetleyicisi)
GAD	: Geri adımlamalı denetleyici



1. GİRİŞ

Dört rotorlu insansız hava araçlarının (quadrotor-quadrocopter) tehlikeli, hassas pilotaj gerektiren güvenlik, gözetim, hedef tespiti ve takibi gibi insanların can güvenliğini tehlikeye atabilecek uygulamalarda, zirai uygulama, trafik denetiminde, doğal afet sonrası hasar tespiti, suç mahalli araştırması, sınır güvenliği sağlama ve arama kurtarma gibi geniş bir yelpazede uygulama alanı bulunmaktadır. Bu hava aracı, dinamik yapısı gereği dört adet rotordan ve pervanelerin dönmesi sonucu oluşan itki kuvveti ile uçabilen, yörünge takibi yapabilen bir hava aracıdır. Sistemin dinamik yapısı sisteme yüksek itki kuvveti sağlamakta ve yapılması zor olan hareketlerin yapılabilmesine imkân vermektedir. Ancak aracın dört rotordan oluşan doğrusal olmayan dinamik yapısı ve her bir rotoru harekete geçiren motorların hız denetiminin gerekliliği sistemin denetimini zorlaştırmaktadır. Sistemin denetiminin zor olması ve geliştirilmeye ihtiyaç duyulması nedeniyle literatürde pek çok araştırma yapılmış ve halen günümüzde bu konu üzerinde çalışmalar devam etmektedir. Bu çalışmaların önemli bir bölümünde dört rotorlu hava araçlarının güvenli uçuş ve yüksek performanslı izleme yeteneği üzerinde yapılmıştır [1-5].

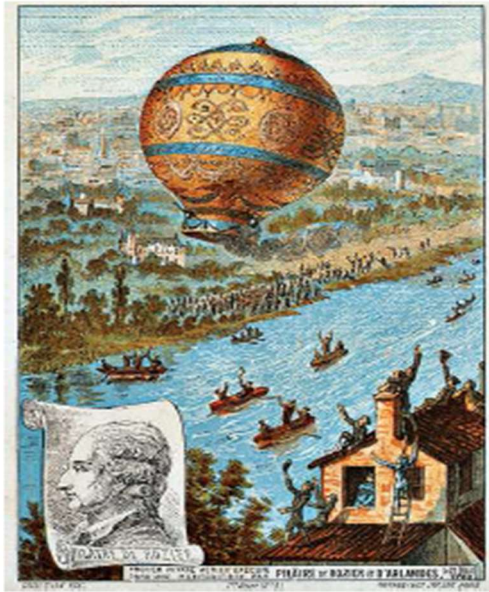
1.1. Hava Araçlarının Tarihi

İnsanlar çok eski tarihlerden beri kuşları izleyip onlar gibi uçmayı istemiştir. Bu nedenle kuşları örnek alarak yapılan ilk uçan nesneyi, uçurtmaları yapmışlardır. Kesin bir bilgi olmamakla birlikte ilk uçurtmanın Çin, Endonezya veya Güney Pasifik Adaları'nda M.Ö. 1500 yıllarında yapıldığı düşünülmektedir. İlerleyen asırlarda uçurtmalar haberleşme ve askeri amaçlar için kullanılmış, hatta uçurtma kullanarak uçmaya çalışanlar olmuştur. Ancak yapımında kullanılan malzemelerin kolayca zarar görebilen doğal maddeler olması sebebiyle başarılı olunamamıştır. Uçurtmalardan günümüze kadar gelebilen en eskisi Şekil 1.1'de görülen uçurtma 1773 yılında Hollanda'da yapılmıştır.



Şekil 1. 1 Günümüze kadar bozulmadan gelebilmiş en eski uçurtma.[6]

İnsanlığın uçma girişimindeki bir diğer önemli aşama ise balonlardır. Balonların ilk önce Çin civarında ortaya çıktığı sanılmaktadır. Teknolojinin gelişmesiyle havadan daha hafif gazların varlığı keşfedilince bu gazlar balonlarda kullanılmaya başlanmıştır. Balonlar festival ve benzeri eğlencelerde kullanılmasının yanında, daha büyük olayları keşfetmek amacıyla da kullanılmıştır. Şekil 1.2’de ilk kez insanlı uçuşun gerçekleştirildiği balonun temsili resmi görülmektedir.



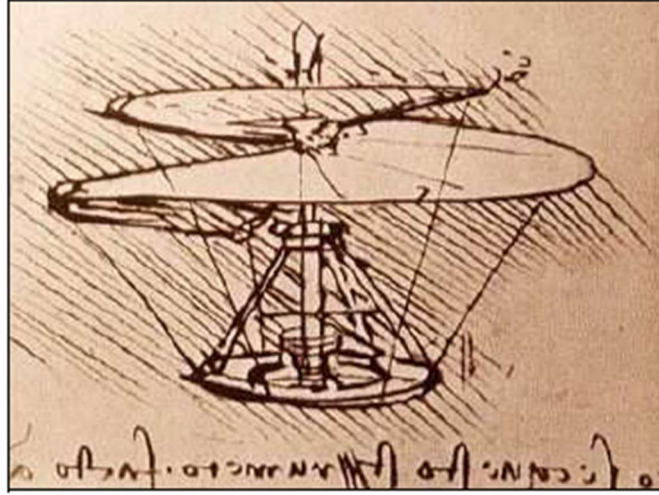
Şekil 1. 2 İlk kez insanlı uçuşun gerçekleştirildiği balonun temsili resmi.[6]

Uçurtma ve balonun ardından insanlar havadan ağır araçları uçurtmak için çeşitli yöntemler geliştirmiştir. Metal burgulu yaylar veya elastik malzemeler uçuş sorununun çözümü için ilk akla gelen yöntemler olmuştur. Ancak bunlarda kısa ömürlü ve sadece küçük modellerde kullanılabilecek güçteydiler.

Bu alanda çalışmalarda bulunan *Sir George Cayley*, çalışmaları sırasında itme, kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri hakkında birçok bilgi elde etmiş ve aerodinamiğin gelişmesine çok büyük katkıda bulunmuştur. Cayley hava aracında güç kaynağı olarak hem içten hem de dıştan yanmalı motorları kullanmayı denemiş ve bu şekilde insanlı uçuş gerçekleştirmiştir. İlerleyen yıllarda hem aerodinamik biliminin hem de motorların gelişmesiyle uçuş alanında birçok yenilikler görülmüştür [6].

1.2. Helikopterlerin Tarihi

Helikopterleri diğer uçan araçlardan ayıran temel özellik dikey yönde uçabilmeleridir. Bunu sağlayan ise dönme hareketini ilerleme hareketine dönüştürebilen pervanelerdir. Bu sebeple helikopterlerin tarihini pervanelerin tarihine bağlamak yanlış olmayacaktır. M.Ö. 400 yıllarında Pisagor'un öğrencisi Archytas bir silindirin etrafına eğimli bir silindir yerleştirerek ilk vidayı modellemiştir. Daha sonra Arşimet, vidayı kullanarak, bir akışkan olan suyu vidanın dönme hareketiyle, dikey olarak taşımayı başarmıştır. Ayrıca asırlar boyunca pervaneler, yel değirmenlerinde rüzgarı yakalamak için kullanılmıştır. Pervanelerin ilk kez uçan bir alette kullanılması da M.Ö. 400 yıllarına rastlamaktadır. Çin'de bulunan bu alet, çocuklar tarafından oyuncak olarak kullanılmıştır. Bundan yaklaşık 2000 sene sonra Leonardo da Vinci vida formunda bir pervaneye sahip olan bir uçan araç tasarlamıştır, ancak bu tasarımı gerçeğe dökememiş, sadece ufak modellerini yapabilmiştir. Bu tasarımda, aracın kendi etrafında dönmesini engelleyecek bir önlem alınmamıştır (Şekil 1.3). 1752 yılında Bernoulli teknelerde hareketi sağlamak için pervanelerin kullanılması fikrini öne sürmüştür. Pervanelerin bir akışkan olan su içinde hareket etmek için kullanılması, bunların havada ilerlemek için de kullanılabileceği fikrini tetiklemiştir. İlerleyen senelerde kaz tüyü, metal yaylar veya elastik bantlardan elde edilen malzemelerden, pervaneler yapılmış ancak bu pervanelerin mukavemeti insanlı bir uçuşu gerçekleştirecek bir helikopter için yeterli düzeyde olmadığından bu pervaneler ile sadece uçan oyuncak helikopterler yapılabilmektedir.



Şekil 1. 3 Leonardo da Vinci'nin tasarımı olan helikopter

Yirminci yüzyılın başında Fransız Jacques ve Louis Breguet kardeşlerin yaptığı helikopter ilk kez bir insanı taşıyabilen helikopter olmuştur. Fakat bu helikopterin uçuşunun çok dengesiz olması sebebiyle desteklenmesi gerekmiş ve bu yüzden serbest uçuş gerçekleştirilememiştir. Bundan birkaç ay sonra Fransız Paul Cornu yaptığı helikopter ile ilk serbest insanlı uçuşu gerçekleştirmiştir. Bu noktadan sonra helikopterler gelişimini sürdürmüştür ve bugün alışmış olduğumuz formuna kavuşmuştur [7].

1.3. İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması

İnsansız hava araçları faaliyet ve menzili, aerodinamik konfigürasyonu, boyut ve yük taşıma kapasitesi, otonom seviyelerine göre sınıflara ayrılmaktadır [8].

1.3.1. İnsansız Hava Araçlarının Menzil ve Faaliyet Sınıflandırması

İnsansız hava araçları menzil ve faaliyet sınıflandırmasında maksimum uçuş süreleri ve yükseklik aktivitelerine göre aşağıda belirtildiği gibi 7 sınıfa ayrılır.

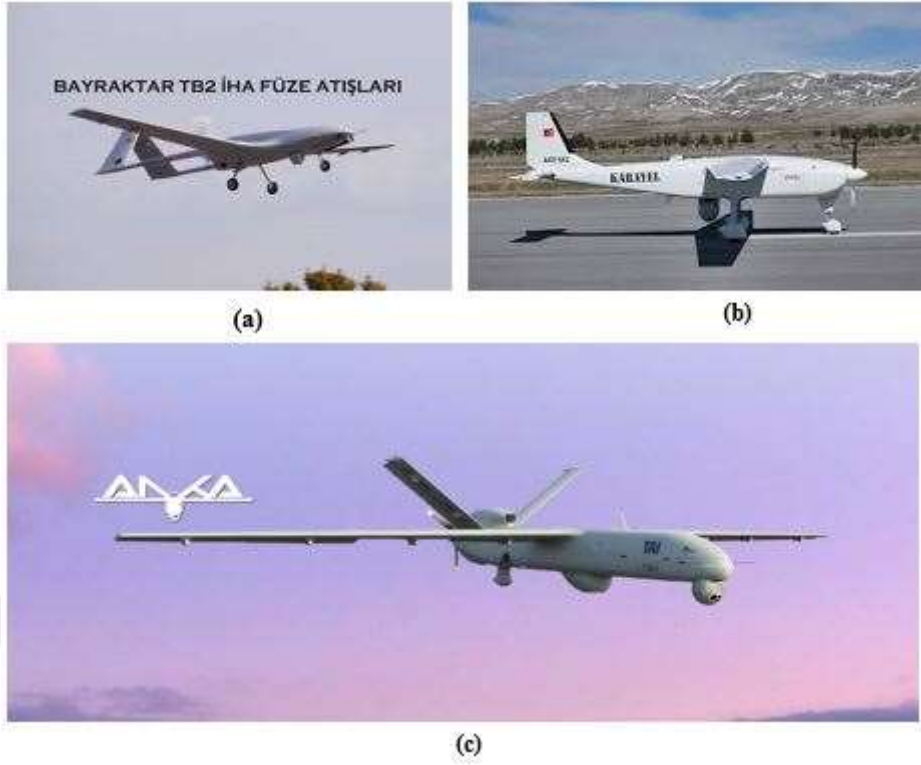
- a. **Yüksek İrtifa ve Uzun Görev Süreli İHA** : Bu sınıfta yer alan İHA'lar 15000 metrede, 24 saat görev süresi üzerinde faaliyet gösterebilmektedirler. Genellikle uzun süreli ve uzun menzilli gözetim görevlerinde kullanılırlar.

- b. Orta irtifa ve Uzun Görev Süreli İHA:** 5000 ile 15000 metre arasındaki irtifa ile maksimum 24 saat görev alan İHA'larıdır. Bu sınıfta yer alan İHA daha çok gözetleme görevlerinde kullanılırlar.
- c. Orta Menzilli veya Taktiksel İHA:** Menzili 100 ile 300 km arasında olan İHA sınıfıdır. Yüksek irtifa ve uzun görev süreli İHA ile orta irtifa ve uzun görev süreli İHA sınıflarındaki hava araçlarına göre daha basit sistemlere sahip olan ve küçük boyutlu İHA sistemleridir.
- d. Kısa Mesafeli İHA :** Operasyon mesafesi 100 km'den küçük olan İHA'dır. Genellikle tarımsal ilaçlama, ev güvenliği, trafik denetimi gibi alanlarda kullanılmaktadır.
- e. Mini İHA :** Ağırlıkları 20 kg civarında olan ve operasyon menzili yaklaşık 30 km olan İHA sistemleri bu sınıfta yer almaktadır.
- f. Mikro İHA :** İç ortamlarda kullanılmasına imkan sunan maksimum genişliği 150 mm olan, yavaş hareket edebilen ve gerektiğinde askıda kalabilen İHA sistemleridir.
- g. Nano İHA :** Yaklaşık 10 mm boyutlarına sahip olan hava araçlarıdır. Bu sınıfta yer alan İHA sürü mantığı ile kullanılmaktadırlar ve ayrıca üzerine yerleştirilen kamera ile yakın mesafelerde gözetleme görevleri yapabilmektedir.

1.3.2. İnsansız Hava Araçlarının Aerodinamik Konfigürasyon Sınıflandırması

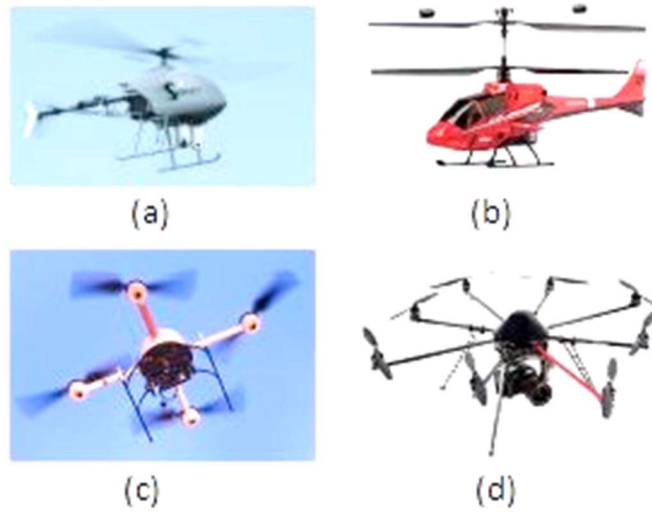
İHA aerodinamik konfigürasyonuna göre aşağıdaki gibi dört temel kategoride sınıflandırılır.

- a. Sabit Kanatlı İHA :** Kalkış ve iniş için havaalanına ihtiyaç duyan, uzun süreli görev faaliyetlerinde kullanılan ve seyrüsefer görevlerini icra edebilen İHA'larıdır. BAYRAKTAR-TB2 (Şekil 1.4-a), KARAYEL (Şekil 1.4-b) ve ANKA (Şekil 1.4-c) insansız hava araçları bu sınıfa örnek olarak gösterilebilir.



Şekil 1. 4 (a-b-c) sabit kanatlı insansız hava araçları

b. Döner Kanatlı İHA : Dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen insansız hava araçları sınıfıdır. Bu sınıfta yer alan hava araçları Şekil 1.5 (a-b-c-d)'de gösterildiği gibi kendi içerisinde 4 sınıfa ayrılır. Tek rotorlu tip Şekil 1.5 (a)'da, eş eksenli tip Şekil 1.5 (b)'de, quadrotor Şekil 1.5 (c)'de ve çok rotorlu Şekil 1.5 (d)'de gösterilmiştir.



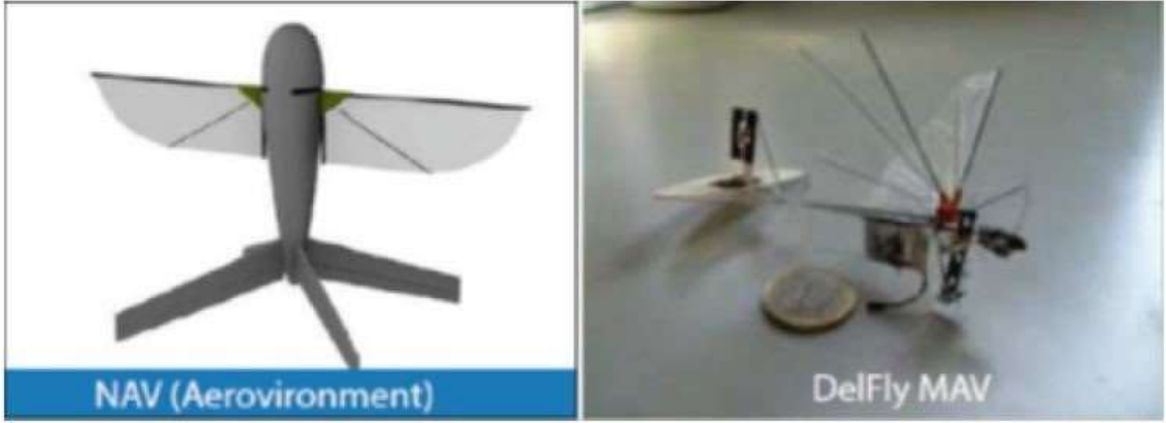
Şekil 1. 5 (a-b-c-d) döner kanatlı İHA

c. **Zeplinler** : G6vdesi helyum gazıyla dolu olan hava aracı t6r6d6r. Helyum gazının havadan hafif olması nedeniyle yerçekimine karşı kaldırıcı bir kuvvet uygular. Zeplinler gaz dolu bir g6vdeye sahip olması nedeniyle b6y6k boyutlu ve hafiftirler. Zeplinler d6ř6k hızda uzun s6reli olarak uğabilirler. Y6ksek enerji verimine sahip olmasına karşın b6y6k boyutlu ve d6ř6k hızlı olması nedeniyle kullanımı yaygın değildir. Şekil 1.6'da bir zeplin 6rneği g6r6lmektedir.



Şekil 1. 6 Zeplin

d. **Kanat ırpan İHA** : Kuřlardan ve uçan b6ceklerden esinlenerek yapılmış kanat çırpma hareketiyle uçma işlemini geręekleřtiren insansız hava aracıdır. Bu t6r insansız hava araçları k66k kanatlara sahip, oldukęa hafif fakat dayanıksızdır. Ayrıca d6ř6k g6 t6ketime sahip olup dikey iniş ve kalkış yapabilmektedirler. Şekil 1.7'de g6sterilen bu sınıftaki insansız hava araçları halen geliştirilme ęalıřmaları devam etmektedir.



Şekil 1. 7 Kanat çırpan İHA

1.3.3. Boyut ve Yüke Göre Sınıflandırma

İnsansız hava araçları boyut ve yük kapasitesine göre beş ana sınıf içerisine ayrılır.

- a. **Büyük Ölçekli İHA** : Tam otonom sistemler olup 24 saat üzerinde uçuş yapabilen ve yük taşıyabilen İHA sistemleridir. Şekil 1.8’de bu sınıfta yer alan otonom denetime sahip İHA x-47 görülmektedir.



Şekil 1. 8 İHA X-47

- b. **Orta Ölçekli İHA** : Genellikle güvenlik amaçlı görevler için kullanılan İHA sınıfıdır. Yüksek kaliteli sensör ve denetim sistemlerine sahiptirler. Şekil 1.9’da bu sınıfta yer alan İHA örnekleri görülmektedir.



Şekil 1. 9 Orta ölçekli İHA

- c. **Küçük Ölçekli İHA** : Yük taşıma kapasitesi 2 ile 10 kg arasında değişen radyo denetimli ve yeterli düzeyde navigasyon sensörlerine sahip insansız hava aracı sistemleridir. Şekil 1.10'da bu sınıfta yer alan insansız hava araçları görülmektedir.



Şekil 1. 10 Küçük ölçekli İHA

- d. **Mini Ölçekli İHA** : İç ve dış ortamlarda kullanılabilen 2 kg'dan az yük taşıma kapasitesine sahip olan hafif sensörlerle donatılmış insansız hava aracı sınıfıdır. Test amaçlı kullanım için küçük boyutlu ve düşük maliyetli olması nedeniyle tercih edilirler. Şekil 1.11'de mini ölçekli İHA sınıfında ait quadrotor tipi İHA görülmektedir.



Şekil 1. 11 Mini ölçekli İHA

- e. **Mikro Ölçekli İHA** : Çok küçük boyutlara sahip olmaları nedeniyle genellikle iç ortamlarda kullanılırlar. Ağırlıkları 100 gramdan daha az olmasından dolayı çok hafif sensör sistemlerine sahiptirler. Şekil 1.12’de mikro ölçeli İHA sınıfında yer alan bir İHA görülmektedir.



Şekil 1. 12 Mikro ölçekli İHA

1.3.4. Otonom Seviyesine Göre Sınıflandırma

International Institute of Technology (IIT)'de yapılan yayına, *Mark W. Bailey* ve *H. ElKholy* tezlerine göre insansız hava araçları görev ve çevresel karmaşıklığa bağlı olarak otonom seviyelerine göre beş farklı sınıfta incelenmiştir [8,9].

- a. **Seviye 1** : Uzaktan kumandayla tamamen insan tarafından denetim edilmeye ihtiyaç duyan insansız hava araçları bu grupta yer alır. Görev karmaşıklığı az olan görevlerde bu seviyedeki insansız hava araçları kullanılır.
- b. **Seviye 2** : Görev icrası sırasında insan etkileşimine ihtiyaç duyan ve seviye 1'e göre daha karmaşık görevleri icra edebilen insansız hava aracı grubudur.
- c. **Seviye 3** : Orta seviyede insan etkileşimi ile orta seviye karmaşıklığıdaki görevleri icra edebilen insansız hava aracı grubudur.
- d. **Seviye 4** : Minimum insan etkileşimiyle karmaşık çevrelerde görevlerini icra etmesi amacıyla kullanılan insansız hava aracı grubudur.
- e. **Seviye 5** : Görev karmaşıklığı en yüksek olan ve insan etkileşiminin hiç olmadığı, görevlerini otonom olarak yerine getirebilen insansız hava aracı grubunun yer aldığı seviyedir.

1.4. Birden Fazla Ana Rotor

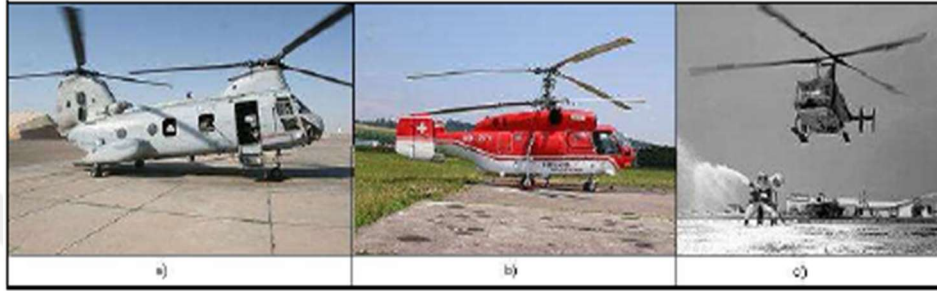
Tek ve daha güçlü bir rotor kullanmak yerine, ters yönlerde dönen daha zayıf iki veya daha fazla rotorun kullanılması oldukça yaygın bir yöntemdir. Bu yöntem pervanelerin dizilişlerine göre farklı isimler almaktadır. Bunlar; sıralı dizilim, eş eksenli dizilim ve kesişen eksenli dizilim olarak üç sınıfta incelenir.

Sıralı dizilimde pervanelerin biri aracın ön kısmında, diğeri arka kısmında bulunur. Bu tip dizilime sahip araçlar ağırlık merkezlerinin çok daha kolay ayarlanabilmesi sebebiyle genellikle yük taşımada kullanılırlar. Ayrıca bu dizilimde motorların pervaneleri döndürmesi sonucunda ters yönde oluşturduğu torku düzenlemek amacıyla hiç yatay kuvvet oluşmadığından verim artışına önemli bir katkı sağlamaktadır. Şekil 1.13 (a)'da bu sınıfta yer alan bir hava aracı görülmektedir.

Eş eksenli dizilimde iki pervane aynı eksen etrafında ancak birbirine ters yönde dönmektedir. Oldukça karmaşık bir yapıya sahip bir sistem olsa da, çok verimlidir ve aynen

sıralı dizilimdeki gibi yatay yönde kuvvet oluşturmamaktadır. Şekil 1.13 (b)'de bu sınıfta yer alan bir hava aracı görülmektedir.

Kesişen eksenli dizilimde ise iki pervane eğimli bir şekilde helikopterin yanlarında durmaktadır. Bu pervanelerin kanatları birbirleri ile çarpışmadan özel bir mekanik tasarım sayesinde kesişen eksenlerde dönmektedir. Şekil 1.13 (c)'de bu sınıfta yer alan bir hava aracı görülmektedir [10].



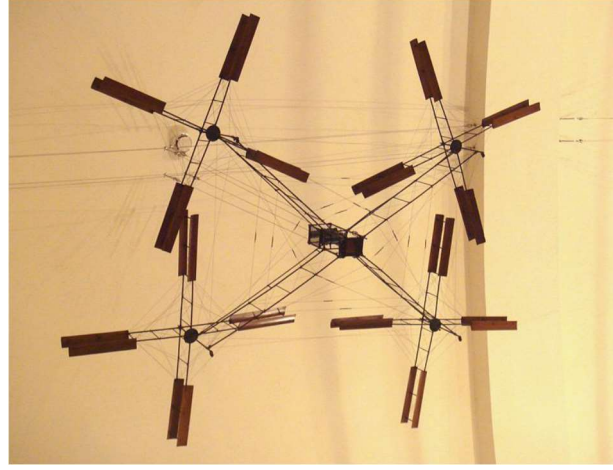
Şekil 1.13 a) Sıralı dizilim b) Eş eksenli dizilim c) Kesişen eksenli dizilim

1.5. Dört Rotorlu Hava Aracı

Dört rotorlu hava aracı sabit kanatlı uçakların aksine kaldırıcı gücünü pervanelerden alan, dört adet rotordan oluşan, havadan ağır bir hava aracı olarak sınıflandırılmıştır. Helikopterin aksine dört rotorlu hava araçlarında grup olarak ayarlanmış simetrik eğimli pervaneler kullanılır. Bu pervanelerin dönme hızlarındaki değişim ile aracın yükseklik ve açı denetimleri gerçekleşir. Dolayısıyla pervane dönüş hızlarındaki bu değişiklik hava aracının tork yükünü, itme/kaldırma kuvvetini ve yönelim hareketlerini değiştirir.

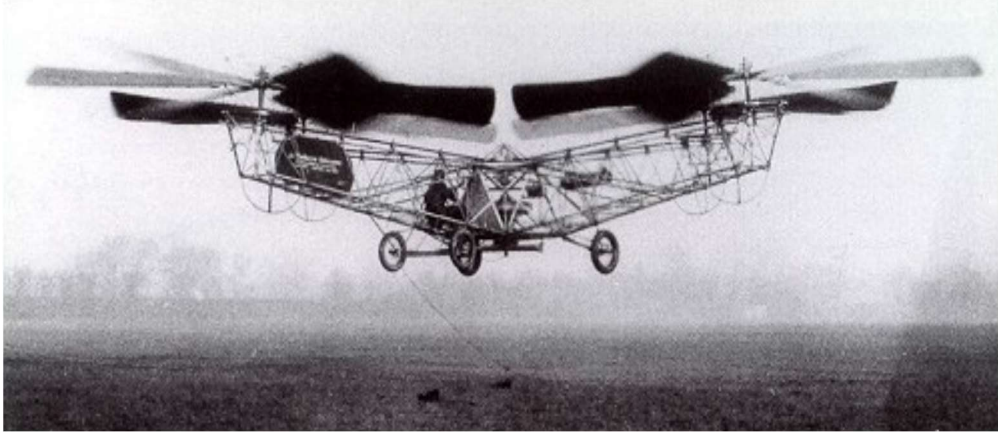
Eski uçuş tarihinde, dört rotorlu hava aracı yapılandırmaları dikey uçuştaki bazı kalıcı sorunlara olası çözümler olarak görülmüştür. Torque bağlı denetim sorunları, bunların yanı sıra kuyruk rotorlarından kaynaklanan verim sorunları, karşı yönlü ve daha kısa pervaneler ile minimum seviyeye indirilmiştir. 1920'lerde dört rotorlu hava araçlarına örnek verilebilen bir dizi insanlı tasarımlar ortaya çıkmış, bu tasarımlarla ortaya çıkan araçlar ilk başarılı havadan ağır, dikey kalkış ve iniş yapabilen araçlar arasında yer almıştır.

Dört rotorlu hava aracı çalışmaları yirminci yüzyılda başlamıştır. İlk dört rotorlu hava aracı prototipi Fransız araştırmacılar Louis ve Jacques Breguet tarafından 1907 yılında "Gyroplane No.1" ismiyle üretilmiştir. Şekil 1.14'te görülen dört rotorlu hava aracı bilinen en eski dört rotorlu hava aracı tasarımıdır.



Şekil 1. 14 Gyroplane no:1

Diğer bir çalışma ise Amerika'nın Ohio eyaletinden George de Bothezat tarafından 1923 yılında Octopus adlı bir hava aracı prototipi yapılmıştır. Şekil 1.15'te görülen bu araç günümüzde dört rotorlu hava aracı olarak bilinen hava araçlarının temel yapısını ortaya koymuştur [11].



Şekil 1. 15 Octopus

1.6. Literatür Araştırması

Dört rotorlu insansız hava araçları üzerine yapılan çeşitli makale ve tez çalışmaları incelenmiş, çalışmaların hangi alanda yoğunlaştığı, elde edilen başarı düzeyi gibi çeşitli bilgi birikimi literatür araştırması ile sunulmuştur.

Lindsey, Mellinger, Kumar; GRASP Lab, University of Pennsylvania'da gelecekte bu hava araçları ile inşaatların yapılabileceğini maket inşaat yapımıyla göstermişlerdir. Bu

çalışmada yükseklik ve konum denetiminin değişen yük koşullarında oldukça hassas bir şekilde yapılması gerekliliği vurgulanmış, konum ve yüksekliğin belirlenmesinde geleneksel denetleyiciler kullanılmıştır [12].

Kushleyev, Mellinger ve Kumar; GRASP Lab, University of Pennsylvania'da dört rotorlu insansız hava araçlarının birbiri ile ağ kurularak koordineli bir şekilde çalışabileceği, birbirine ve yer eksenine göre anlık konum doğruluğu arttıkça daha iyi sonuçlar elde edildiği gösterilmiştir [13].

Aksakal ve Arıkan; yük taşıma amaçlı kullanılacak olan dört rotorlu uçan platformun modellenmesi ve yöneliminin uyarmalı gürbüz denetimini incelemiştir. Burada yüksek doğruluğa sahip denetim elde edilmek istenmiştir [4].

Altın; dört rotorlu insansız hava aracının yükseklik denetimini yapmış, durum kestirimi ve gürültüleri için bütünleyici filtre kullanmıştır [14].

Tosun; benzetim çalışmalarında PID, LQR (linear quadratic regulator) ve model referans adaptif denetim yöntemi olmak üzere üç farklı tip denetleyici ile sonuçlar elde etmiştir. Benzetim aşamasında doğrusal model yeterli performansı sağlamış, ancak sistemin x, y, z eksenlerinde denetim başarısını artırmak için doğrusal olmayan denetleyicilere ihtiyaç duymuştur. Gerçek sistem üzerine uygulama aşamasında ise adaptif denetleyici kullanılarak daha uygun sonuçlar elde edilmiştir [15].

Güçlü; yönelim dinamiklerinin denetimini elde etmek için LQR tip denetleyici, sapma ve yükseklik denetimi için iki farklı tip PID denetleyici tasarlamış, sisteme uygulamış ve sonuç değerlendirmesi yapmıştır [16].

Merç ve Bayılmış; çalışmalarında dört rotorlu insansız hava aracının yapısından, yapısında kullanılan elemanlardan, bu tür hava aracının nerelerde kullanıldığı bilgisini ve kullanım alanları ile ilgili bir çalışma yapmıştır [17].

Eresen; çalışmasında döner kanat tipinde bir insansız hava aracının matematiksel denklemlerini Newton-Euler yöntemini kullanarak çıkarmış ve sistemin alt seviye denetimini gerçekleştirmiştir. Alt seviye denetimini PID denetleyici kullanarak gerçekleştirmiş, ani değişimlere sahip bir yörünge denetleyiciyi test etmiş ve makul bir hata ile aracın istenilen yörüngeyi takip ettiğini, kalkış ve inişlerde oldukça başarılı olduğu sonucunu elde etmiştir [18].

Gönenç ve arkadaşları; çalışmalarında çok rotorlu hava araçlarının matematiksel modellemesi ve adaptif denetimi konu almıştır. Helikopter modelleme ve analiz programı olan Heli-Dyn yazılımı kullanılarak dört rotorlu hava aracının modellemesini

gerçekleştirmişlerdir. Modellenen sistem kullanılarak boylamsal ve yanal kanallarda adaptif otopilot algoritmaları geliştirilip, çeşitli dinamik benzetimler ile çok rotorlu sistemin adaptif denetimi gerçekleştirilmiştir [19].

Holger Voos; çalışmasında doğrusal olmayan hava aracı dinamiklerini geri beslemeli doğrusallaştırma yöntemi ile yenmeye çalışmıştır. Yöntemini ticari bir mikro İHA üzerinde gömülü mikro denetleyici kullanarak gerçekleştirmiştir [20].

Tayebi ve McGilvray; çalışmalarında farklı bir geri beslemeli denetim yöntemi kullanarak Coriolis ve cayroskopik momentlerin bastırılması ile kararlı uçuş denetimini sağlamaya çalışmışlardır. Öngördükleri denetleyiciyi küçük ölçekli dört rotorlu insansız hava aracı ile deneysel olarak test etmişlerdir [21].

Bouabdallah ve arkadaşları; dikey iniş kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının Euler açı parametrelerine dayalı durum denetimini detaylı olarak açıklamışlardır. Doğrusal olmayan PI denetleyici ve geri adımlama (backstepping) yöntemlerinin kombinasyonu temel alınarak denetim stratejileri oluşturulmuştur. Parametrelerin hassasiyetinin düşük olması bu yöntemlerde zorluk olarak tanımlanmıştır. Önerilen yaklaşım gerçek zamanlı olarak OS4-Flyer projesinde de deneysel olarak uygulamaya konulmuştur [22].

Guenard ve arkadaşları; doğrusal ve doğrusal olmayan denetim yöntemlerinin yanında İHA üzerine yerleştirilen kamera ile elde edilen görüntü bilgisine dayalı denetim çalışmaları yapmıştır. Duran hedef görüntüleri ile algılanan görüntü arasındaki hataya bağlı olarak İHA hedeflenmesi üzerine çalışmalar yapılmıştır [23].

Nicol ve arkadaşları; quadrotor modelleme hatası ve rüzgâr bozucuları için kararlılık sağlayacağı düşünülen yeni bir adaptif sinir ağı denetleyici önermiştir. Benzetim uygulaması sonucunda istenilen tutumu elde etmede açıkça görülen bir iyileşme gözlemlenmiştir [24].

1.7. Tezin Amacı ve Yapısı

Bu tez çalışmasında dört rotorlu bir insansız hava aracının belirli bir yükseklikte askıda kalabilmesi için hava aracının modellenmesi, tasarımı ve yükseklik denetimi amaçlanmıştır. Sistem olarak dört rotorlu hava araçları doğrusal olmayan matematiksel modele sahiptirler. Ayrıca aerodinamik parametrelerin ve model belirsizliklerinin sistem üzerinde etkili olması nedeniyle, bu hava araçlarının denetiminde doğrusal denetleyiciler yetersiz kalabilmektedir. Hava aracının, doğrusal olmayan modeli, model belirsizlikleri, dış bozucuların olumsuz

etkilerinden dolayı; yuvarlanma, yunuslama, yönelme açılarının ve yükseklik denetiminin farklı denetleyiciler kullanarak denetim başarısının artırılması hedeflenmektedir.

Bu amaç doğrultusunda dört rotorlu insansız hava aracının matematiksel modeli oluşturularak Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışması yapılmıştır. Benzetim üç farklı denetleyici yapısı; klasik denetleyiciler, kayan kipli denetleyici (KKD), geri adımlamalı denetleyici (GAD) kullanılmış ve benzetim sonuçları elde edilmiştir. Benzetim çalışmasının sonuçları değerlendirilmiş ve en iyi performansı sağlayan denetleyici dört rotorlu insansız hava aracı üzerinde test edilmiştir.

Tezin birinci bölümünde; hava araçlarının tarihi, insansız hava araçlarının sınıflandırılması, birden fazla rotorlu sistemler ve dört rotorlu insansız hava araçları üzerine yapılmış literatür araştırmaları verilmiştir. İkinci bölümde dört rotorlu insansız hava aracının uçuş denetimi, temel uçuş açıları ve temel hareketleri anlatılmıştır. Üçüncü bölümde dört rotorlu insansız hava aracının matematiksel modeli oluşturulmuştur. Dördüncü bölümde dört rotorlu insansız hava aracının denetiminde kullanılan denetim yöntemleri P, I, D denetleyici, KKD, GAD hakkında bilgiler verilmiştir. Beşinci bölümde dört rotorlu insansız hava aracının mekanik ve elektronik bileşenlerinin seçimi, seçilen malzemelerin hava aracı üzerindeki görevi ve özellikleri açıklanmıştır. Altıncı bölümde dört rotorlu insansız hava aracının Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışması yapılarak denetim yöntemlerinden çeşitli sonuçlar elde edilmiş ve bu sonuçların karşılaştırması yapılmıştır. Yedinci bölümde dört rotorlu insansız hava aracının gerçek ortamda benzetim çalışmasından elde edilen parametreler aracılığıyla test edilmiş, tasarımdan uygulamaya geçiş aşamasında yaşanan problemler ele alınmış, dört rotorlu insansız hava aracının test aşaması ve uçuş denemesi anlatılmıştır. Son bölümde ise elde edilen sonuçların değerlendirmesi yapılarak çalışma sonlandırılmıştır.

2. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI










Dört rotorlu insansız hava aracı (Quadrotor) altı serbestlik derecesine sahip birbirinden bağımsız denetlenen dört adet rotordan oluşan uzaktan veya otonom olarak denetimi yapılabilen bir hava aracı olarak tanımlanmaktadır.

Teknolojik gelişmelere paralel olarak küçük boyutu ve atik manevra yapabilme yeteneği ile açık havanın yanı sıra kapalı alanlarda da uçabilen dört rotorlu insansız hava araçları üretilmiştir. Bu alandaki gelişimler dört rotorlu insansız hava aracının ölçekli helikopterler üzerinde birçok avantaja sahip olduğunu göstermiştir. İlk olarak, dört rotorlu hava araçlarında pervaneler sabit eğim açısına sahip olduklarından dolayı, pervanelerin eğim açısını değiştirmek için mekanik eklem mekanizmasına ihtiyaç duyulmaz. Bu durum araçların tasarımını ve bakımlarını kolaylaştırır. İkinci olarak, dört rotorun kullanımı her bir rotorun uçuş sırasında daha az kinetik enerjiye sahip eşdeğer helikopter rotorlarından daha küçük çapta pervanelere sahip olmasını sağlar. Küçük çaplı pervaneler herhangi bir kaza anında büyük çaplı pervanelere göre aracın daha az zarar görmesini sağlar. Bu nedenle küçük ölçekli pervaneler bu araçları daha güvenli hale getirir.

Son yıllarda birçok üniversitede yapılan araştırmalar, dört rotorlu hava araçlarının karmaşık hava manevralarını başarıyla gerçekleştirdiğini göstermiştir. Dört rotorlu hava aracı manevra yeteneklerine sahip olduğu için her türlü durum ve çevrede kullanımı rahattır. Otonom uçuş özelliğine veya uzaktan denetim imkanına sahip olan dört rotorlu hava araçları insanları tehlikeli ortamlara girmekten kurtarabilir. Bu özellik araştırmalardaki ilginin artmasında önemli rol oynamıştır.

Dört rotorlu hava aracı üzerine gerek akademik çalışmalar, gerek ticari çalışmalar ve üretimler oldukça yaygınlaşmıştır. Öyle ki günümüzde her amaca ve bütçeye uygun ürünler bulmak mümkündür. Ticari dört rotorlu hava aracı platformlarının faydalı yük ve uçuş süresi özellikleri, kullanım esnekliği ve amacı Tablo 2.1' de özetlenmiştir [25-26].

Tablo 2. 1 Ticari dört rotorlu hava aracı platformları

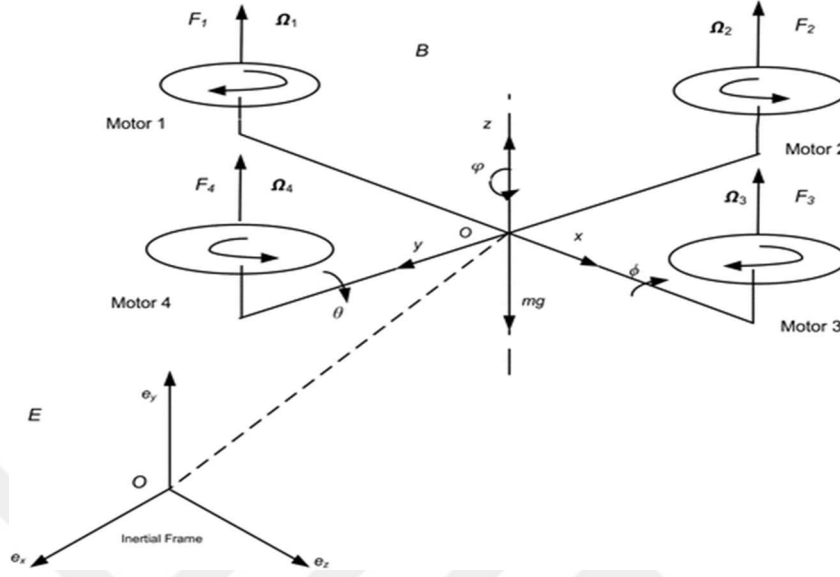
	Model	Kullanım Amacı	Faydalı Yük	Uçuş süresi	Fiyat
	Silverlit X-Ufo	Oyuncak	-	-	150\$
	Parrot ArDrone	Amatör	-	15dk	350\$
	Xaircraft 450X	Amatör, hobi	200g	7dk	400\$
	Gauai 500X	Amatör, hobi	350g	7dk	600\$
	Arducopter	Amatör, video, hobi	500g	10dk	900\$
	AscTec Hummingbird	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	200g	20dk	6000\$
	QuadroKopter XL	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	1kg	25dk	8.000\$
	Draganfly X4-ES	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	700g	15dk	15.000\$
	Microdrone md4-200	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	200g	35dk	10.000\$
	Microdrone md4-1000		1.2kg	88dk	40.000\$

2.1. Uçuş Denetimi

Dört rotorlu insansız hava aracı tork dengesizliğini önleyebilmek için karşılıklı olarak aynı yönde dönen iki çift pervaneye sahiptir. Şekil 2.1’de görüldüğü gibi birinci ve üçüncü rotor aynı yönde dönerken, ikinci ve dördüncü rotor aynı yönde fakat birinci ve üçüncü rotarlara ters yönde dönmektedir.

Dört rotorlu insansız hava aracının dört pervanesi de aynı hızda dönerek dönme hızına, dolayısıyla itki kuvvetine bağlı olarak aracı yükseltebilir, alçaltabilir ya da havada askıda kalmasını sağlayabilmektedir. Ayrıca birinci ve üçüncü motorların hızlarının değişimiyle yunuslama açısının değişmesine, ikinci ve dördüncü motorların hızlarının değişimiyle yalpalama açısının değişmesine, aynı yönde dönen karşılıklı rotorların hızlarının aynı büyüklükte değişmesiyle sapma açısının değişmesine olanak sağlar. Bu açılar sistemin

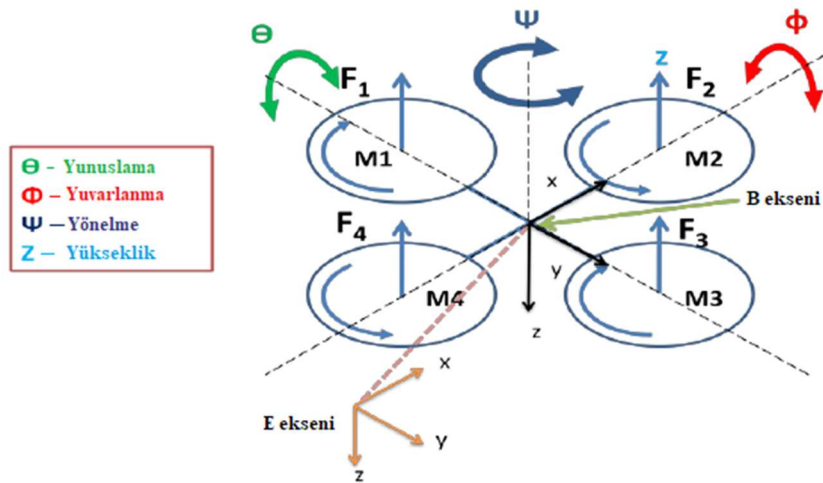
dinamik modelinin en önemli yapısını oluşturur. Elde edilecek dinamik model, sistem davranışının zamanla değişimini açıklayabilmek için kullanılır.



Şekil 2.1 Uçuş denetimi

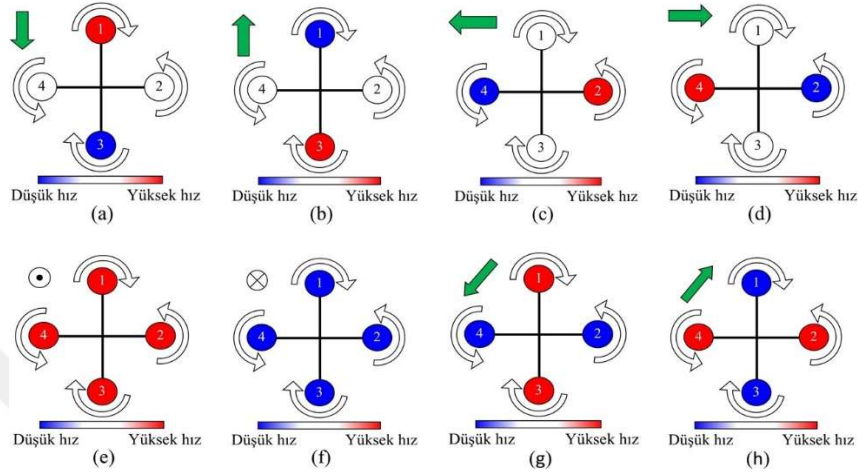
2.2. Quadrotorun Temel Uçuş Açıları

Quadrotorların Şekil 2.2’de gösterildiği gibi üç temel uçuş açısı vardır. Bunlar yuvarlanma (roll), yunuşlama (pitch) ve yönelme (yaw) açıları olarak isimlendirilirler. Her bir açının değişimi quadrotor üzerinde farklı bir eylemin gerçekleşmesini sağlar.



Şekil 2.2 Quadrotor temel uçuş açıları

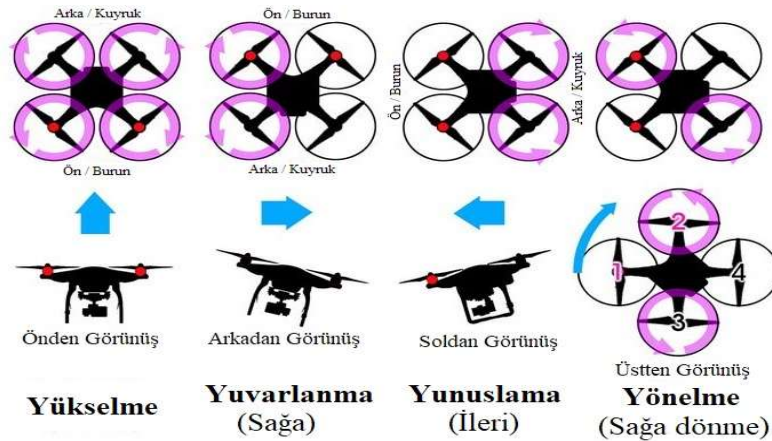
Quadrotorun Şekil 2.3 (a-b)'de ileri ve geri hareketini sağlayan yunuslama açısı, Şekil 2.3 (c-d)'de sağa ve sola hareketi sağlayan yuvarlanma açısı, Şekil 2.3 (e)'de yükselme hareketi, Şekil 2.3 (f)'de alçalma hareketi ve Şekil 2.3 (g-h)'ta yönelme açısı durumları gösterilmektedir.



Şekil 2.3 (a-b-c-d-e-f-g-h) Quadrotor denetimi

2.3. Quadrotorun Temel Hareketleri

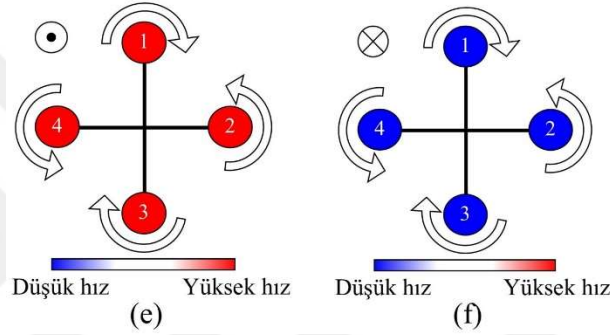
Quadrotorun yapabildiği yükselme-alçalma, sağa-sola, ileri-geri, kendi ekseninde dönme olmak üzere dört temel hareketi vardır. Şekil 2.4'te bu hareketler; yükselme-alçalma, sağa-sola, ileri-geri ve kendi ekseninde dönme olmak üzere sırasıyla verilmiştir [25,27].



Şekil 2.4 Quadrotorun temel hareketleri

2.3.1. Dikey Hareket (Altitude)

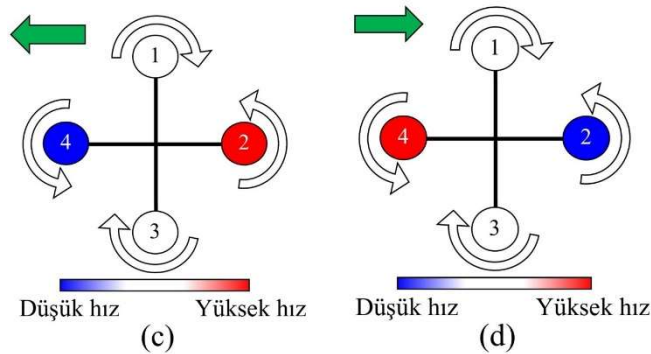
Dikey hareket quadrotorun yükselmesini, alçalmasını ve havada askıda kalmasını sağlayan dört temel hareketten biridir. Quadrotor pervanelerinin eşit büyüklükte dönüş hızının, dolayısıyla itki gücünün artması suretiyle yükselme hareketini, itki gücünün azalmasıyla alçalma hareketini gerçekleştirir. Quadrotorun havada askıda kalması durumu ise pervanelerin oluşturduğu toplam itki kuvvetinin quadrotorun kütesini kaldırmaya eşdeğer gelen kuvvete eşit olmasıyla sağlanır. Şekil 2.5 (e)'de yükselme hareketi, Şekil 2.5 (f)'de ise alçalma hareketi görülmektedir.



Şekil 2. 5 Yükselme hareketi (a), Alçalma hareketi (b)

2.3.2 Yuvarlanma Hareketi

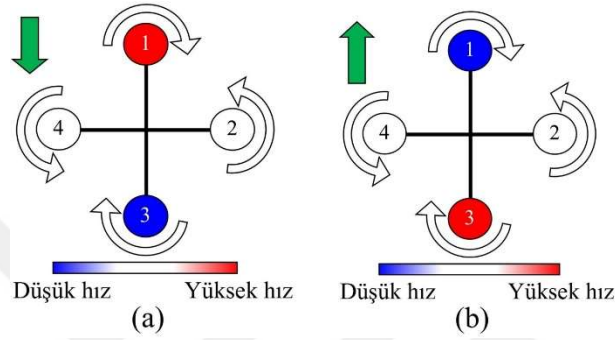
Yuvarlanma hareketi birinci ve üçüncü motorun bulunduğu x eksenini etrafında meydana gelen dönme sonucunda oluşan harekettir. Yuvarlanma hareketi sonucunda quadrotor sağa veya sola doğru hareketlerini gerçekleştirebilir. Quadrotorun Şekil 2.6 (c)'de sola doğru ve Şekil 2.6 (d)'de sağa doğru hareketi görülmektedir.



Şekil 2. 6 Yuvarlanma hareketi

2.3.3. Yunuslama Hareketi

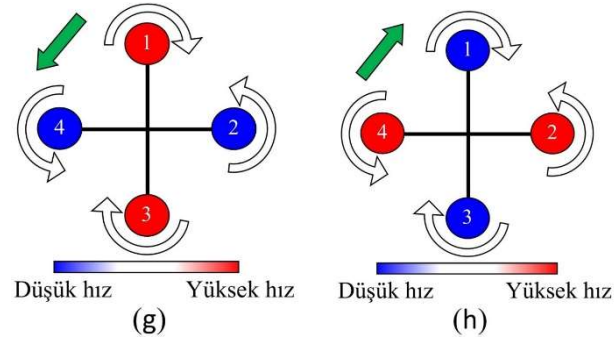
Yunuslama hareketi ikinci ve dördüncü motorun bulunduğu y eksenini etrafında meydana gelen dönme sonucunda oluşan harekettir. Yunuslama hareketiyle quadrotor ileriye veya geriye doğru hareketlerini gerçekleştirebilir. Quadrotorun Şekil 2.7 (a)'da geriye doğru ve Şekil 2.7 (b)'de ileriye doğru hareketi görülmektedir.



Şekil 2. 7 Yunuslama hareketi

2.3.4. Yönelme Hareketi

Yönelme hareketi quadrotorun dikey eksen etrafında, motorların dönmesi sonucu oluşturduğu torklara ters yönde oluşan torklar ile sağ veya sola doğru dönme eylemini gerçekleştiren harekettir. Yönelme hareketi ile quadrotor önünün uçuş esnasında gideceği istikamete dönmesi sağlanır. Quadrotorun sola doğru yönelme hareketi Şekil 2.8 (g)'de, sağa doğru yönelme hareketi Şekil 2.8 (h)'de görülmektedir.



Şekil 2. 8 Yönelme hareketi

3. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ

Dört rotorlu insansız hava aracının matematiksel modeli, aracın kinematik ve dinamik denklemlerinden yararlanılarak bazı kabul ve varsayımlar doğrultusunda elde edilen matematiksel ifadedir. Benzetim çalışmasının yapılması ve denetleyici tasarımı için aracın matematiksel modelinin elde edilmesi gerekir.

3.1. Kabuller ve Varsayımlar

Dört rotorlu insansız hava aracının dinamik modelinin elde edilmesinde, araç üç boyutlu ortamda hareket eden katı bir cisim olarak düşünülür ve cismin gövdesine uygulanan tork ve kuvvetler bu kabule göre elde edilir. Dinamik ve kinematik model, sistem davranışının zamanla değişimini açıklayabilmek için kullanılır. “*Kinematik, cisimlerin hareketlerini, bu hareketlere neden olan ya da bu hareketler sonucunda oluşan kuvvetlerden bağımsız olarak inceleyen fizik dalıdır. Kinematik hareketli cisimlerdeki noktaların uzaydaki konumlarını, bu noktaların birim zamanda aldıkları yolu (hız) ve hızlarında birim zamanda ortaya çıkan değişimleri (ivme) açıklamayı amaçlar [28].*”

Bu çalışmada dört rotorlu insansız hava aracının Newton-Euler yöntemine göre kinematik ve dinamik modelinin elde edilmesinde aşağıdaki kabuller yapılmıştır.

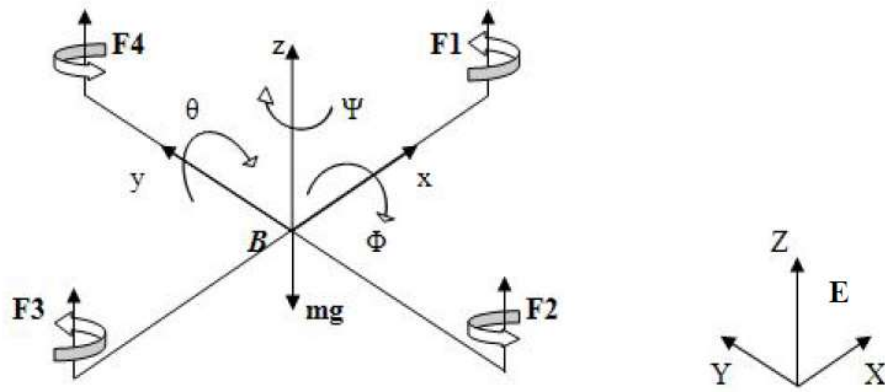
- Modeldeki bütün parçalar sabit kütleli katı (rijit) cisim olduğu,
- Dört rotorlu insansız hava aracının tam olarak simetrik bir yapıda olduğu,
- Hava basıncı etkisinin önemsenmediği,
- Pervanelerden elde edilen itme ve sürüklenme kuvveti, rotor hızının karesiyle orantılı olduğu kabul edilmektedir.

3.2. Kinematik Model

Quadrotor kinematik modelinin elde edilmesinde, öncelikle kullanılacak koordinat noktaları belirlenir. Bu koordinatlar Şekil 3.1’de yer koordinat referansı E_x , E_y , ve E_z eksenleri, quadrotorun gövde koordinat referansı B_x , B_y ve B_z eksenleri olarak

gösterilmektedir. Yer koordinat eksenleri ile quadrotorun gövde koordinat eksenleri arasındaki mesafe kesin olarak $r = [x \ y \ z]^T$ ile tanımlanır.

Euler dönüşümü kullanılarak R dönüşüm matrisi elde edilir ve böylece quadrotorun yer eksenine göre yönelimi elde edilmiş olur. Quadrotorun yönelimi sırasıyla B_x , B_y , B_z eksenlerini temsil eden yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açıları kullanılarak açıklanmaktadır [29].



Şekil 3. 1 Quadrotor gövde eksenleri (B) ve sabit yer eksenleri (E) koordinatları

B_x , B_y , B_z eksenlerindeki dönüşüm matrisleri yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açıları kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilir.

B_z eksenleri için dönüşüm matrisi;

$$R_{i^{v1}} = R(\Psi, z) = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

B_y eksenleri için dönüşüm matrisi;

$$R_{v1^2} = R(\theta, y) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

B_x eksenleri için dönüşüm matrisi;

$$R_{v2^b} = R(\Phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$R_i^b = R(\Phi, x) * R(\theta, y) * R(\Psi, z) \quad (3.4)$$

$$R_i^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$R = (R_i^b)^T = R_b^i \quad (3.6)$$

Dönüşüm matrisi(R):

$$R = \begin{bmatrix} \cos\Psi\cos\theta & \cos\Psi\sin\theta\sin\Phi - \sin\Psi\cos\Phi & \cos\Psi\sin\theta\cos\Phi + \sin\Psi\sin\Phi \\ \sin\Psi\cos\theta & \sin\Psi\sin\theta\sin\Phi + \cos\Psi\cos\Phi & \sin\Psi\sin\theta\cos\Phi - \sin\Phi\cos\Psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\Phi & \cos\theta\cos\Phi \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Denklem (3.7)'de görülen R dönüşüm matrisi ile quadrotor eksenlerindeki yönelim yer eksenine aktarılır. Denklem (3.4)'ten (3.7)'ye kadar gösterilen işlem adımları ile R dönüşüm matrisi yukarıdaki işlemler sırasıyla uygulanarak elde edilir [30-32].

$$\dot{\eta} = [\dot{\Phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\Psi}]^T \quad (3.8)$$

$$\omega = [p \ q \ r]^T \quad (3.9)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R(\dot{\Phi}) \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Phi)R(\dot{\theta}) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Phi)R(\theta)R(\dot{\Psi}) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} - \sin\theta * \dot{\Psi} \\ \cos\Phi * \dot{\theta} + \sin\Phi * \cos\theta * \dot{\Psi} \\ -\sin\Phi * \dot{\theta} + \cos\Phi * \cos\theta * \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$\omega = R_r * \dot{\eta} \quad (3.13)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Quadrotorun üç eksen takımındaki açısal hızlarını elde etmek için quadrotorun koordinat eksenlerindeki hızı veren atalet ölçüm ünitesi (Inertial Measurement Unit - IMU) sensörü kullanılır. Böylece hava aracının eksen takımlarında yer alan üç eksen takımı etrafındaki $\omega = [p \ q \ r]^T$ açısal hızları ölçülür, fakat Euler oranlarını $\dot{\eta} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ doğrudan ölçme imkanı olmadığından bir dönüşüm uygulanarak elde edilir. Euler açısal hızlarını E eksen takımından B eksen takımına taşımak için denklem (3.10)'da görüldüğü gibi dönüşüm matrisleriyle çarpılarak denklem (3.14) elde edilir [29].

3.3 Dinamik Model

Quadrotor denklemleri dönme (rotasyonel) hareket denklemleri ve dönüşüm (translasyonel) hareket denklemleri olmak üzere iki ana bölüm altında incelenir.

3.3.1. Dönme Hareket Denklemleri

Dönme hareket denklemleri Newton-Euler yöntemi kullanılarak B eksen takımından türetilen hareket denklemlerdir.

B eksen takımına etki eden moment denklemi;

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega + M_G = M_B \quad (3.15)$$

Burada J - quadrotorun diyagonal atalet matrisini, ω - quadrotorun açısal hız vektörünü, M_G - rotor ataletinden kaynaklanan jiroskopik momenti, M_B - B eksen takımına etki eden momenti ifade etmektedir.

Rotor ataletinden kaynaklanan jiroskopik moment;

$$M_G = \omega \times [0 \ 0 \ J_r \Omega_r]^T \quad (3.16)$$

Burada J_r - rotor ataletini, Ω_r - quadrotorun z eksenini dönüsel dengesizliğini, $\Omega_{1 \text{ to } 4}$ - rotor açısal hızını (Ω_1 : birinci motorun rotor açısal hızı) ifade etmektedir.

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (3.17)$$

Denklem (3.15)'te gösterilen $J\dot{\omega}$ ve $\omega \times J\omega$ ifadesi B eksen takımının açısıl momentum değişiminden sorumludur ve denklem (3.16)'da belirtilen jiroskopik moment denklem (3.15)'te yerine konulursa quadrotorun B eksen takımına etki eden moment ifadesi, yani quadrotorun dönme hareket denklemi denklem (3.18)'deki gibi elde edilir.

$$J\dot{\omega} + \omega \times J\omega + \omega \times [0 \ 0 \ J_r \Omega_r]^T = M_B \quad (3.18)$$

Dört rotorlu insansız hava aracının simetrik bir yapıda olmasından dolayı birim matris; B eksen takımında x, y, z eksenlerindeki atalet momentlerini içeren köşegen matris olduğu kabul edilir ve böylece x, y, z eksenlerindeki atalet momentleri I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} olarak J atalet matrisi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Denklem (3.18)'de verilen quadrotor momentleri (M_B), rotor tarafından üretilen moment ve aerodinamik kuvvetler olmak üzere iki fiziksel etkiyle tanımlanır. Rotorlar tarafından üretilen itki kuvveti döndürme etkisini gerçekleştirir ve böylece kuvvet ile kuvvet kolu çarpımı sonucunda moment etkisi ortaya çıkar. Rotorlar tarafından üretilen kuvvet ve moment denklemleri; kuvvet denklemi F_i , moment denklemi M_i aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$F_i = \frac{1}{2} \rho A C_T r_p^2 \Omega_i^2 \quad (3.20)$$

$$M_i = \frac{1}{2} \rho A C_D r_p^2 \Omega_i^2 \quad (3.21)$$

Burada ρ - havanın yoğunluğunu, A - pervane alanını, C_D, C_T - aerodinamik katsayıları, r_p - pervane yarıçapını, Ω_i - i'nci rotorun açısıl hızını ifade etmektedir.

Denklem (3.20) ve (3.21)'de görüldüğü üzere aerodinamik kuvvet ve momentlerin pervane tasarımı ve hava yoğunluğuna bağlı olduğu görülmektedir. Quadrotorlarda maksimum irtifanın sınırlı olması nedeniyle hava yoğunluğu sabit kabul edilir, ayrıca quadrotorda kullanılan pervane sabit türde bir pervane olduğundan, uçuş esnasında

değişmeyeceğinden dolayı pervane yarıçapı ve alanı da sabittir. Sonuç olarak bu sabitler tek bir sabit olarak düşünüldüğünde denklem (3.20) ve (3.21)'i yeniden yazılırsa, yeni eşitlik aşağıdaki gibi yazılır.

Kuvvet denklemi;

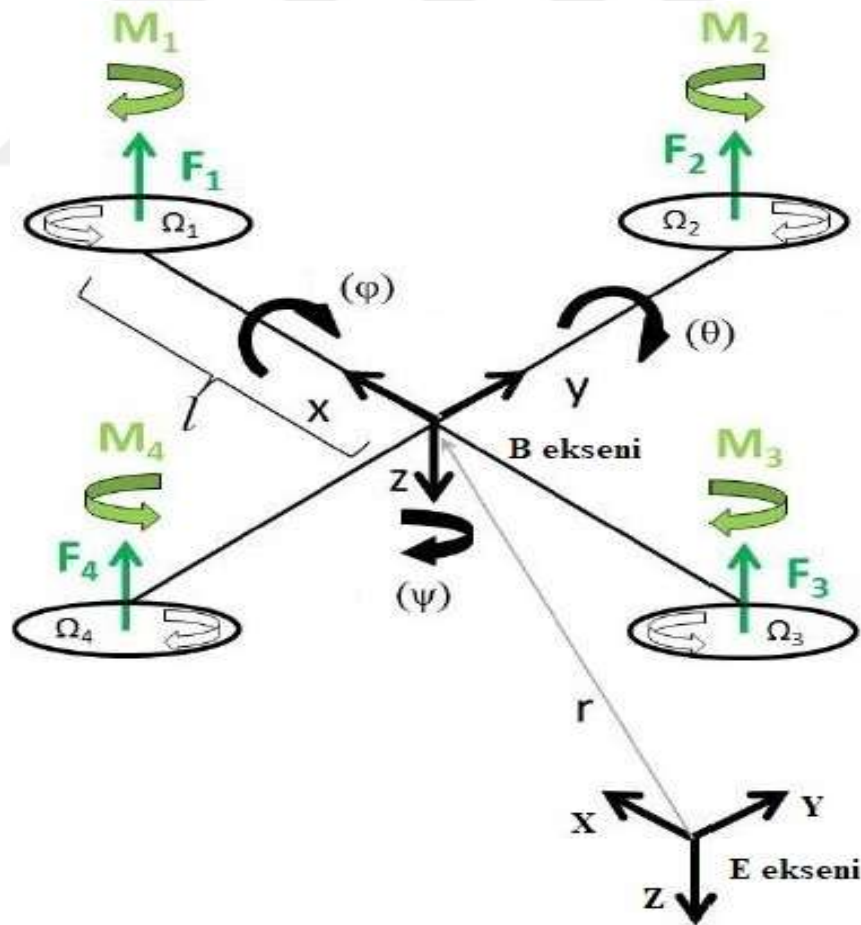
$$F_i = b\Omega_i^2 \quad (3.22)$$

Moment denklemi;

$$M_i = bl\Omega_i^2 \quad (3.23)$$

Burada b - aerodinamik kuvvet sabitini, l - kuvvet kolunu ifade etmektedir.

Pervaneler tarafından üretilen moment ve kuvvetlerin etkisini quadrotor üzerinde inceleyerek x, y, z eksenleri üzerindeki momentler yazılır. Şekil 3.2 incelendiğinde her bir rotor üzerinde oluşan kuvvet (F_i) ve moment (M_i) görülmektedir.



Şekil 3. 2 Quadrotor üzerindeki kuvvetler ve momentler

Momentler quadrotorun ağırlık merkezine göre yazılır. X eksenindeki moment quadrotorun ağırlık merkezine göre yazılırsa M_x momenti denklem (3.24)'teki gibi ifade edilir [33].

$$\begin{aligned}
 M_x &= -F_2l + F_4l \\
 M_x &= -b\Omega_2^2l + b\Omega_4^2l \\
 M_x &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2)
 \end{aligned} \tag{3.24}$$

Y eksenindeki momenti quadrotorun ağırlık merkezine göre yazılırsa M_y momenti denklem (3.25)'teki gibi ifade edilir [33].

$$\begin{aligned}
 M_y &= F_1l - F_3l \\
 M_y &= b\Omega_1^2l - b\Omega_3^2l \\
 M_y &= lb(\Omega_1^2 - \Omega_3^2)
 \end{aligned} \tag{3.25}$$

Motorların dönmesi sonucunda oluşan itki kuvveti quadrotorun z ekseninde herhangi bir moment oluşmasına neden olmaz. Quadrotorun z ekseninde oluşan moment rotorların dönmesi sonucunda oluşan momente karşı tepki olarak meydana gelen tork ile oluşur. Quadrotorun z eksenindeki moment hesabı denklem (3.26)'da gösterildiği gibi olmaktadır.

$$\begin{aligned}
 M_i &= d\Omega_i^2 \\
 M_z &= M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \\
 M_z &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)
 \end{aligned} \tag{3.26}$$

Burada d - aerodinamik moment sabitini ifade etmektedir.

Vektör formundaki (3.24), (3.25) ve (3.26) denklemler tek bir formda birleştirilirse matris formunda yazılarak denklem (3.27) elde edilir.

$$M_B = \begin{bmatrix} lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ lb(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \tag{3.27}$$

3.3.2. Dönüşüm Hareket Denklemleri

Dönüşüm (Translasyonel) hareket denklemi Newton'un ikinci yasasına dayanarak sabit eksen takımına göre türetilir.

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + RF_B \quad (3.28)$$

Burada $r = [x \ y \ z]^T$ quadrotorun E eksenine olan uzaklığını, m - quadrotorun toplam kütleini, g - yerçekimi ivmesini ($g= 9.81 \text{ m/s}^2$), F_B - yerçekimsiz quadrotor rotorlarının toplam itki kuvvetini ifade etmektedir.

Denklem (3.20) kullanılarak her bir rotorun itki kuvveti hesaplanır ve hesaplanan bu kuvvetler toplanarak quadrotorun toplam itki kuvveti elde edilir.

$$F_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

Toplam itki kuvveti (3.29)'da verildiği gibi matris formunda ifade edilir. Matris formunun ilk iki satırının sıfır olmasının nedeni X ve Y eksenlerinde herhangi bir kuvvetin oluşmamasından dolayıdır. Z ekseninde oluşan toplam itki kuvvetinin eksi işaretli olmasının nedeni Şekil 3.2'de görüldüğü gibi kuvvet yönüyle ilgilidir.

3.4. Quadrotor Durum Uzay Modeli

Quadrotorun açısal hız, çizgisel hız ve ivmelenme denklemlerinin bir arada açıkça ifade edildiği gösterim biçimidir.

3.4.1. Durum Vektörü U_x

Quadrotorun durum vektörü (3.30)'da belirtildiği gibi tanımlanır ve durum vektöründe yer alan ifadeler (3.31)'de gösterilen quadrotorun serbestlik derecelerine karşılık gelir. Durum vektörü quadrotorun pozisyonunu, açılarını ve doğrusal hızını ifade etmekte kullanılır.

$$U_x = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4 \ u_5 \ u_6 \ u_7 \ u_8 \ u_9 \ u_{10} \ u_{11} \ u_{12}]^T \quad (3.30)$$

$$U_x = [\Phi \ \dot{\Phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \Psi \ \dot{\Psi} \ z \ \dot{z} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y}]^T \quad (3.31)$$

3.4.2. Quadrotor Denetim Girişi

Denetim giriş vektörü T, quadrotorun x, y, z eksenlerinde meydana gelen itki kuvveti değişimlerini ifade eder.

$$T = [T_z \ T_\phi \ T_\theta \ T_\psi] \quad (3.32)$$

$$T_z = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.33)$$

$$T_\phi = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (3.34)$$

$$T_\theta = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (3.35)$$

$$T_\psi = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.36)$$

Quadrotor denetim girişleri (3.33), (3.34), (3.35), (3.36)'da verilen denklemlerle ifade edilir. Quadrotorun yükselme, alçalma ve askıda kalması için gerekli olan itki kuvvetini denetim girişi T_z , x eksenini için denetim girişi T_ϕ , y eksenini için denetim girişi T_θ , z eksenini için denetim girişi T_ψ ile ifade edilir.

Denklem (3.33), (3.34), (3.35), (3.36) ifadelerini matris formunda yazılırsa denklem (3.37)'de ki gibi bir ifade elde ederiz.

$$\begin{bmatrix} T_z \\ T_\phi \\ T_\theta \\ T_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -b & 0 & b \\ b & 0 & -b & 0 \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Denetim girişleri, durum vektöründe yer alan değişkenler üzerinde etkilidir. Her bir denetim girişinin etkili olduğu durum vektörü değişkeni ifade edilerek; T_z denetim girişi, durum vektöründeki z ve \dot{z} , T_ϕ denetim girişi, durum vektöründeki Φ ve $\dot{\Phi}$, T_θ denetim girişi, durum vektöründeki θ ve $\dot{\theta}$, T_ψ denetim girişi, durum vektöründeki Ψ ve $\dot{\Psi}$ değişkenleri üzerinde etkilidir.

Pervanelerin oluşturduğu itki kuvvetini kabuller ve varsayımlar bölümünde rotorların açısal hızlarının karesiyle doğru orantılı olarak kabul edilmiştir. Bu kabulden yararlanarak rotor hızlarını hesaplamak için denklem (3.37) kullanılarak matris hesabı ile rotorların açısal hız hesabı denklem (3.38)'de ki gibi yazılır.

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2b} & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2b} & 0 & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2b} & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2b} & 0 & -\frac{1}{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_z \\ T_\phi \\ T_\theta \\ T_\psi \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Matris formunda ifade edilmiş denklem (3.38)'de yer alan her bir rotor hızı hesabı aşağıdaki gibi yazılırsa;

$$\Omega_1 = \sqrt{\left(\frac{1}{4b} T_z + \frac{1}{2b} T_\theta + \frac{1}{4d} T_\psi\right)} \quad (3.39)$$

$$\Omega_2 = \sqrt{\left(\frac{1}{4b} T_z - \frac{1}{2b} T_\phi - \frac{1}{4d} T_\psi\right)} \quad (3.40)$$

$$\Omega_3 = \sqrt{\left(\frac{1}{4b} T_z - \frac{1}{2b} T_\theta + \frac{1}{4d} T_\psi\right)} \quad (3.41)$$

$$\Omega_4 = \sqrt{\left(\frac{1}{4b} T_z + \frac{1}{2b} T_\phi - \frac{1}{4d} T_\psi\right)} \quad (3.42)$$

Her bir rotorun açısal hızı denklem (3.39-3.42) kullanılarak hesaplanır. Birinci motorun açısal hızı denklem (3.39), ikinci motorun açısal hızı denklem (3.40), üçüncü

motorun açısal hızı denklem (3.41), dördüncü motorun açısal hızı denklem (3.42) kullanılarak elde edilir.

Quadrotorun dönme hareket denklemleri; quadrotorun açı değişimlerinden sorumlu olan ve denklem (3.34), (3.35), (3.36)'da açıkça yazılan momentleri aşağıdaki gibi matris formunda yazılarak denklem (3.43) elde edilir.

$$M_B = \begin{bmatrix} lT_\phi \\ lT_\theta \\ T_\psi \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

Denklem (3.18)'de verilen B eksen takımına etki eden moment eşitliği genişletilerek yeniden yazılırsa denklem (3.44) ifadesi elde edilir.

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} X \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \Omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lT_\phi \\ lT_\theta \\ T_\psi \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

Denklem (3.44)'te matris çarpımları yapılırsa denklem (3.45) yazılır.

$$\begin{bmatrix} I_{xx} \ddot{\Phi} \\ I_{yy} \ddot{\theta} \\ I_{zz} \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} I_{zz} \dot{\psi} - \dot{\psi} I_{yy} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} I_{xx} \dot{\Phi} - \dot{\Phi} I_{zz} \dot{\psi} \\ \dot{\Phi} I_{yy} \dot{\theta} - \dot{\theta} I_{xx} \dot{\Phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} J_r \Omega_r \\ -\dot{\Phi} J_r \Omega_r \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lT_\phi \\ lT_\theta \\ T_\psi \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

Denklem (3.45)'te matris formunda gösterilen açısal ivmeler aşağıdaki şekilde yazılır ve böylelikle quadrotorun açısal ivmeleri elde edilir.

$$\ddot{\Phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_{xx}} T_\phi \quad (3.46)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\Phi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\Phi} \Omega_r + \frac{l}{I_{yy}} T_\theta \quad (3.47)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\Phi} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} T_\psi \quad (3.48)$$

Durum uzay gösteriminde ifade edilen denklem (3.30) ve denklem (3.31) ile verilen, birbirine karşılık gelen ifadeler yerine yazılırsa quadrotorun açılal ivmeleri denklem (3.49), (3.50), (3.51)'deki gibi ifade edilir.

$$\ddot{\phi} = u_6 u_4 \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J_r}{I_{xx}} u_4 \Omega_r + \frac{l}{I_{xx}} T_\phi \quad (3.49)$$

$$\ddot{\theta} = u_6 u_2 \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J_r}{I_{yy}} u_2 \Omega_r + \frac{l}{I_{yy}} T_\theta \quad (3.50)$$

$$\ddot{\psi} = u_4 u_2 \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} T_\psi \quad (3.51)$$

Quadrotorun dönüşüm hareket denklemleri; denklem (3.29)'da verilen ifade içerisindeki eşitliğin yerine denklem (3.33) yazılarak yeni ifade denklem (3.52) aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$F_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_z \end{bmatrix} \quad (3.52)$$

Denklem (3.52) verilen ifadeyi Newton'un ikinci kanunu ile yazılan dönüşüm hareket denklemleri (3.28)'de yerine konularak, bu denklem genişletilirse denklem (3.53) elde edilir. Elde edilen denklemde matris çarpımı yapılarak denklem (3.54) yazılır.

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\Psi c\theta & c\Psi s\theta s\phi - s\Psi c\phi & c\Psi s\theta c\phi + s\Psi s\phi \\ s\Psi c\theta & s\Psi s\theta s\phi + c\Psi c\phi & s\Psi s\theta c\phi - s\phi c\Psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_z \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (c\Psi s\theta c\phi + s\Psi s\phi)(-T_z) \\ (s\Psi s\theta c\phi - s\phi c\Psi)(-T_z) \\ (c\theta c\phi)(-T_z) \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Burada c – cosinus, s – sinus ifadelerinin kısaltılmış sembolleridir.

x, y, z eksenindeki ivmeler denklem (3.54) matris formundan hesaplanarak aşağıdaki şekilde yazılır.

$$\ddot{x} = \frac{-T_z}{m} (\cos\Psi \sin\theta \cos\Phi + \sin\Psi \sin\Phi) \quad (3.55)$$

$$\ddot{y} = \frac{-T_z}{m} (\sin\Psi \sin\theta \cos\Phi - \sin\Phi \cos\Psi) \quad (3.56)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{T_z}{m} (\cos\theta \cos\Phi) \quad (3.57)$$

Durum uzay gösteriminde ifade edilen denklem (3.30) ve denklem (3.31)'de ki birbirine karşılık gelen ifadeler yerine yazılırsa x, y, z eksenindeki ivmeler denklem (3.58), (3.59), (3.60)'ta ki gibi yazılır.

$$\ddot{x} = \frac{-T_z}{m} (\cos u_5 \sin u_3 \cos u_1 + \sin u_5 \sin u_1) \quad (3.58)$$

$$\ddot{y} = \frac{-T_z}{m} (\sin u_5 \sin u_3 \cos u_1 - \sin u_1 \cos u_5) \quad (3.59)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{T_z}{m} (\cos u_3 \cos u_1) \quad (3.60)$$

Buradan da görüldüğü üzere bir quadrotorun matematiksel modelinin oluşturulmasında hem dönme, hem de dönüşüm denklemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Dönme denklemleri kullanılarak quadrotorun açısal hızları elde edilirken dönüşüm denklemleri ile de quadrotorun x, y, z eksenlerinde oluşan ivme denklemleri elde edilmiştir. Böylece quadrotorun yön, hız, ivme verilerine ulaşılabilmektedir.

3.4.3. Durum Uzay Gösterimi

Quadrotorun durum uzay modeli açısal hız, açısal ivme, hız ve ivme bileşenleri kullanılarak aşağıdaki gibi gösterilir [34].

$$\dot{u}_1 = \dot{\Phi} = u_2$$

$$\dot{u}_2 = \ddot{\Phi} = u_6 u_4 \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J_r}{I_{xx}} u_4 \Omega_r + \frac{l}{I_{xx}} T_\phi$$

$$\dot{u}_3 = \dot{\theta} = u_4$$

$$\dot{u}_4 = \ddot{\theta} = u_6 u_2 \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J_r}{I_{yy}} u_2 \Omega_r + \frac{l}{I_{yy}} T_\theta$$

$$\dot{u}_5 = \dot{\Psi} = u_6$$

$$\dot{u}_6 = \ddot{\Psi} = u_4 u_2 \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} T_\psi$$

$$\dot{u}_7 = \dot{z} = u_8$$

$$\dot{u}_8 = \ddot{z} = g - \frac{T_z}{m} (\cos u_3 \cos u_1)$$

$$\dot{u}_9 = \dot{x} = u_{10}$$

$$\dot{u}_{10} = \ddot{x} = \frac{-T_z}{m} (\cos u_5 \sin u_3 \cos u_1 + \sin u_5 \sin u_1)$$

$$\dot{u}_{11} = \dot{y} = u_{12}$$

$$\dot{u}_{12} = \ddot{y} = \frac{-T_z}{m} (\sin u_5 \sin u_3 \cos u_1 - \sin u_1 \cos u_5)$$

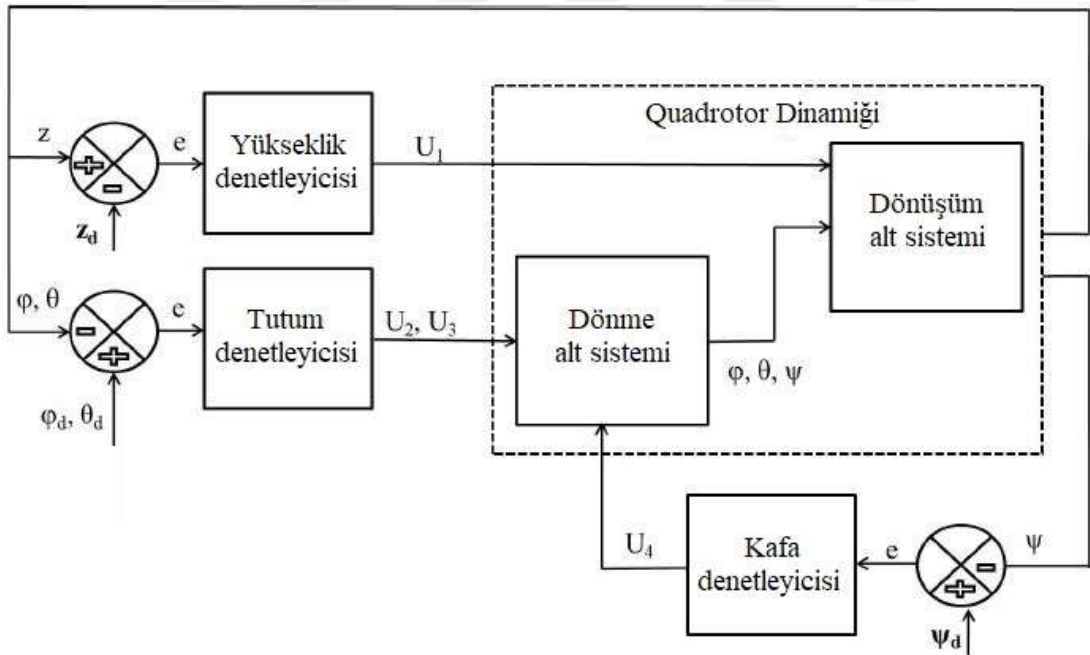
$$f(U_x, T) = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_6 u_4 \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J_r}{I_{xx}} u_4 \Omega_r + \frac{l}{I_{xx}} T_\phi \\ u_4 \\ u_6 u_2 \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J_r}{I_{yy}} u_2 \Omega_r + \frac{l}{I_{yy}} T_\theta \\ u_6 \\ u_4 u_2 \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} T_\psi \\ u_8 \\ g - \frac{T_z}{m} (\cos u_3 \cos u_1) \\ u_{10} \\ \frac{-T_z}{m} (\cos u_5 \sin u_3 \cos u_1 + \sin u_5 \sin u_1) \\ u_{12} \\ \frac{-T_z}{m} (\sin u_5 \sin u_3 \cos u_1 - \sin u_1 \cos u_5) \end{bmatrix} \quad (3.61)$$

4. DENETİM YÖNTEMLERİ

Bu bölümde quadrotor üzerinde çalışmaları yapılmış denetim yöntemlerine değinilmiştir. Quadrotorlarla ilgili olarak yapılan literatür taramasında pek çok denetim yönteminin uygulandığı görülmektedir. Tez çalışmasında kullanılan denetim yöntemleri aşağıda sıralanmıştır.

- Oransal-P+İntegral-I+Türev-D denetleyiciler
- Kayan kipli denetleyici-KKD (Sliding Mode Control)
- Geri adımlamalı denetleyici-GAD (Backstepping Control)

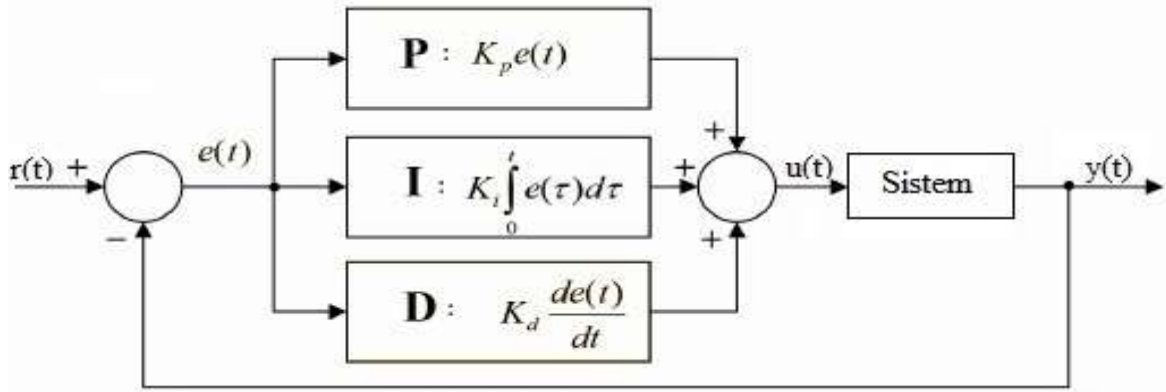
Quadrotorun Şekil 4.1’de verilen blok diyagramı quadrotorun genel denetim yapısını ifade etmektedir. Şekil üzerinde quadrotorun arzu edilen yükseklik bilgisi Z_d değişkeniyle, arzu edilen açı değişkenleri ise yuvarlanma açısı Φ_d , yunuslama açısı θ_d , yönelme açısı Ψ_d ile ifade edilmektedir.



Şekil 4. 1 Quadrotor blok diyagramı

4.1. Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler

Oransal-İntegral-Türev (Proportional-P, Integral-I, Derivative-D) denetleyici yapısı basit olması ve fiziksel gerçekleştirilmenin kolay yapılması nedeniyle endüstriyel denetim sistemlerinde en fazla tercih edilen denetleyici türüdür. PID denetleyici, denetimi yapılmak istenen sistem çıkışından elde edilen işaret ile arzu edilen giriş işaretini arasındaki farktan üretilen hata işaretini giriş olarak kullanılır. Hata işaretine göre PID denetleyici hatayı en aza indirmeye çalışan denetim büyüklüğü üreterek denetleyici çıkışını oluşturur. Burada önemli olan P-I-D denetimleri için kullanılan k_p , k_i , k_d kazanç parametrelerinin ayarlanmasıdır. En uygun denetim için sistemde en az sürekli durum hatası, minimum aşım, kısa sürede referansa erişim ve sistem kararlılığını sağlama gibi kriterleri yerine getirecek k_p , k_i , k_d kazançlarının seçilmesidir [35].



Şekil 4. 2 PID denetleyici genel blok diyagramı

Şekil 4.2’de PID denetleyicinin bir sistem üzerine uygulanması görülmektedir. Sistem çıkışı $y(t)$ ve arzu edilen giriş $r(t)$ olarak ifade edilmiştir. PID denetleyiciye giriş işareti olarak hata işareti $e(t)$ uygulanır. Bu hata işareti oransal denetim için k_p kazanç katsayısıyla, integral denetim için integrali alınarak k_i kazanç katsayısıyla, türevsel denetim için türevi alınarak k_d kazanç katsayısıyla çarpılır ve bu üç işlemin sonucunda üretilen işaretler toplanarak sisteme uygulanmak üzere $u(t)$ denetleyici çıkışı üretilir [36].

Şekil 4.2’de görülen PID denetleyici blok diyagramının matematiksel ifadesi denklem (4.1)’de görüldüğü gibi yazılır.

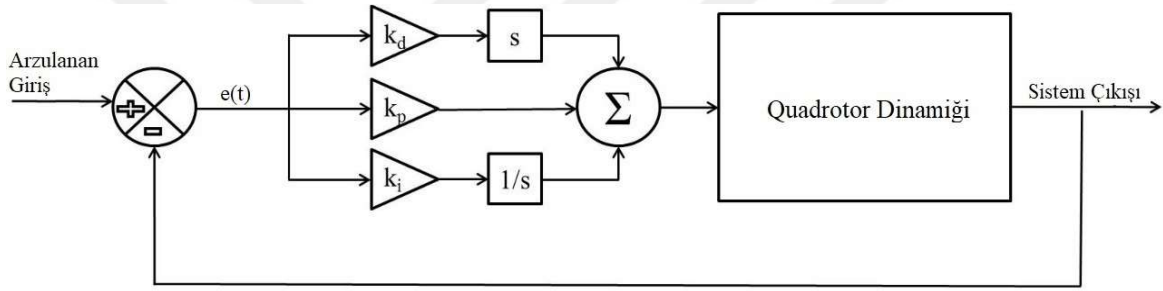
PID denetleyici matematiksel denklemi;

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.1)$$

Burada K_p - oransal kazanç, K_i - integral kazanç, K_d - türevsel kazanç parametrelerini, $e(t)$ - hata işaretini ifade etmektedir.

4.1.1. Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik Denetimi

Quadrotorun PID ile yükseklik denetiminin blok diyagramı Şekil 4.3'te verilmiştir. Hata işareti $e(t)$ arzulanan giriş ile sistem çıkışı arasındaki farktan üretilerek PID denetleyiciye giriş olarak uygulanır.



Şekil 4. 3 Yükseklik denetimi PID blok diyagramı

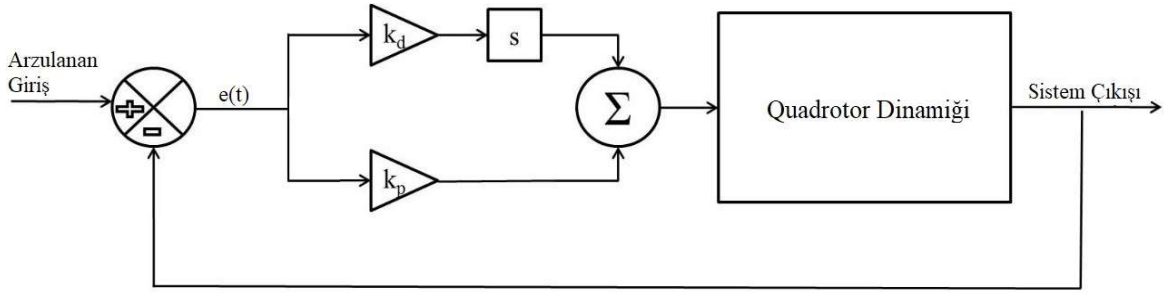
Denklem (4.1)'de verilen PID denetleyicinin matematiksel denklemi göz önüne alınarak quadrotorun PID denetleyici ile yükseklik denetiminin denklemi yazılır. Öncelikle hata işaretini veren denklem, denklem (4.2)'de ki gibi yazılır ve hata işaretine oransal, integral ve türev işlemleri uygulanarak, quadrotorun PID ile yükseklik denetim denklemi (T_z), z_d referans yükseklik değeri ve z quadrotorun gerçek yükseklik değeri olmak üzere aşağıdaki gibi elde edilir.

$$e_t = z_d - z \quad (4.2)$$

$$T_z = \frac{m}{\cos \phi \cos \theta} [K_p (z_d - z) + K_d (\dot{z}_d - \dot{z}) + K_i \int (z_d - z) dt] \quad (4.3)$$

4.1.2. Oransal-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik Denetimi

PID denetleyici ifadesinde yer alan integral kazancı elimine edilirse quadrotorun yükseklik ve açı denetimlerini gerçekleştirecek PD denetleyici blok diyagramı Şekil 4.4'te gösterildiği gibi olur. Bu blok diyagramına göre PD denetleyici matematiksel denklemi denklem (4.4) yazılır.



Şekil 4. 4 PD denetleyici blok diyagramı

PD denetleyici matematiksel denklemi;

$$U(t) = K_p e(t) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.4)$$

PD denetleyici matematiksel denklemi kullanılarak quadrotorun yükseklik denetimi için PD denetleyici çıkışı aşağıdaki gibi elde edilir.

$$T_z = \frac{m}{\cos \Phi \cos \theta} [K_p (z_d - z) + K_d (\dot{z}_d - \dot{z})] \quad (4.5)$$

Quadrotorun yuvarlanma açısının PD denetleyici ile denetimi için öncelikle arzu edilen giriş yuvarlanma açısından (Φ_d), quadrotordan gelen gerçek yuvarlanma açısı (Φ) çıkarılarak yuvarlanma açısı hata değeri denklem (4.6) yazılır. Elde edilen hata değerine oransal ve türev işlemleri uygulanarak, quadrotorun yuvarlanma açısı PD denetleyici çıkışı aşağıdaki gibi elde edilir.

$$e_t = \Phi_d - \Phi \quad (4.6)$$

$$T_\Phi = K_p (\Phi_d - \Phi) + K_d (\dot{\Phi}_d - \dot{\Phi}) \quad (4.7)$$

Quadrotorun yunuslama açısına PD denetleyici uygulamak için öncelikle arzu edilen giriş yunuslama açısından, quadrotordan gelen gerçek yunuslama açısı çıkarılarak yunuslama açısı hata değeri denklem (4.8) yazılır. Elde edilen hata değerine oransal ve türevsel işlemler uygulanarak, quadrotorun PD denetleyici yunuslama açısı denetim denklemi θ_d referans yunuslama açısı değeri ve θ gerçek yunuslama açısı değeri olmak üzere denklem (4.9) ile verildiği gibi elde edilir.

$$e_t = \theta_d - \theta \quad (4.8)$$

$$T_\theta = K_p(\theta_d - \theta) + K_d(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (4.9)$$

Quadrotorun yönelme açısına PD denetleyici uygulamak için öncelikle arzu edilen giriş yönelme açısından, quadrotordan gelen gerçek yönelme açısı çıkarılarak yönelme açısı hata değeri denklem (4.10) yazılır. Elde edilen hata değerine oransal ve türevsel işlemler uygulanarak PD denetleyici yönelme açısı denetim denklemi, Ψ_d referans yönelme açısı değeri ve Ψ gerçek yönelme açısı değeri olmak üzere aşağıdaki gibi elde edilir.

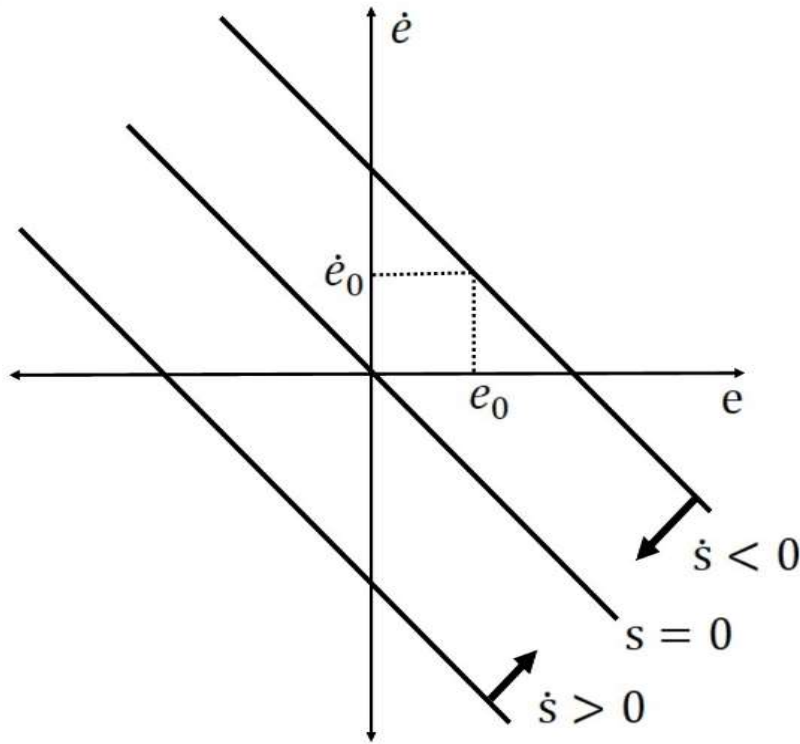
$$e_t = \Psi_d - \Psi \quad (4.10)$$

$$T_\Psi = K_p(\Psi_d - \Psi) + K_d(\dot{\Psi}_d - \dot{\Psi}) \quad (4.11)$$

4.2. Kayan Kipli Denetleyici

Kayan kipli denetleyici (KKD) yönteminde Lyapunov kararlılık metodu kullanılarak doğrusal olmayan sistem denetiminin sağlanması amaçlanır. Yüksek dereceden bir sistem birinci dereceden bir sisteme dönüştürülerek, kolay ve dayanıklı denetim yöntemi uygulanır. Değişken yapıli denetim sistemlerinin davranışları, uygun geri besleme denetim kuralı ve sistem davranışını oluşturan fonksiyonu seçen karar kuralı tarafından karakterize edilir. KKD değişken yapıli denetim sisteminin, faz uzayında, faz değişkenlerinden oluşan kayma yüzeyi olarak adlandırılan yüzey üzerinde tutunacak şekilde sistem tasarlanır.

KKD süreksiz yapıda olan bir denetim yöntemi olmasından dolayı denetim yüzeyi üzerinde süreklilik denetimi elde edilemez. Bu nedenle denetleyici tarafından sistem durumu kayma yüzeyinin dışına çıktığında ani bir denetim işareti üretilir ve denetim durumunu tekrar yüzey üzerine getirmeye çalışır. Denetim sistemi kayan yüzey üzerinde denetimi sağlamak için çok kısa sürede çok fazla sayıda anahtarlama yaparak yön değiştirir. Bu yön değiştirme işaretleriyle sistem denetimi sağlanır. KKD'nin kayma yüzeyinde oluşan yön değiştirme hareketleri Şekil 4.5'te gösterilen ok yönlerinde olmaktadır [37].

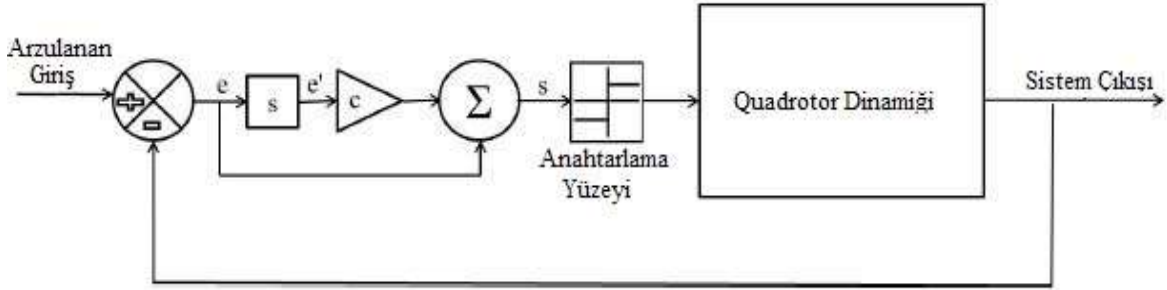


Şekil 4. 5 Kayma yüzeyi($s=0$)

KKD yapısı düzeltici denetim ve eşdeğer denetim olmak üzere denklem (4.12)'de ifade edildiği gibi iki parçadan oluşur. Düzeltici denetim kayma yüzeyine ulaşmak için kayma yüzeyinde meydana gelen sapmaları telafi eder. Eşdeğer denetim ise kayma yüzeyinde tutunmak için kayan yüzeyin türevini sıfıra eşit hale getirir. Şekil 4.6'da KKD blok diyagramı görülmektedir.

$$U(t) = U_c(t) + U_e(t) \quad (4.12)$$

Burada $U(t)$ - denetim yasasını, $U_c(t)$ - düzeltici denetimi, $U_e(t)$ - eşdeğer denetimi ifade etmektedir [8].



Şekil 4. 6 KKD blok diyagramı

Quadrotorun yuvarlanma açısına KKD uygulanması için öncelikle arzulanan giriş yuvarlanma açısından, quadrotordan gelen gerçek yuvarlanma açısı çıkarılarak yuvarlanma açısı hata değişkeni denklem (4.13) ile aşağıdaki gibi elde edilir.

$$e = \Phi_d - \Phi \quad (4.13)$$

KKD referans yüzeyi denklem (4.14) tanımlanır,

$$s = c_1 e + \dot{e} \quad (4.14)$$

Burada c_1 pozitif sabit bir sayıdır. Denklem (4.14) ile verilen referans yüzeyin türevi alınarak denklem (4.15) ile aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\begin{aligned} \dot{s} &= c_1 \dot{e} + \ddot{e} \\ \dot{s} &= c_1 (\dot{\Phi}_d - \dot{\Phi}) + (\ddot{\Phi}_d - \ddot{\Phi}) \end{aligned} \quad (4.15)$$

Lyapunov fonksiyonu denklem (4.16) tanımlanır,

$$V(e, s) = \frac{1}{2}(e^2 + s^2) \quad (4.16)$$

Lyapunov fonksiyonuna dayanan KKD için üstel erişim yasası denklem (4.17) ile aşağıdaki gibi tanımlanır,

$$\dot{s} = -k_1 \text{sgn}(s) - k_2 s \quad (4.17)$$

Burada k_1 ve k_2 yuvarlanma açısı için pozitif denetim sabitleridir.

$$\text{sgn}(s) = \begin{cases} -1 & \text{için } s < 0; \\ 1 & \text{için } s > 0. \end{cases}$$

Yuvarlanma açısı denetim girişini oluşturmak için elde edilen denklem (4.15)'te $\ddot{\Phi}$ yerine eşiti olan denklem (3.46) yazılır ve T_Φ ifadesi çekilerek denklem (4.18) elde edilir.

$$T_\Phi = \frac{1}{b_1} [c_1(\dot{\Phi}_d - \dot{\Phi}) + \ddot{\Phi}_d + a_2 \dot{\theta} \Omega_r - a_1 \dot{\theta} \dot{\Psi} - \dot{s}] \quad (4.18)$$

Burada:

$$b_1 = \frac{l}{I_{xx}}$$

$$a_1 : \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}$$

$$a_2 : \frac{J_r}{I_{xx}}$$

c_1 yuvarlanma açısı pozitif denetim sabitidir.

Elde edilen denklem (4.18) ifadesinde \dot{s} yerine denklem (4.17) yazılarak KKD yuvarlanma açısı denetim girişi denklem (4.19) elde edilir. KKD yunuslama açısı denetimi denklem (4.20), KKD yönelme açısı denetimi denklem (4.21) ve KKD quadrotor yükseklik denetimi denklem (4.22) benzer işlem adımları uygulanarak elde edilir [41].

4.2.1. Yuvarlanma Açısı Denetim Girişi

$$T_\Phi = \frac{1}{b_1} [c_1(\dot{\Phi}_d - \dot{\Phi}) + \ddot{\Phi}_d + a_2 \dot{\theta} \Omega_r - a_1 \dot{\theta} \dot{\Psi} + k_1 \text{sgn}(s) + k_2 s] \quad (4.19)$$

Burada k_1 ve k_2 KKD yuvarlanma açısı pozitif denetim sabitleridir.

4.2.2. Yunuslama Açısı Denetim Girişi

$$T_{\theta} = \frac{1}{b_2} [c_2(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + \ddot{\theta}_d - a_4\dot{\Phi}\Omega_r - a_3\Phi\dot{\Psi} + k_3\text{sgn}(s) + k_4s] \quad (4.20)$$

Burada:

$$b_2 = \frac{l}{I_{yy}}$$

$$a_3 : \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$$

$$a_4 : \frac{J_r}{I_{yy}}$$

c_2 , k_3 ve k_4 yunuslama açısı için pozitif denetim sabitleridir.

4.2.3. Yönelme Açısı Denetim Girişi

$$T_{\psi} = \frac{1}{b_3} [c_3(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + \ddot{\psi}_d - a_5\dot{\Phi}\dot{\theta} + k_5\text{sgn}(s) + k_6s] \quad (4.21)$$

Burada:

$$b_3 = \frac{l}{I_{zz}}$$

$$a_5 : \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}$$

c_3 , k_5 ve k_6 yönelme açısı için pozitif denetim sabitleridir.

4.2.4. Yükseklik Denetim Girişi

$$T_z = \frac{m}{\cos\phi \cos\theta} [c_4(\dot{z}_d - \dot{z}) + g - \ddot{z}_d + k_7\text{sgn}(s) + k_8s] \quad (4.22)$$

Burda c_4 , k_7 ve k_8 KKD yükseklik denetimi pozitif denetim sabitleridir.

4.3. Geri Adımlamalı Denetleyici

Geri adımlamalı denetleyici (GAD) Lyapunov kararlılık teorisine dayanan kararlılık analizi yöntemidir. Bu denetimde amaç, durum denklemlerinin her adımda birbirini daha kararlı hale getirerek, denetimi yapılan sistemin ihtiyacı olan denetim işaretini üretmeye dayanmaktadır. Bu sayede her adımda kararlılığı sağlayan durum değişkenleri, sistemi kararlı bir yapıya ulaştırdığı için elde edilen denetim işareti sistemi kararlı hale getirmektedir [38].

GAD tasarımında kullanılmak üzere quadrotorun matematiksel denklemlerinden elde edilen durum uzay modeli denklem (4.23) ile verildiği Şekilde yeniden düzenlenebilir.

$$F(u, T) = \begin{pmatrix} \dot{u}_1 \\ \dot{u}_2 \\ \dot{u}_3 \\ \dot{u}_4 \\ \dot{u}_5 \\ \dot{u}_6 \\ \dot{u}_7 \\ \dot{u}_8 \\ \dot{u}_9 \\ \dot{u}_{10} \\ \dot{u}_{11} \\ \dot{u}_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{z} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_2 \\ u_6 u_4 a_1 - a_2 u_4 \Omega_r + b_1 T_\phi \\ u_4 \\ u_6 u_2 a_3 + a_4 u_2 \Omega_r + b_2 T_\theta \\ u_6 \\ u_4 u_2 a_5 + b_3 T_\psi \\ u_8 \\ g - \frac{T_z}{m} (\cos u_3 \cos u_1) \\ u_{10} \\ \frac{-T_z}{m} (\cos u_5 \sin u_3 \cos u_1 + \sin u_5 \sin u_1) \\ u_{12} \\ \frac{-T_z}{m} (\sin u_5 \sin u_3 \cos u_1 - \sin u_1 \cos u_5) \end{pmatrix} \quad (4.23)$$

$$b_1 = \frac{l}{I_{xx}} \quad b_2 = \frac{l}{I_{yy}} \quad b_3 = \frac{l}{I_{zz}}$$

$$a_1 : \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \quad a_2 : \frac{J_r}{I_{xx}} \quad a_3 : \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \quad a_4 : \frac{J_r}{I_{yy}} \quad a_5 : \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}$$

GAD kullanılarak quadrotorun yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimleri için denetim girişleri denklem (4.23)'te gösterilen durum uzay modeli yardımıyla oluşturulacaktır.

4.3.1. Yuvarlanma Açısı Denetim Girişi

Yuvarlanma açısının denetimi için ilk olarak yuvarlanma açısı hata fonksiyonu denklem (4.24) yazılır.

$$e_1 = u_{1d} - u_1 \quad (4.24)$$

Burada e_1 yuvarlanma açısı için hata değerini, u_{1d} değişkeni Φ_d açısını, u_1 değişkeni Φ açısını temsil etmektedir.

Lyapunov teorisi kullanılarak türevi negatif yarı tanımlı, kendisi pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonu denklem (4.25) seçilir.

$$V(e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (4.25)$$

Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevi alınırsa denklem (4.26) elde edilir.

$$\dot{V}(e_1) = e_1 \dot{e}_1 \quad (4.26)$$

Yuvarlanma açısı hata fonksiyonunun türevi alınarak denklem (4.26)'da yerine konup genişletilerek yazılırsa denklem (4.27) elde edilir.

$$\dot{V}(e_1) = e_1(\dot{u}_{1d} - \dot{u}_1) \quad (4.27)$$

Denklem (4.23) ile verilen durum uzay modeli kullanılarak denklem (4.27)'de \dot{u}_1 ifadesinin yerine, u_2 ifadesinin eşiti yazılarak denklem (4.28) elde edilir.

$$\dot{V}(e_1) = e_1(\dot{u}_{1d} - u_2) \quad (4.28)$$

Krasovskii-LaSalle ilkesine göre pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonunun türevi negatif yarı tanımlıysa, sistemin kararlı bir sistem olduğu garanti edilmektedir. Bu kararlılığı elde etmek için $\dot{V}(e_1)$ fonksiyonuna bağlı pozitif tanımlı sınırlama fonksiyonu olarak $W_1(e) = -c_1 e_1^2$ seçilir. Ayrıca $W_1(e)$ fonksiyonunun seçimi geri besleme sistemlerinde sınırlama için kullanılan yaygın bir yöntemdir. Sınırlama fonksiyonu denklem (4.29) ile ifade edilir [39].

$$\dot{V}(e_1) = e_1(\dot{u}_{1d} - u_2) \leq -c_1 e_1^2 \quad (4.29)$$

Burada c_1 pozitif denetim sabitidir.

Denklem (4.29)'da verilen u_2 değeri arzu edilen $(u_2)^*$ değerine hızlıca yakınsamasını sağlamak amacıyla arzu edilen sanal bir işaret denklem (4.30)'da ki gibi seçilir ve ikinci bir döngü sağlanır. İkinci döngüde sanal denetim izleme hatası e_2 denklem (4.31) yazılır.

$$(u_2)^* = \dot{u}_{1d} + c_1 e_1 \quad (4.30)$$

$$\begin{aligned} e_2 &= u_2 - (u_2)^* \\ e_2 &= u_2 - \dot{u}_{1d} - c_1 e_1 \end{aligned} \quad (4.31)$$

Denklem (4.26)'da verilen Lyapunov fonksiyonu yeniden yazılır, denklem (4.31)'de u_2 değişkeni yalnız bırakılıp Lyapunov fonksiyonunda yerine konur ve Lyapunov fonksiyonu genişletilerek yazılırsa denklem (4.32) elde edilir.

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_1) &= e_1 \dot{e}_1 \\ \dot{V}(e_1) &= e_1(\dot{u}_{1d} - u_2) \\ \dot{V}(e_1) &= e_1(\dot{u}_{1d} - (e_2 + \dot{u}_{1d} + c_1 e_1)) \\ \dot{V}(e_1) &= -e_1 e_2 - c_1 e_1^2 \end{aligned} \quad (4.32)$$

İkinci döngü için ikinci Lyapunov aday fonksiyonu denklem (4.33) seçilir.

$$V(e_1, e_2) = \frac{1}{2}(e_1^2 + e_2^2) \quad (4.33)$$

$$V(e_1, e_2) = V(e_1) + \frac{1}{2} e_2^2$$

Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevi alınarak denklem (4.34) elde edilir.

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_1, e_2) &= \dot{V}(e_1) + e_2 \dot{e}_2 \\ \dot{V}(e_1, e_2) &= -e_1 e_2 - c_1 e_1^2 + e_2 (\dot{u}_2 - \dot{u}_{1d} - c_1 \dot{e}_1) \end{aligned} \quad (4.34)$$

Pozitif tanımlı ikinci sınırlama fonksiyonu $W_2(e) = -e_1 e_1^2 - c_2 e_2^2$ seçilir ve türevi alınan Lyapunov $\dot{V}(e_1, e_2)$ fonksiyonu, sınırlama fonksiyonu ile kullanılarak denklem (4.35) yazılır.

$$\dot{V}(e_1, e_2) = -e_1 e_2 - c_1 e_1^2 + e_2 (u_6 u_4 a_1 - a_2 u_4 \Omega_r + b_1 T_\phi - \dot{u}_{1d} - c_1 \dot{e}_1) \leq -c_1 e_1^2 - c_2 e_2^2 \quad (4.35)$$

Denklem (4.35) eşitsizliği çözülerek quadrotor yuvarlanma açısı denetim girişi T_ϕ denklem (4.36) elde edilir.

$$T_\phi = \frac{1}{b_1} (-c_2 e_2 + e_1 - u_6 u_4 a_1 + a_2 u_4 \Omega_r + \ddot{u}_{1d} + c_1 \dot{u}_{1d} - c_1 u_2) \quad (4.36)$$

Burada c_1 ve c_2 GAD pozitif denetim sabitleri, e_1 ve e_2 GAD yunuslama açısı hata değişkenleridir.

Quadrotorun GAD ile diğer denetim girişlerinin elde edilmesi için yuvarlanma açısı denetiminin GAD kullanılarak matematiksel denklemlerinin elde edilmesinde uygulanan işlem adımları benzer şekilde uygulanırsa; quadrotorun yunuslama, yönelme ve yükseklik denetim girişleri aşağıdaki gibi elde edilir [40,41,42].

4.3.2. Yunuslama Açısı Denetim Girişi

$$T_\theta = \frac{1}{b_2} (-c_4 e_4 + e_3 - u_6 u_2 a_3 - a_4 u_2 \Omega_r + \ddot{u}_{3d} + c_3 \dot{u}_{3d} - c_3 u_4) \quad (4.37)$$

Burada c_3 ve c_4 GAD yunuslama açısı pozitif denetim sabitleri, e_3 ve e_4 GAD yunuslama açısı hata değişkenleridir.

4.3.3. Yönelme Açısı Denetim Girişi

$$T_\psi = \frac{1}{b_3} (-c_6 e_6 + e_5 - u_4 u_2 a_5 + \ddot{u}_{5d} + c_5 \dot{u}_{5d} - c_5 u_6) \quad (4.38)$$

Burada c_5 ve c_6 GAD yönelme açısı pozitif denetim sabitleri, e_5 ve e_6 GAD yönelme açısı hata değişkenleridir.

4.3.4. Yükseklik Denetim Girişi

$$T_z = \frac{m}{\cos u_1 \cos u_3} (-e_7 + g - \ddot{u}_{7d} - c_7 \dot{u}_{7d} + c_7 u_8 + c_8 e_8) \quad (4.39)$$

Burada c_7 ve c_8 GAD yükseklik denetimi pozitif denetim sabitleri, e_7 ve e_8 GAD yükseklik denetimi hata değişkenleridir.

5. QUADROTORUN MEKANİK VE ELEKTRONİK BİLEŞENLERİ

Bu bölümde quadrotorun yapımında kullanılan yapısal bileşenler, özellikleri ve quadrotor üzerindeki görevleri açıklanacaktır. Bu yapısal bileşenler aşağıda sıralanmıştır.

- Gövde
- Denetim Kartı
- Motorlar
- Elektronik hız denetleyicisi (Electronic Speed Controller-ESC)
- Pervane
- Bütünleşik sensör kartı (GY-80)
- Kumanda
- Batarya

5.1. Gövde

Gövde, quadrotorların bel kemiği olarak ifade edilebilen mekanik parçasıdır. Diğer parçalar gövde üzerine sabitlenerek quadrotor meydana getirilir. Quadrotor türü araçlarda, motorlar genellikle X, +, H tipi olmak üzere 3 farklı dizilimde konumlandırılır. Şekil 5.1 (a)'da H tipi gövde yapısı, Şekil 5.1 (b)'de X ve + tip olarak kullanılan gövde yapısı görülmektedir. Bu dizilimlerin temelde hiçbir farkı olmasa da, aracın kullanım amacına göre farklılık göstermektedir. Gövde boyutu, şekli ve üretildiği malzeme, aracın kullanım amacına göre değişiklik göstermektedir. Quadrotor gövde üretiminde plastik, alüminyum, ahşap, fiberglass, karbon fiber malzeme türleri kullanılmaktadır. Gövde seçimi yaparken, gövdenin hafif, dayanıklı ve kolay üretilebilir olmasına dikkat edilir. Şekil 5.1 (b)'de görülen quadrotor gövdesinin kolları plastik, orta kısmında bulunan plakalar ise fiberglass malzemeden üretilmiştir. Gövde yapısında kullanılan malzemeler arasında hafifliği ve dayanıklılığı ile karbon fiber malzeme ön plana çıkmakta, ancak bu malzeme ile prototip üretimi oldukça zaman almaktadır. Diğer bir yöntem, üç boyutlu plastik yazıcılar kullanılarak tasarlanan quadrotor gövdesinin üretilmesidir. Bu yöntem sayesinde tasarlanan prototipler zaman kaybını en az seviyeye indirerek üretilmekte ve test edilmektedir.



Şekil 5. 1 Quadrotor gövde tipleri

Quadrotor gövdesinin özgün tasarımının yapılması amacıyla bazı ön koşullar dikkate alınarak bilgisayar üzerinde katı modellemesi gerçekleştirilmiştir.

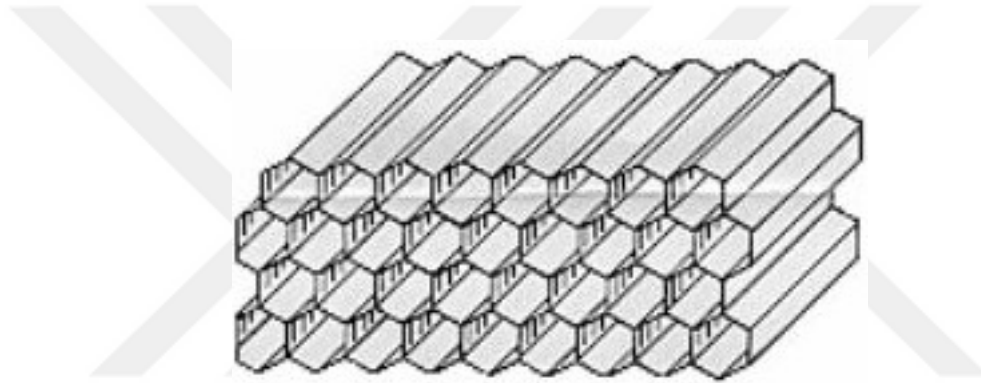
Ön koşullar;

- Gövde üç boyutlu plastik yazıcıyla üretilecek.
- Gövde yapısı + tip olacak.
- Gövde yapısı dayanıklı olacak.
- Quadrotorun elektronik aksamında kullanılan kablolar dış ortamdan görünür olmayacak.
- Quadrotor iniş ve kalkış için dört adet sabit ayağa sahip olacak.
- Gövde parçalar halinde üretilecek ve kolay montajlanabilir olacak.

Quadrotorun + tip gövdeye sahip ve motorların gövde merkezine uzaklığı 20 cm olarak kararlaştırılmış olan gövde tasarımına belirtilen ön koşullar dikkate alınarak başlanmıştır. Quadrotor gövdesi kol tasarımı, kolların birleştirildiği gövde merkez parçası tasarımı, gövde altında elektronik malzemelerin muhafaza edildiği kutu tasarımı ve ayak tasarımı olmak üzere tasarım dört ana parçaya ayrılmıştır.

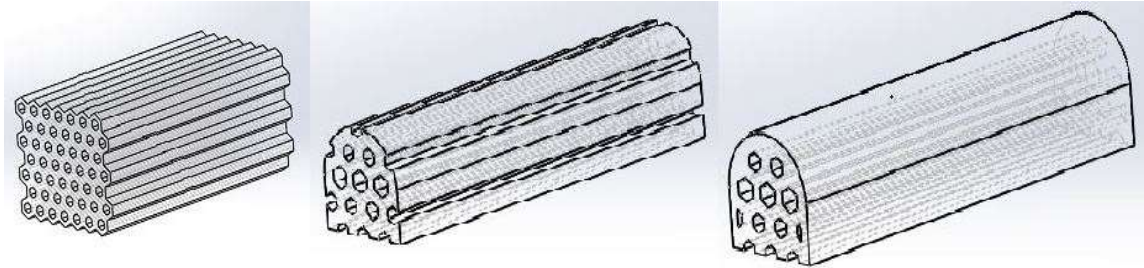
5.1.1. Kol Tasarımı

Quadrotor kollarının mukavemetli yapıda olması ve aynı zamanda hafif olması gerekmektedir. Bu nedenle uçak üretiminde kullanılan bal peteği yapısı incelenmiştir. Bal peteği yapısı kompozit imalatında kullanılan, çok ince tabakaların Şekillendirilmesi sonucu elde edilen hücrelerin birleştirilmesi ile oluşturulmaktadır. Bu tür yapılar bal arılarının doğal olarak yaptıkları bal petekleri ile birebir benzerlik gösterdiğinden dolayı bal peteği olarak isimlendirilmiştir. Petekli kompozit yapılar yaklaşık olarak 1940 yılından sonra havacılık sektöründe, uçakların gövde panellerinde kullanılmaya başlanmış ve günümüzde yoğun olarak kullanılmaktadır. Şekil 5.2’de bal peteği yapısı görülmektedir [43, 44, 45].



Şekil 5. 2 Bal peteği yapısı

Şekil 5.2’de gösterilen yapıdan yola çıkarak Şekil 5.3’te görülen bal peteği yapısı katı modellemede oluşturularak kol tasarımına başlanmıştır. Kol tasarımında quadrotor için seçilen motorların montajına uygun montaj alanı ve motor kablolarının kol içerisinden geçerek açıkta kalmamasını sağlayacak şekilde tasarlanmasına dikkat edilmiştir. Tasarlanan ve tasarımı üç boyutlu yazıcıyla üretilen kol Şekil 5.4’te görülmektedir.



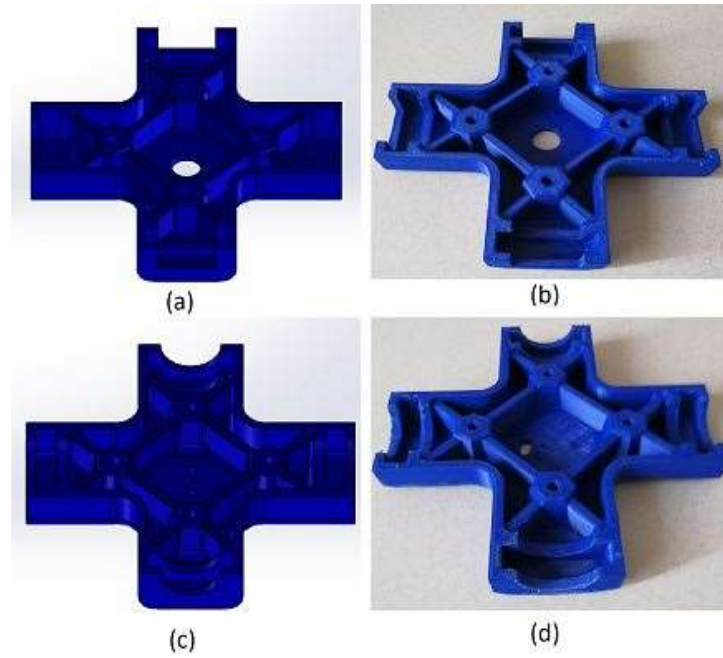
Şekil 5. 3 Kol tasarım adımları



Şekil 5. 4 Kol tasarımı

5.1.2. Gövde Merkezi

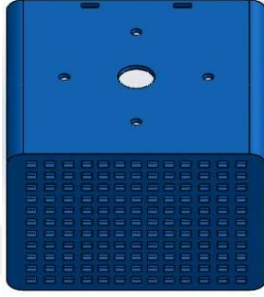
Gövde merkezi quadrotorun kollarının birleştirme işleminin gerçekleştirildiği merkez parçadır. Üst ve alt parça olmak üzere iki parça olarak tasarlanmıştır. Şekil 5.5'te gövde merkezi alt ve üst parça tasarımları ile üretilmiş parçalar görülmektedir.



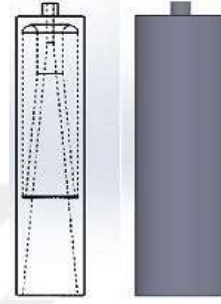
Şekil 5. 5 Gövde merkezi alt (a-b) ve üst (c-d) parçası

5.1.3. Kutu ve Ayak Tasarımı

Quadrotorun elektronik malzemelerinin muhafazası için uygun kutu tasarımı, kullanılan elektronik malzeme ve bataryanın içerisine yerleştirilebileceği boyutta yapılmıştır. Yapılan kutu tasarımı Şekil 5.6'da görülmektedir. Quadrotorun üzerinde kalkış ve inişlerini gerçekleştirdiği ayak Şekil 5.7'de ki gibi tasarlanmıştır.

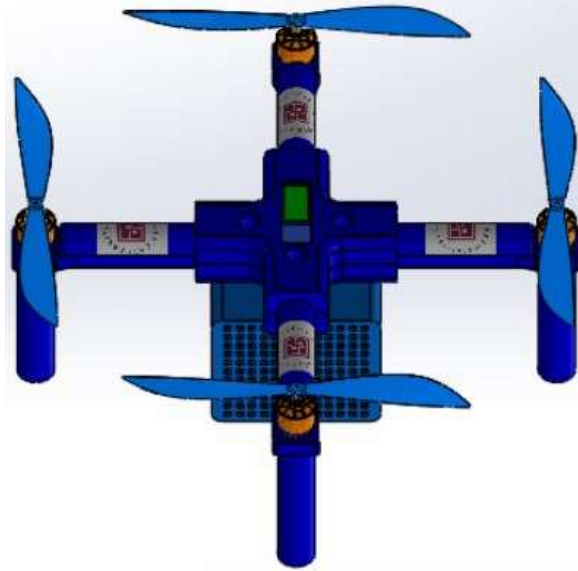


Şekil 5. 6 Kutu tasarımı



Şekil 5. 7 Ayak tasarımı

Tasarımları yapılan quadrotor parçalarının birleştirme işlemi yapılarak bir araya getirilmiş ve quadrotor tasarımı sonlandırılmıştır. Tasarımı yapılan quadrotor Şekil 5.8'de görülmektedir.

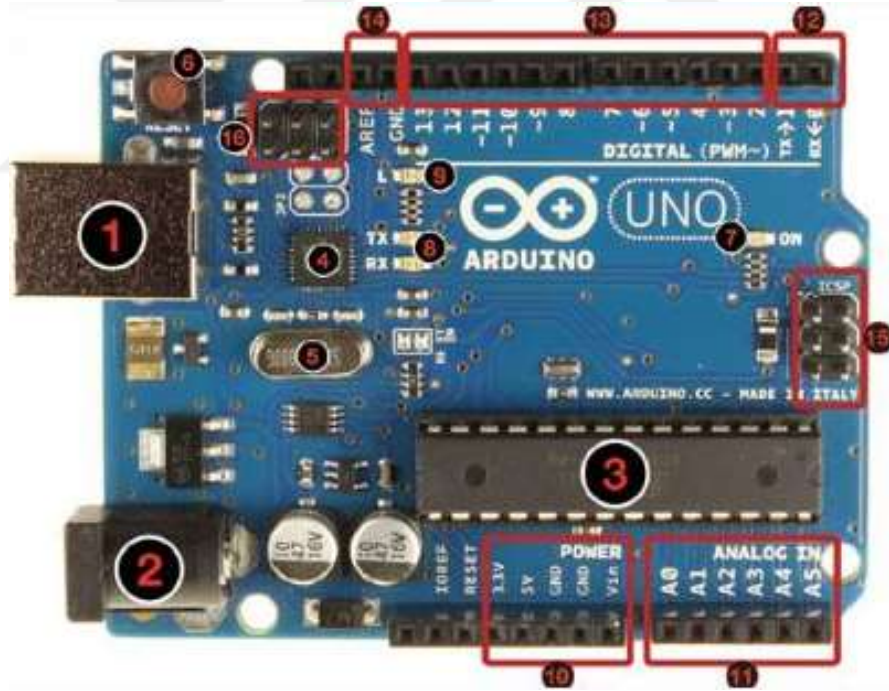


Şekil 5. 8 Quadrotor tasarımı

5.2. Denetim Kartı

Quadrotorun beyni olarak nitelendirilen parça, denetim kartıdır. Denetim kartı sensörlerden aldığı bilgiye göre içerisine gömülen yazılım tarafından motorların devrini değiştirerek quadrotorun istenilen yönde hareketini ve kararlılığını sağlayan donanımsal birimdir. Quadrotorda denetim kartı olarak Arduino Uno kullanılmıştır.

Arduino Uno : ATmega328 mikrodenetleyici içeren bir arduino kartıdır. Arduino Uno'nun 14 tane dijital giriş / çıkış pini vardır. Bu pinlerden 6 tanesi PWM çıkışı özelliğine sahiptir. Ayrıca 6 adet analog girişi, bir adet 16 MHz kristal osilatörü, USB bağlantısı, power jakı, ICSP başlığı ve reset butonu bulunmaktadır. Arduino Uno bir mikrodenetleyiciyi desteklemek için gerekli bileşenlerin tümünü içerir. Şekil 5.9'da Arduino Uno denetim kartı ve bölümleri gösterilmektedir.



Şekil 5. 9 Arduino Uno denetim kartı

- 1 : USB jakı
- 2 : Power jakı (7-12 V DC)
- 3 : Mikrodenetleyici ATmega328
- 4 : Haberleşme çipi
- 5 : 16 MHz kristal
- 6 : Reset butonu
- 7 : Power ledi
- 8 : TX / NX ledleri

- 9 : Led
- 10 : Power pinleri
- 11 : Analog girişler
- 12 : TX / RX pinleri
- 13 : Dijital giriş / çıkış pinleri
- 14 : Ground ve AREF pinleri
- 15 : ATmega328 için ICSP
- 16 : USB arayüzü için ICSP

Arduino Uno teknik özellikleri;

- Mikrodenetleyici : ATmega328
- Çalışma gerilimi : +5 V DC
- Tavsiye edilen besleme gerilimi : 7 - 12 V DC
- Besleme gerilimi limitleri : 6 - 20 V
- Dijital giriş / çıkış pinleri : 14 tane (6 tanesi PWM çıkışını destekler)
- Analog giriş pinleri : 6 tane
- Giriş / çıkış pini başına düşen DC akım : 40 mA
- 3,3 V pini için akım : 50 mA
- Flash hafıza : 32 KB
- SRAM : 2 KB
- EEPROM : 1 KB
- Saat frekansı : 16 MHz

Giriş ve çıkışlar;

Arduino Uno'da bulunan 14 tane dijital giriş / çıkış pinlerinin tamamı, pinMode(), digitalWrite() ve digitalRead() fonksiyonları ile giriş ya da çıkış olarak ayarlanıp kullanılabilir. 5 volt ile çalışan bu pinlerin her biri maksimum 40 mili amper çekebilir ya da verebilir. A0 dan A5 e kadar isimlendirilmiş, her biri 10 bitlik çözünürlük sahip 6 adet analog giriş bulunur.

- **Serial 0 (RX) ve 1 (TX)** : Bu pinler TTL seri data almak (receiver - RX) ve yaymak (transmitter - TX) içindir.
- **Harici kesmeler (2 ve 3)** : Bu pinler bir kesmeyi tetiklemek için kullanılabilir.
- **PWM: 3, 5, 6, 9, 10, ve 11** : Bu pinler analogWrite() fonksiyonu ile 8-bit PWM işareti sağlar.

- **SPI: 10 (SS), 11 (MOSI), 12 (MISO), 13 (SCK)** : Bu pinler SPI kütüphanesi ile SPI haberleşmeyi sağlar.
- **LED 13** : Dijital pin 13 e bağlı bir leddir. Pinin değeri High olduğunda yanar, Low olduğunda söner.
- **TWI** : A4 ya da SDA pini ve A5 ya da SCL pini Wire kütüphanesini kullanarak TWI haberleşmesini destekler.
- **AREF** : Analog girişler için referans voltajıdır. analogReference() fonksiyonu ile kullanılır.
- **RESET** : Mikrodenetleyiciyi resetlemek içindir. Genellikle shield üzerine reset butonu eklemek için kullanılır

5.3. Motorlar

Quadrotorda yüksek verimli az bakım gerektiren sürekli mıknatıslı senkron motorlar (SMSM) tercih edilmektedir. SMSM fırçalı motorlara göre daha verimli çalışır ve daha az bakıma ihtiyaç duyarlar. Quadrotorun enerjiiyi verimli kullanması bakımından motor türü belirlendikten sonra uygun motor gücünün belirlenmesi de önemlidir. Uygun motor gücünü belirlemek, yapılacak olan quadrotorun tahmini ağırlığından yola çıkarak hesaplanır. Bu tez çalışmasında yapılacak olan quadrotorun tahmini ağırlığı 1500 gram olarak planlanmıştır. Seçilecek olan motorların quadrotor üzerindeki toplam itki kuvveti quadrotorun toplam ağırlığının iki katına eşit veya büyük olan ağırlığı kaldırarak güçte olmalıdır.

Motorların toplam kaldırma gücü (gr) \geq Quadrotor ağırlığı x 2

Motorların toplam kaldırma gücü (gr) \geq 1500 x 2

Motorların toplam kaldırma gücü (gr) \geq 3000 gram

Yukarda yapılan hesaplamada görüldüğü gibi motorların toplam kaldırma gücü 3000 gramdan büyük olmalıdır. Quadrotorda dört adet motor bulunduğundan dolayı motorların toplam kaldırma gücünü dörde bölerek her bir motorun kaldırma gücüne ulaşılır.

4 x Motor kaldırma gücü (gr) \geq 3000

Motor kaldırma gücü \geq 750 gram

Dört motorun toplam kaldırma gücü dörde bölünerek her bir motorun 750 gram yada 750 gramdan daha büyük kaldırma gücüne ihtiyaç duyduğu hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar göre Şekil 5.10'da görülen Emax marka 12 volt XA 2212 1400KV numaralı motor seçilmiştir. XA 2212 1400KV motorunun özellikleri Tablo 5.1'de verilmiştir.



Şekil 5. 10 Fırçasız motor XA 2212 1400KV

Tablo 5. 1 Emax marka XA 2212 1400KV fırçasız motor özellikleri

Motor tipi	Gerilim (V)	Pervane	Akım (A)	İtme (G)	Güç (W)	Verimlilik (G / W)	RPM (devir/dk)
XA 2212 1400KV	12	APC 8 * 4	16.4	930	196.8	4.7	12020
	8	APC 8 * 4	9.1	500	72.8	6.9	8900
	12	APC 8 * 6	20.6	940	247,2	3.8	10750
	8	APC 8 * 6	11.9	520	95.2	5.5	8250

5.4. ESC ve Pervane

Fırçalı motorların aksine, sürekli mıknatıslı fırçasız motorları sadece gerilimi değiştirerek sürmek mümkün değildir. Sürekli mıknatıslı fırçasız motorların kullanılabilmesi için mutlaka sürücüye ihtiyaçları vardır. Uygun sürücü seçimi yapılırken kullanılacak motorun özellikleri bilinmelidir. Çünkü seçilen ESC motor için yeterli güçte olmaması durumunda, ESC’de çalışma esnasında aşırı ısınma meydana gelecek ve ESC yanacaktır. Quadrotorda kullanılan Emax 12 volt XA 2212 1400KV motor özellikleri Tablo 5.1’den incelenirse; 12 volt motor, seçilen pervane boyutuna göre 16.4 amper ya da 20.6 amper akım çekmekte olduğu görülmektedir. Bu özellikler dikkate alınarak Şekil 5.11’de görülen Hobby Wing marka 40 amper ESC seçilmiştir.



Şekil 5. 11 Elektronik hız denetleyicisi

Özellikleri

- **Çıkış:** Sürekli 40A, 10 saniyeye kadar 55A çekiyor.
- **Giriş Gücü:** 2-3S Lipo, 5~9 hücreli NiMH.
- **Gaz Kolu İşareti Yenileme Hızı:** 50Hz~432Hz
- **Max Hız:** 2 Kutuplu BLM için 210000 Rpm, 6 Kutuplu BLM için 70000 Rpm, 12 Kutuplu BLM için 35000 Rpm (Fırçasız Motor)
- **Ebatları:** 68mm*25mm*8mm
- **Ağırlık:** 39g.
- **Emniyet kurma özelliği:** Batarya bağlandıktan sonra gaz kolu hangi konumda olursa olsun, motor hareket etmez.
- **Gaz kalibrasyon özelliği:** Gaz aralığı farklı vericiler ile uyumlu olacak biçimde kalibre edilebilir.

- **Tam koruma:** Alçak gerilim kesme koruması / Aşırı ısınma koruması / Gaz işaret kaybı koruması.
- Kullanıcı programlayabilir.
- Birden fazla programı destekler
- Lipo ve NiMH bataryaları ile uyumludur.
- Zamanlama, farklı fırçasız motorlar için uygun biçimde değiştirilebilir.

Pervane seçimi yapılırken seçilen motorun çeşitli pervaneler ile yapılan test değerleri incelenir ve inceleme sonucuna göre pervane seçimi yapılır. Seçilen Emax 12 volt XA 2212 1400KV motorunun Tablo 5.1’de verilen test sonuçları incelendiğinde iki farklı tip pervane ile test yapıldığı görülmektedir. 12 volt düzeyinde APC 8 * 4 ve APC 8 * 6 tipindeki pervaneler ile yapılan testler sonucunda; APC 8 * 4 ile yapılan test sonucunda güç/ağırlık oranı motor verimliliği 4.7, APC 8 * 6 ile yapılan test sonucunda güç/ağırlık oranı motor verimliliği 3.8 olarak hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar sonucunda motorun güç/ağırlık oranının daha büyük olduğu Şekil 5.12’de görülen APC 8 * 4 pervane kullanımına karar verilmiştir.

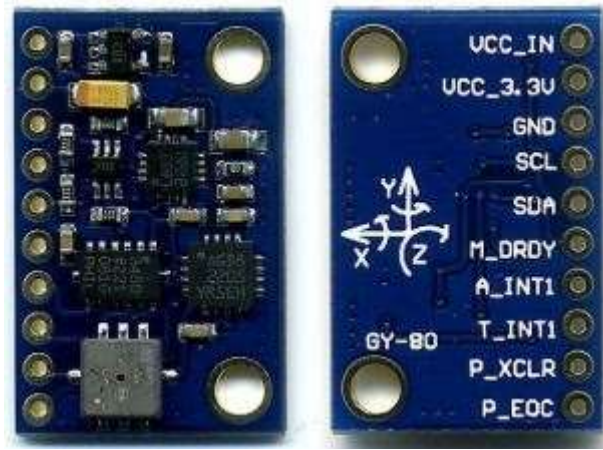


Şekil 5. 12 8x4 plastik pervane

5.5. Bütünleşik Atalet Ölçüm Ünitesi

GY80 bütünleşik atalet ölçüm ünitesi 10 eksenli sensör modülü, üzerinde $\pm 16g$ üç eksen ivme ölçer, ± 2000 °/s üç eksenli gyro, üç eksenli manyetometre ve basınç sensörü bulunduran sensör kartıdır. Bu sensörler quadrotorlar, uçaklar, dengeleme robotları, insan bilgisayar etkileşimli uygulamalarda yoğun olarak kullanılmaktadır.

GY80 sensörü quadrotorun yüksekliğini, aç, hız ve yön bilgilerini elde ederek denetim kartına iletir, böylece quadrotor denetiminin sağlanması için gerekli olan ivmelenme, gyro, pusula, basınç data verileri elde edilir. GY80 bütünleşik 10 eksenli sensör kartı Şekil 5.12’de görülmektedir.



Şekil 5. 13 GY80 bütünleşik sensör kartı

5.6. Kumanda

Quadrotorun uzaktan denetiminin sağlanması için kumanda donanımına ihtiyaç duyulmaktadır. Kumanda seçiminde dikkat edilmesi gereken iki etken vardır. Birinci etken kumanda alıcı-verici çalışma mesafesi, ikinci etken ise kumanda kanal sayısıdır.

Quadrotorun uzaktan denetimi için, gaz ayarı, dönme açısı, yunuslama açısı, yuvarlanma açısı denetimi olmak üzere her birinde bir kanal kullanılır, bu nedenle en az dört kanallı bir kumandaya ihtiyaç duyulur. Bu denetimler haricinde quadrotorda ek özellikler kullanılmak istenirse 4 kanaldan daha fazla kanala sahip kumanda seçilmelidir.

Bu çalışmada kullanılmak üzere 6 kanallı alıcı ve verici modülü olan Şekil 5.14'te görülen HobbyKing HK-TR6A V2 kumandası kullanılmıştır.

HK-TR6A V2 kumanda özellikleri;

- 6 kanallı 2.4 GHz verici
- 6 kanallı alıcı
- Kolay programlanabilme
- AFHDS protokolü



Şekil 5. 14 Kumanda HK-T6A V2

5.7. Besleme Kaynağı (Batarya)

Quadrotorlarda kullanılan motorlar, seçilen motorun Tablo 5.1’de verilen özelliklerinden anlaşıldığı üzere yüksek akım çekmektedir. Quadrotorun her bir motoru tam yükte 16.4 amper çekmekte ve dört adet motor toplamda $16.4 \times 4 = 65.6$ amper akım çekmektedir. Batarya seçiminde quadrotor için, yüksek akım verebilen ve ağırlık/güç oranı küçük olan piller tercih edilmektedir. Li-po (lityum polimer) piller, yüksek akıma ve kapasiteye sahip olduklarından ve ayrıca ağırlık/güç oranının küçük olmasından dolayı quadrotor türü hava araçlarında tercih edilmektedirler. Batarya seçiminde bir diğer etken uçuş süresiyle ilgilidir. Uçuş süresi hesabı aşağıdaki denklem kullanılarak yapılır.

$$uçuş\ süresi\ (t_{dakika}) = \frac{Q_{şarj(Axsaat)}}{4 \times I_{motor(A)}} \times 60 \quad (5.0)$$

Quadrotor dört adet rotordan oluştuğu için yukarıdaki denklemde payda dört ile çarpılmıştır. Tam yükte her bir motorun çektiği akım 16.4 amperdir ve batarya olarak Li-po 3S 5000mA seçilirse uçuş süresi aşağıdaki gibi hesaplanır.

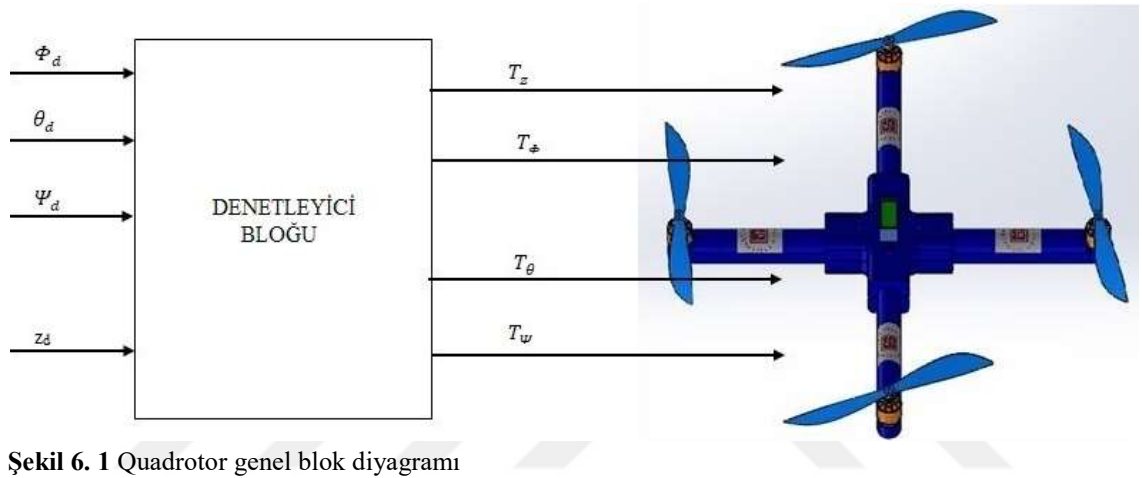
$$uçuş süresi(t_{dakika}) = \frac{5}{4 \times 16.4} \times 60 = 4.57 \text{ dakika}$$

Uçuş süresi hesabında görüldüğü üzere motorlar maksimum güç çekerken kullanıldığında quadrotor uçuş süresi 4.57 dakika olmaktadır. Motorlar tam güçte kullanılırken hesaplanan uçuş süresi artırılmak istenirse Li-po 3S 5000mA batarya yerine daha yüksek amper/saat değerine sahip bir batarya tercih edilerek uçuş süresi artırılabilir. Ancak batarya güç kapasitesi artırımı beraberinde ağırlığı da artıracığından, ağırlık arttıkça quadrotor için problem teşkil edeceğinden dolayı ağırlık güç dengesi göz önünde bulundurularak en uygun batarya seçilmelidir.



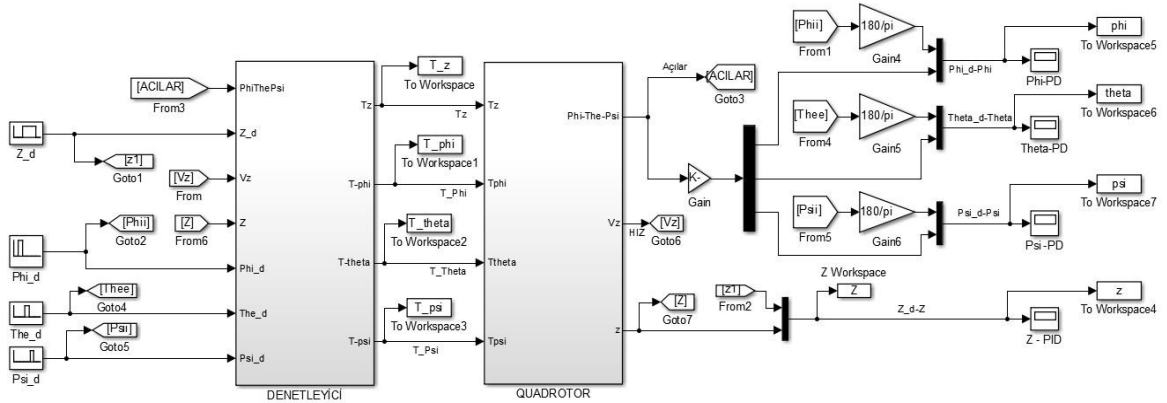
6. DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ BENZETİM ÇALIŞMASI

Bu bölümde matematiksel modeli oluşturulan dört rotorlu insansız hava aracının Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışması gerçekleştirilmiştir. Benzetimin gerçekleştirilmesi amacıyla oluşturulan tasarımın genel blok diyagramı Şekil 6.1’de görülmektedir. Dört rotorlu insansız hava aracının referans giriş işaretleri; yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik verilerinden oluşmaktadır.



Şekil 6. 1 Quadrotor genel blok diyagramı

Şekil 6.1’de gösterilen quadrotor genel blok diyagramının Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.2’de görülen benzetim modeli oluşturulmuştur.



Şekil 6. 2 Quadrotor benzetim modeli

“Denetleyici” ve “Quadrotor” olmak üzere iki bloktan oluşan bu modelde, quadrotor bloğu quadrotorun matematiksel denklemleri kullanılarak oluşturulan dinamik modelini,

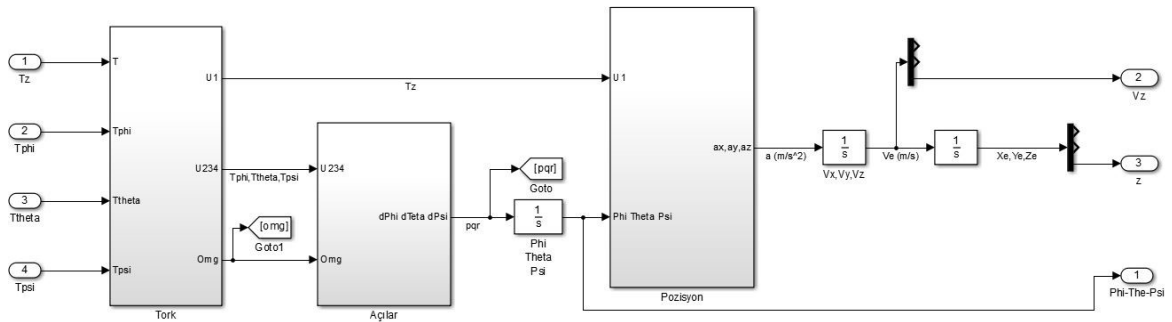
denetleyici bloğu ise quadrotorun durum ve yükseklik denetimlerini gerçekleştiren denetim yapısını içermektedir. Denetimin gerçekleştirilmesi için quadrotorun benzetim modelinde kullanılan parametre değerleri Tablo 6.1’de verilmiştir.

Tablo 6. 1 Quadrotor parametre değerleri

Parametre	Değer	Birim
Ixx	$7.5 \cdot 10^{-3}$	Kg.m^2
Iyy	$7.5 \cdot 10^{-3}$	Kg.m^2
Izz	$1.3 \cdot 10^{-2}$	Kg.m^2
Jr	$6.5 \cdot 10^{-5}$	Kg.m^2
b	$3.13 \cdot 10^{-5}$	N.s^2
d	$7.5 \cdot 10^{-7}$	N.m.s^2
l	0.23	m
m	1.35	kg
g	9.81	m/sn^2

6.1. Quadrotor Bloğu

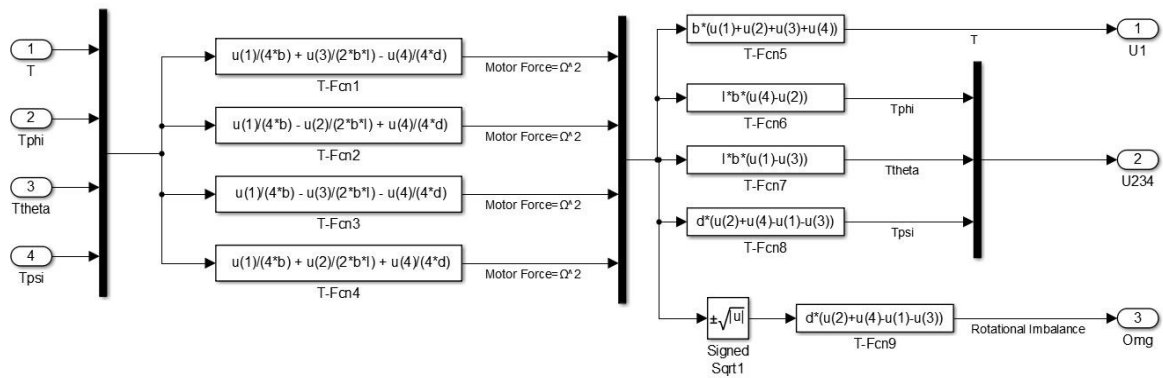
Şekil 6.2’de verilen denetleyici bloğu referans girişlerini, quadrotorun arzulanan yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik girdileri oluşturmaktadır. Denetleyici bloğu, referans işaretleriyle quadrotordan gelen gerçek açı ve yükseklik değerlerinin karşılaştırılmasıyla elde edilen hata değerlerini kullanarak, aracın istenilen yöne ve yüksekliğe gidebilmesi için gerekli denetim işaretini üretmektedir. Denetleyicinin çıkışları Şekil 6.3’te görülen quadrotor alt bloğuna giriş olarak uygulanmaktadır.



Şekil 6. 3 Quadrotor alt blok modeli

Quadrotor bloğu quadrotorun tork, açı ve pozisyon hesaplarını gerçekleştiren üç ayrı bloktan oluşmaktadır. Tork bloğunun iç yapısı Şekil 6.4’te, açılar bloğunun iç yapısı şekil 6.5’te, pozisyon bloğunun iç yapısı Şekil 6.6’da görülmektedir.

Tork bloğu referans itki kuvvetini ve referans torkları kullanarak denklem (3.39-3.42) ile her pervanenin açısal hızı hesaplanmaktadır. Elde edilen pervane açısal hızları kullanılarak denklem (3.17) ile Ω_{mg} ve denklem (3.33–3.36) ile $T_z(U_1), T_\phi(U_2), T_\theta(U_3), T_\psi(U_4)$ denetim girişleri tekrar hesaplanmıştır.



Şekil 6. 4 Tork alt blok modeli

$$\Omega_1^2 = \frac{T_z}{4*b} + \frac{T_\theta}{2*b*l} - \frac{T_\psi}{4*d} \dots\dots\dots (T-Fcn1)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{T_z}{4*b} - \frac{T_\phi}{2*b*l} + \frac{T_\psi}{4*d} \dots\dots\dots (T-Fcn2)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{T_z}{4*b} - \frac{T_\theta}{2*b*l} - \frac{T_\psi}{4*d} \dots\dots\dots (T-Fcn3)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{T_z}{4*b} + \frac{T_\phi}{2*b*l} + \frac{T_\psi}{4*d} \dots\dots\dots (T-Fcn4)$$

$$T_z = U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \dots\dots\dots (T-Fcn5)$$

$$T_\phi = U_2 = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \dots\dots\dots (T-Fcn6)$$

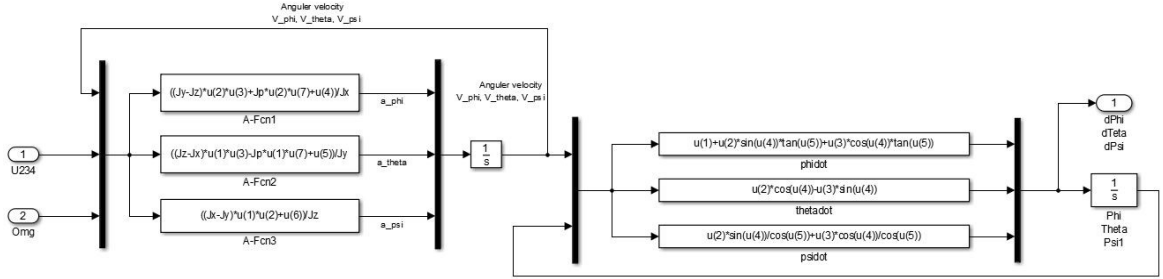
$$T_\theta = U_3 = bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \dots\dots\dots (T-Fcn7)$$

$$T_\psi = U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \dots\dots\dots (T-Fcn8)$$

$$Omg = d(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \dots\dots\dots (T-Fcn9)$$

Şekil 6.5’te görülen “açılar” alt blok modeliyle, “tork” alt bloğundan elde edilen U_1, U_2, U_3, U_4 giriş işaretleri kullanılarak quadrotorun açısal ivmesi hesaplanmıştır. Açısal ivmenin integrali alınarak açısal hız elde edilmiştir. Elde edilen açısal hız denklem (3.14)

kullanılarak dönüşüme tabi tutulur ve böylece yer eksenine göre quadrotorun açısal hızı elde edilmektedir. Dönüşüm sonucunda elde edilen açısal hızın integrali alınarak quadrotorun Euler açıları elde edilmiştir.



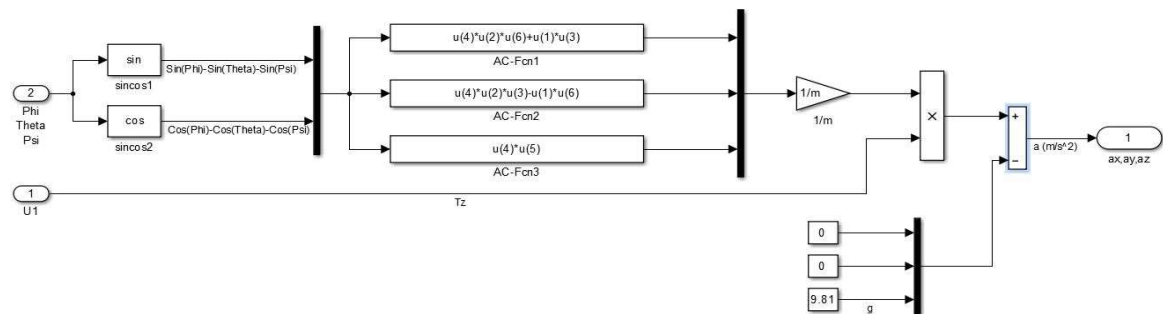
Şekil 6. 5 Açılar alt blok modeli

$$\ddot{\Phi} = \dot{\Psi}\dot{\theta}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) + \frac{1}{I_x}\dot{\theta}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_x}(b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)) \dots \text{A-Fcn1}$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\Psi}\dot{\Phi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{1}{I_y}\dot{\Phi}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_y}(b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)) \dots \text{A-Fcn1}$$

$$\ddot{\Psi} = \dot{\theta}\dot{\Phi}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}(d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)) \dots \text{A-Fcn1}$$

Şekil 6.6'da görülen pozisyon alt blok modeli tork alt bloğundan gelen U_1 değerini ve açılar alt bloğundan gelen Φ , θ , Ψ açılarını giriş olarak kullanmaktadır. Pozisyon alt blok modelinin sonucunda denklem (3.58-3.60) kullanılarak x, y, z eksenlerindeki ivmeler hesaplanmaktadır. Şekil 6.3'te görüldüğü üzere elde edilen ivmelerin integrali alınarak quadrotorun x, y, z eksenlerindeki hızları, hızların da integrali alınarak x, y, z eksenlerindeki konumları elde edilmiştir.



Şekil 6. 6 Pozisyon alt blok modeli

$$\begin{aligned} (\sin\Psi\sin\Phi + \cos\Psi\sin\theta\cos\Phi) & \dots \text{AC-Fcn1} \\ (-\cos\Psi\sin\Phi + \sin\Psi\sin\theta\cos\Phi) & \dots \text{AC-Fcn2} \\ (\cos\theta\cos\Phi) & \dots \text{AC-Fcn3} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{x} &= (\sin\Psi\sin\Phi + \cos\Psi\sin\theta\cos\Phi)\frac{U_1}{m} \\ \dot{y} &= (-\cos\Psi\sin\Phi + \sin\Psi\sin\theta\cos\Phi)\frac{U_1}{m} \\ \dot{z} &= -g + (\cos\theta\cos\Phi)\frac{U_1}{m}\end{aligned}$$

6.2. Denetleyici Bloğu

Quadrotor denetimi için benzetim modeli üzerinde denetleyici bloğu yapısı PID denetleyici, PD denetleyici, KKD, GAD olmak üzere farklı denetleyiciler kullanılarak oluşturulmuştur.

6.2.1. Quadrotorun Oransal-İntegral-Türev Denetleyiciler ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi

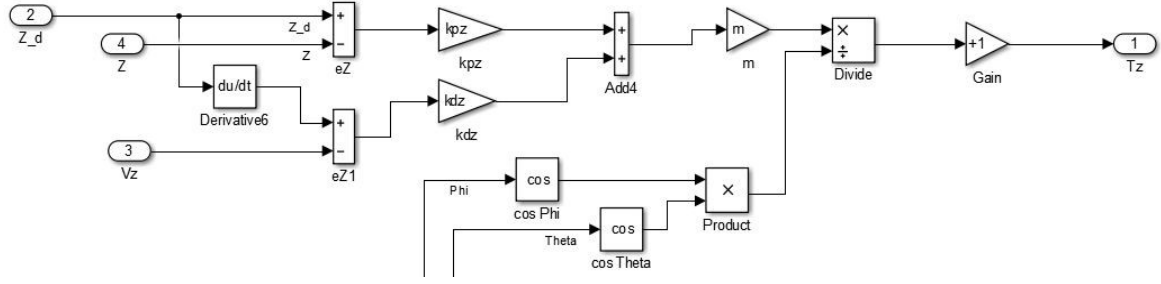
PD denetleyici ile quadrotorun yuvarlanma, yunuslama, yönelme açılarının denetimleri gerçekleştirilecek, yükseklik denetimi ise PD denetleyici ve PID denetleyici kullanılarak gerçekleştirilecektir.

a. PD Denetleyici ile Yükseklik Denetimi

Quadrotorun yükseklik denetiminin gerçekleştirilmesi için PD denetleyici yapısı Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.7'de görüldüğü gibi modellenmiştir. PD denetleyici yükseklik denetimi için uygun k_p , k_d parametre değerleri benzetim çalışması üzerinde Tablo 6.2'de verildiği gibi elde edilmiştir.

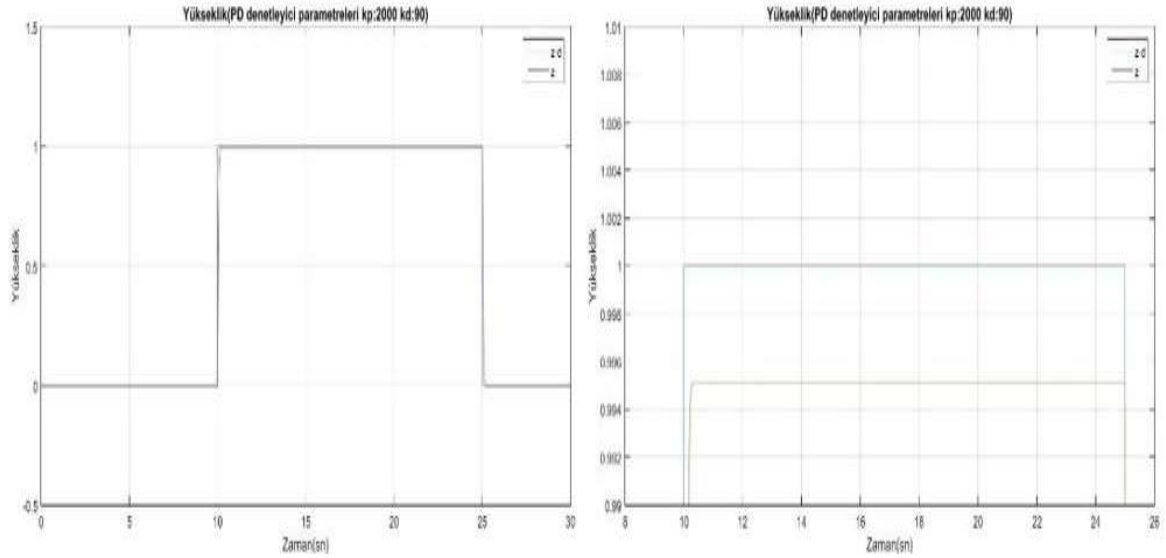
Tablo 6. 2 Yüksekli denetimi PD denetleyici parametre değerleri

	k_p	k_d
Z	2000	90



Şekil 6. 7 Yükseklik denetimi PD denetleyici yapısı

Quadrotorun yükseklik denetiminin gerçekleştirilmesinde PD denetleyicinin Tablo 6.2’de verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonuçları Şekil 6.8’de verilmiştir. Quadrotora yükseklik referansı olarak 0-10s aralığında sıfır metre, 10-25s aralığında 1 metre ve 25-30s aralığında yine sıfır metrelik referans giriş uygulanarak, aracın yükselme ve tekrar yere inme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.8 ile sunulan benzetim sonuçlarından görüldüğü gibi, quadrotorun referans yükseklik değerini belirli bir sürekli durum hatası ile izlediği görülmektedir. Denetim işareti yerleşme zamanı, basamak değerinin %2 toleransı altında kalması olarak kabul edilmiş ve yerleşme zamanı 0.14s olarak elde edilmiştir. Beklenildiği gibi, PD denetleyici ile sürekli durum hataları giderilememiş ve %0.5’lik sürekli durum hatası yeterli görülmüştür.



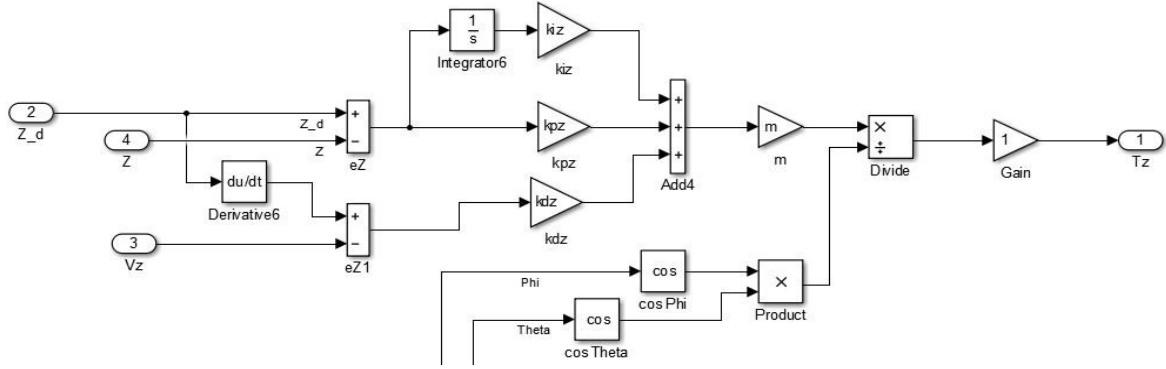
Şekil 6. 8 PD denetleyici ile yükseklik denetim sonucu

b. PID Denetleyici ile Yükseklik Denetimi

Quadrotorun yükseklik denetiminin gerçekleştirilmesi için PD denetleyici yapısıyla elde edilen başarı beklenildiği gibi olmadığından dolayı PID denetleyici yapısı kullanılmıştır. PID denetleyici Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.9'da görüldüğü gibi modellenmiştir. PID denetleyici ile yükseklik denetimi için uygun k_p , k_d , k_i parametre değerleri benzetim çalışması üzerinde Tablo 6.3'te verildiği gibi elde edilmiştir.

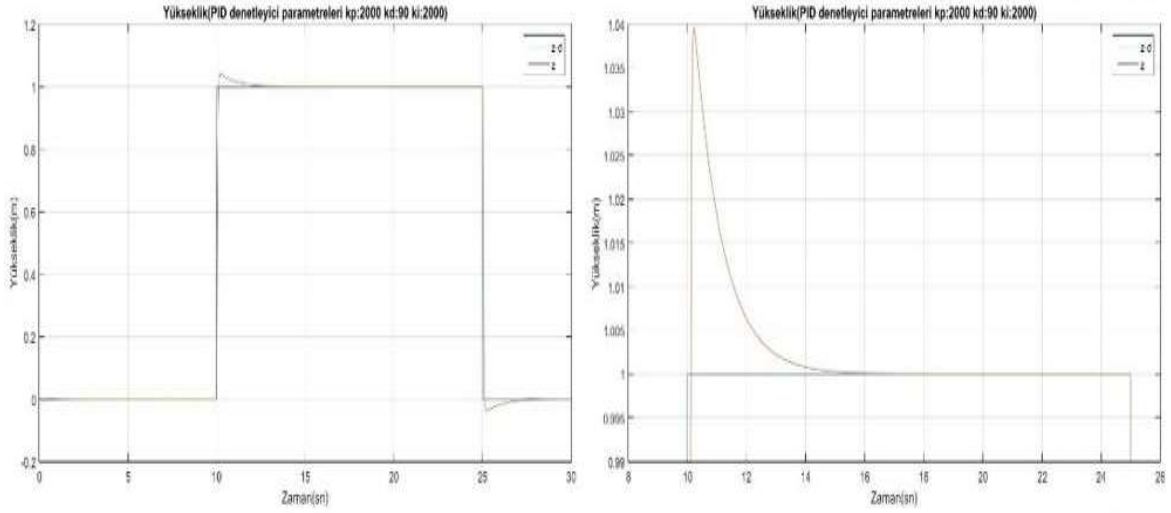
Tablo 6.3 Yükseklik denetimi PID denetleyici parametre değerleri

	k_p	k_d	k_i
Z	2000	90	2000



Şekil 6.9 Yükseklik denetimi PID denetleyici yapısı

Yükseklik denetimi için PID denetleyicinin Tablo 6.3'te verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonuçları Şekil 6.10'da verilmiştir. Quadrotora yükseklik referansı olarak 0-10s aralığında sıfır metre, 10-25s aralığında 1 metre ve 25-30s aralığında yine sıfır metrelik referans giriş uygulanarak, aracın yükselme ve tekrar yere inme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.10 ile sunulan benzetim sonuçlarında görüldüğü gibi, quadrotorun referans yüksekliğinin denetiminde meydana gelen sürekli durum hatasını ortadan kaldırarak başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti basamak değeri toleransına göre yerleşme zamanı 0.88s olarak elde edilmiştir. PID denetleyici ile sürekli durum hatasının giderildiği ve yükseklik denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



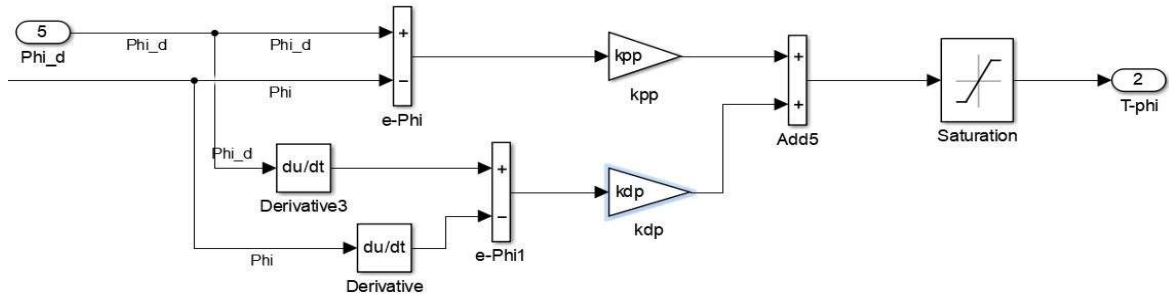
Şekil 6. 10 PID denetleyici ile yükseklik denetim sonucu

c. Yuvarlanma Açısı Denetimi

PD denetleyici yapısı, quadrotorun yuvarlanma açısı denetiminin gerçekleştirilmesi amacıyla Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.11’de görüldüğü gibi modellenmiştir. PD denetleyici yuvarlanma açısı denetimi için uygun k_p , k_d parametre değerleri Tablo 6.4’de verildiği gibi elde edilmiştir.

Tablo 6. 4 Yuvarlanma açısı PD denetleyici parametre değerleri

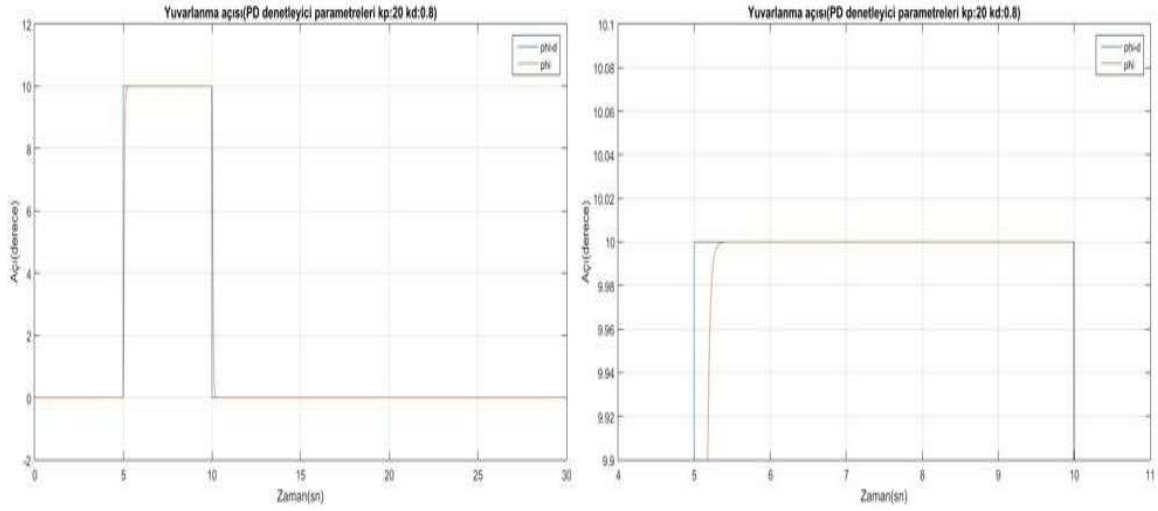
	k_p	k_d
ϕ	20	0,8



Şekil 6. 11 Yuvarlanma açısı denetimi PD denetleyici yapısı

Şekil 6.12’de verilen benzetim sonuçları, yuvarlanma açısı denetimi için PD denetleyicinin Tablo 6.4’de verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilmiştir. Quadrotora, yuvarlanma açısı referansı olarak 0-5s aralığında sıfır derece, 5-10s aralığında

10 derece ve 10-30s aralığında yine sıfır derece referans giriş uygulanarak aracın yuvarlanma açısının 10 derece dönmesi ve tekrar sıfır dereceye dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.12 ile sunulan benzetim sonuçlarında görüldüğü gibi quadrotorun yuvarlanma açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti yerleşme zamanı, basamak değeri toleransına göre 0.157s olarak elde edilmiştir. PD denetleyici ile yuvarlanma açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



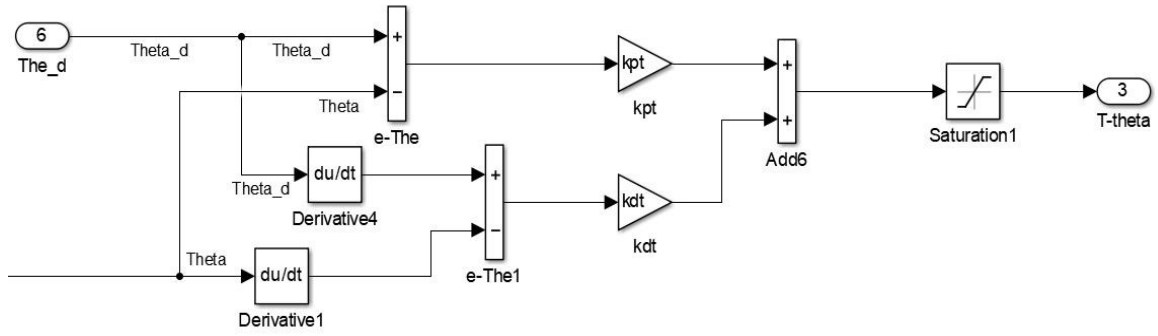
Şekil 6. 12 PD denetleyici ile yuvarlanma açısı denetim sonucu

d. Yunuslama Açısı Denetimi

Matlab/Simulink ortamında, quadrotorun yunuslama açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için PD denetleyici yapısı Şekil 6.13'te görüldüğü gibi modellenmiştir. PD denetleyici yunuslama açısı denetimi için uygun k_p , k_d parametre değerleri Tablo 6.5'de verildiği gibi elde edilmiştir.

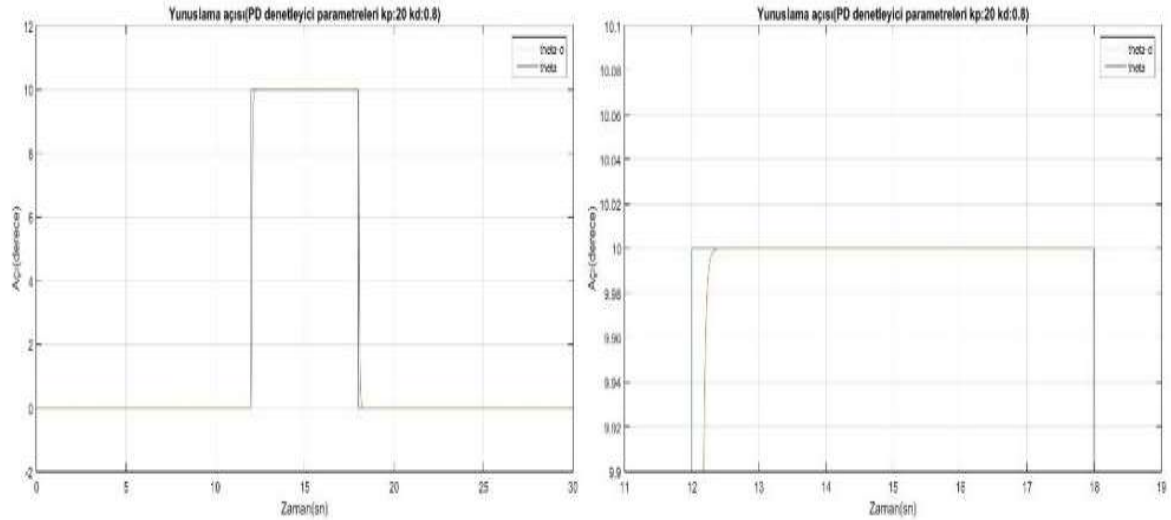
Tablo 6. 5 Yunuslama açısı PD denetleyici parametre değerleri

	k_p	k_d
θ	20	0,8



Şekil 6. 13 Yunuslama açısı denetimi PD denetleyici yapısı

PD denetleyicinin Tablo 6.5’de verilen parametre değerleri kullanılarak PD denetleyici ile yunuslama açısı denetiminden elde edilen benzetim sonuçları Şekil 6.14’de verilmiştir. Quadrotora, yunuslama açısı referansı olarak 0-12s aralığında sıfır derece, 12-18s aralığında 10 derece ve 18-30s aralığında yine sıfır derece referans giriş uygulanmış, aracın yunuslama açısının 10 derece dönmesi ve tekrar sıfır dereceye dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Quadrotorun yunuslama açısı değişimini başarıyla izlediği Şekil 6.14 ile sunulan benzetim sonuçlarında görülmektedir. Basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanı 0.16s olarak elde edilmiştir. Yunuslama açısı denetiminin beklenildiği gibi PD denetleyici ile başarıyla sonuçlandırıldığı görülmüştür.



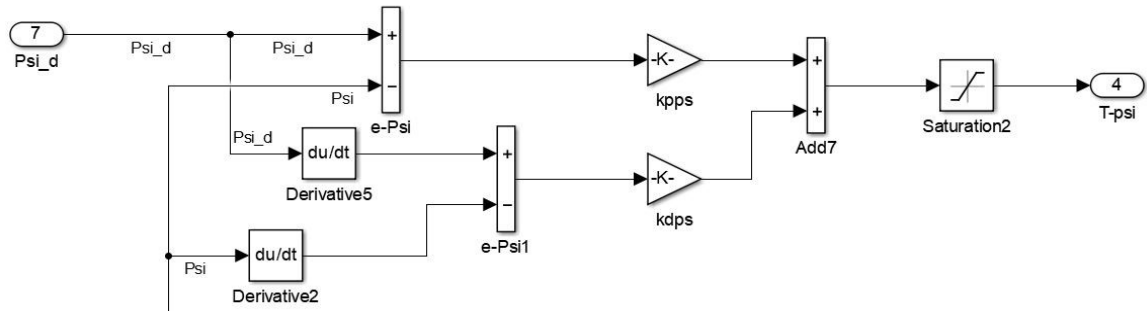
Şekil 6. 14 PD denetleyici ile yunuslama açısı denetim sonucu

e. Yönelme Açısı Denetimi

Quadrotorun yönelme açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için Matlab/Simulink ortamında, PD denetleyici yapısı Şekil 6.15'te görüldüğü gibi modellenmiştir. PD denetleyici yönelme açısı denetimi için uygun k_p , k_d parametre değerleri Tablo 6.6'da verildiği gibi elde edilmiştir.

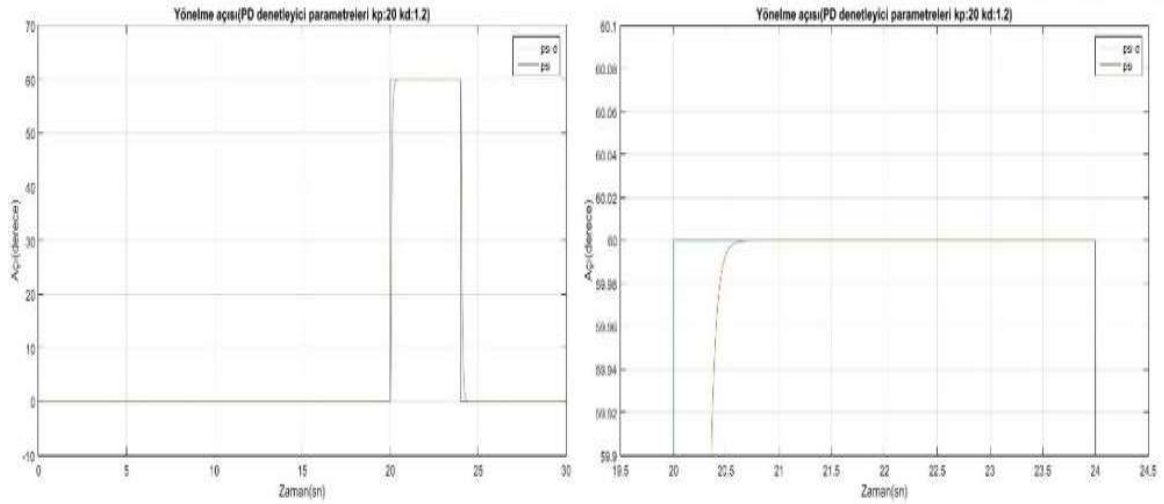
Tablo 6. 6 Yönelme açısı PD denetleyici parametre değerleri

	k_p	k_d
ψ	20	1,2



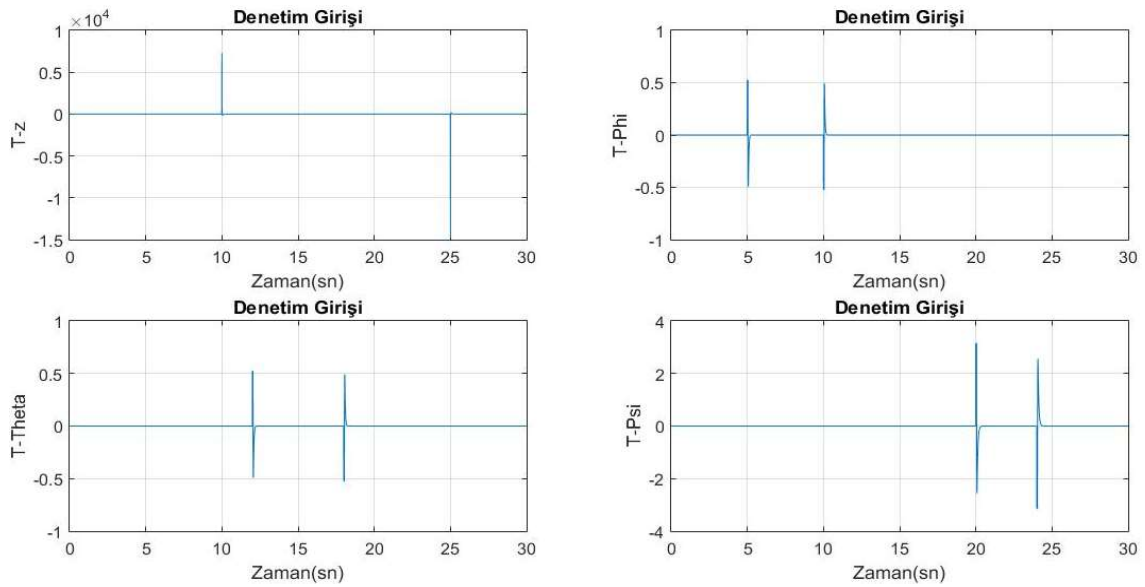
Şekil 6. 15 Yönelme açısı denetimi PD denetleyici yapısı

Yönelme açısı denetimi için PD denetleyicinin Tablo 6.6'da verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonuçları Şekil 6.16'da verilmiştir. Quadrotora, yönelme açısı referansı olarak 0-20s aralığında sıfır derece, 20-24s aralığında 60 derece ve 24-30s aralığında yine sıfır derece referans giriş uygulanarak aracın yönelme açısının 60 derece dönmesi ve tekrar sıfır dereceye dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.16 ile sunulan benzetim sonuçlarından quadrotorun yönelme açısı denetimini başarıyla izlediği görülmektedir. Benzetim çalışmasında yönelme açısı denetimi sonucundan basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanı 0.24s olarak elde edilmiştir. Quadrotorun yönelme açısı denetiminin PD denetleyici ile başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.

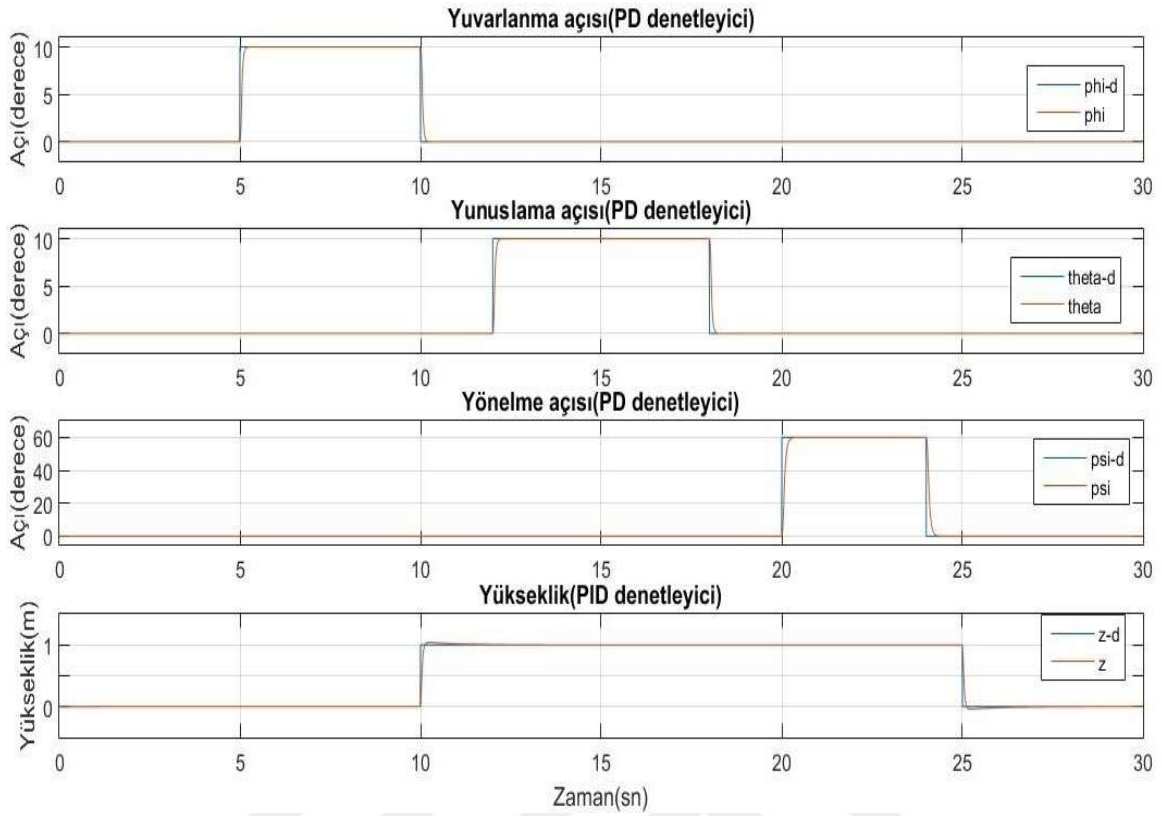


Şekil 6. 16 PD denetleyici ile yönelme açısı denetim sonucu

P-I-D denetleyiciler ile elde edilen quadrotorun T denetim girişleri Şekil 6.17’de verilmiş, bu denetim girişlerinin quadrotora uygulanması sonucunda elde edilen yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimi sonuç grafikleri Şekil 6.18’de toplu olarak verilmiştir. Bu grafiklerden elde edilen basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanları Tablo 6.7 ile sunulmuştur.



Şekil 6. 17 T denetim girişleri



Şekil 6. 18 PD, PID denetleyici sonuçları

Tablo 6. 7 PID, PD denetleyici yerleşme zamanı

	Yuvarlanma açısı (PD)	Yunuslama açısı (PD)	Yönelme açısı (PD)	Yükseklik (PID/PD)
Yerleşme zamanı (sn)	0.157	0.16	0.24	0.88 / 0.14

6.2.2. Quadrotorun Kayan Kipli Denetleyici ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi

KKD quadrotor denetiminde kullanılan diğer denetim yöntemlerinden biridir. KKD ile quadrotorun yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimleri gerçekleştirilecektir.

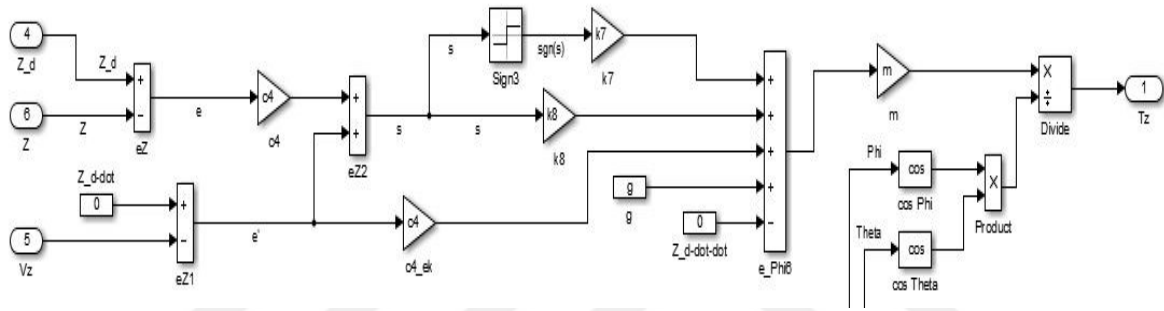
a. Yükseklik Denetimi

Quadrotorun yükseklik denetiminin gerçekleştirilmesi amacıyla KKD yapısı Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.19'da görüldüğü gibi modellenmiştir. KKD yükseklik denetimi için uygun c4, k7, k8 parametre değerlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu

parametrelerden; c4 sistemin arzulan cevabının elde edilmediği sıklığından, k7 sistem cevabının genliğinin ayarlanmasından, k8 ise arzu edilen cevaba en kısa sürede ulaşmayı sağlamaktan sorumludur. Yükseklik denetimi için uygun c4, k7, k8 parametreleri Tablo 6.8’de verildiği gibi elde edilmiştir.

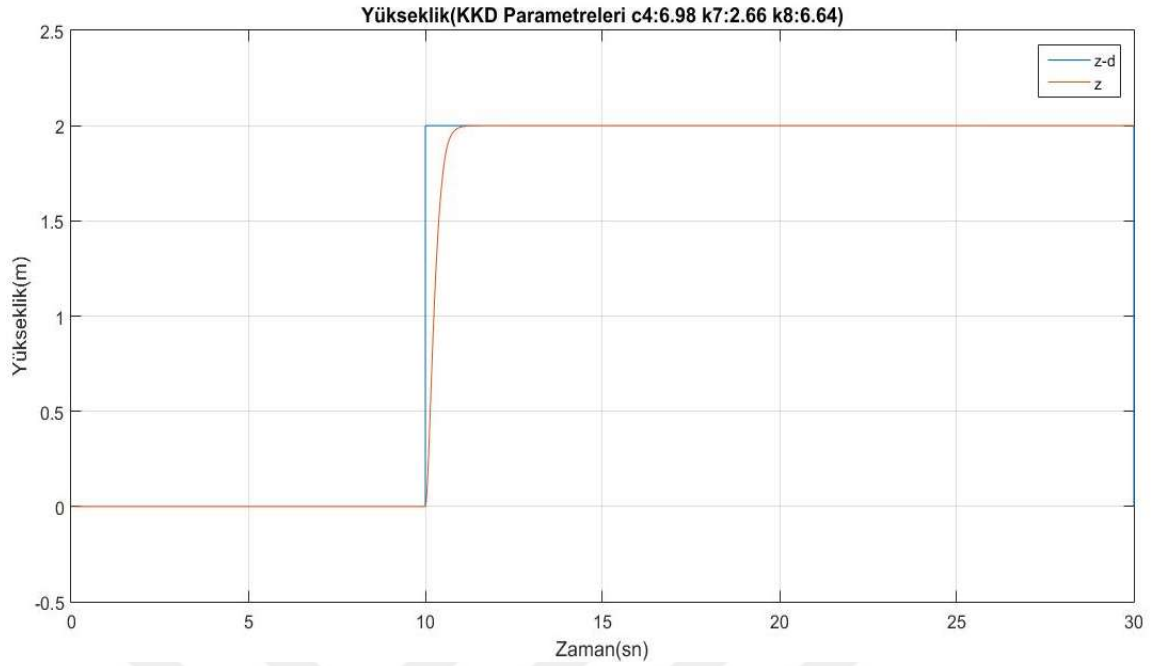
Tablo 6. 8 Yükseklik denetimi KKD parametre değerleri

	c4	k7	k8
Z	6.68	2.66	6.64



Şekil 6. 19 Yükseklik denetimi KKD yapısı

Yükseklik denetimi için KKD'nin Tablo 6.8’de verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.20’de verilmiştir. Quadrotora yükseklik referansı olarak 0-10s aralığında sıfır metre, 10-30s aralığında 2 metrelik referans girişi uygulanarak, aracın yükselme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.20 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi, quadrotorun referans yükseklik değerini başarıyla izlediği görülmektedir. KKD’de denetim işareti yerleşme zamanı basamak değerinin %2 toleransı altında kalması olarak kabul edilmiş ve yükseklik denetimi yerleşme zamanı 0.91s olarak elde edilmiştir. KKD ile yükseklik denetiminin beklenildiği gibi sonuçlandığı görülmüştür.



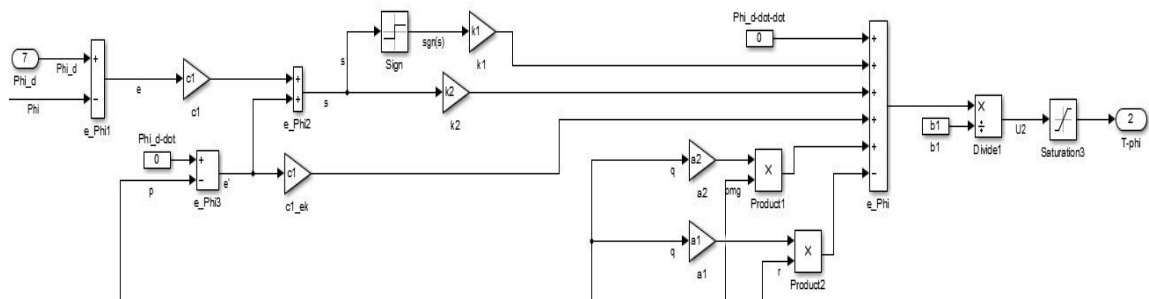
Şekil 6. 20 KKD ile yükseklik denetimi sonucu

b. Yuvarlanma Açısı Denetimi

Quadrotorun yuvarlanma açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için Matlab/Simulink ortamında KKD yapısı Şekil 6.21’de görüldüğü gibi modellenmiştir. KKD yuvarlanma açısı denetimi için uygun $c1$, $k1$, $k2$ parametre değerleri Tablo 6.9’da verildiği gibi elde edilmiştir.

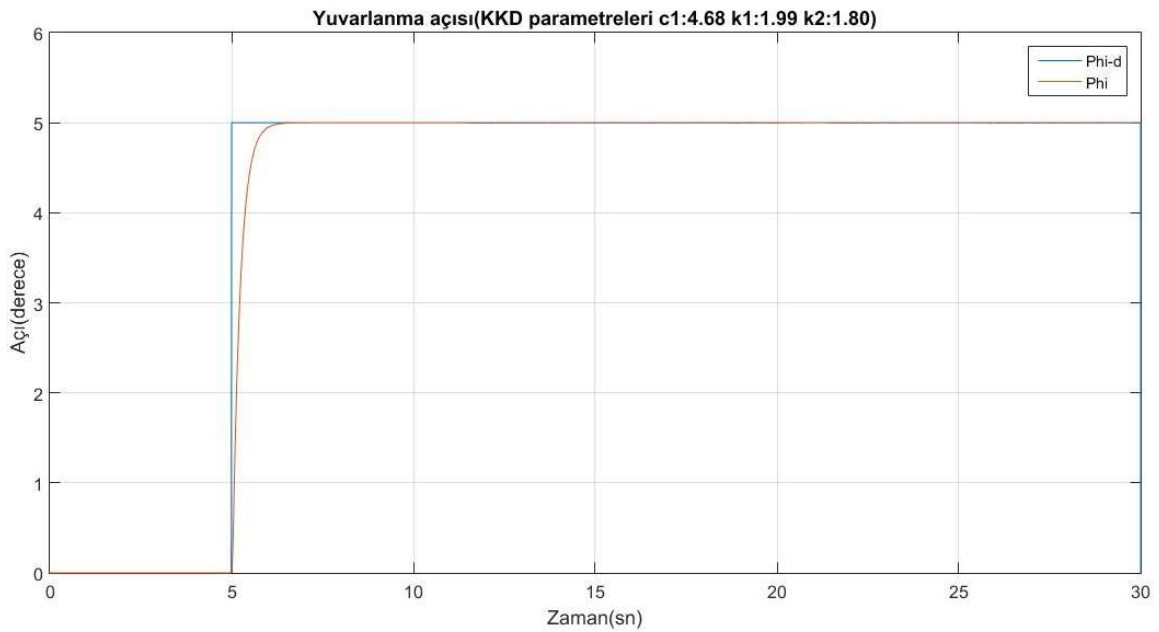
Tablo 6. 9 Yuvarlanma açısı denetimi KKD parametre değerleri

	$c1$	$k1$	$k2$
Φ	4.68	1.99	1.80



Şekil 6. 21 Yuvarlanma açısı denetimi KKD yapısı

Quadrotorun KKD ile yuvarlanma açısı denetiminin KKD'nin Tablo 6.9'da verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.22'de verilmiştir. Quadrotora yuvarlanma açısı referansı olarak 0-5s aralığında sıfır derece, 5-30s aralığında 5 derece referans giriş uygulanarak aracın yuvarlanma açısının 5 derece dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.22 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotorun yuvarlanma açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Basamak değerinin toleransında yuvarlanma açısı denetim işaretinin yerleşme zamanı 0.86s olarak elde edilmiştir. KKD ile yuvarlanma açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



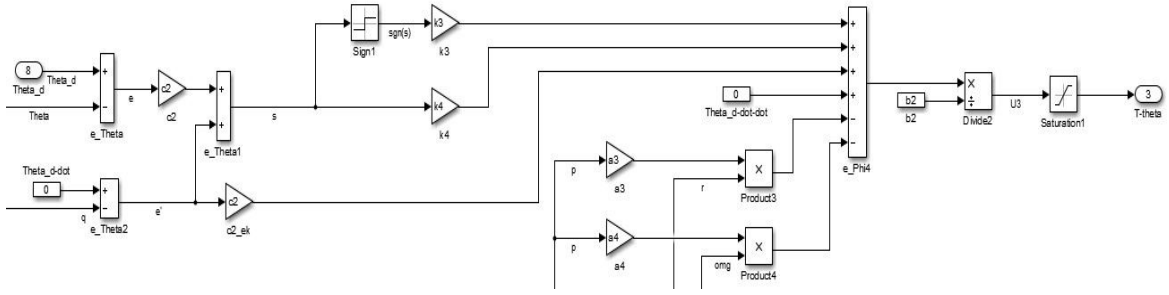
Şekil 6. 22 KKD ile yuvarlanma açısı denetim sonucu

c. Yunuslama Açısı Denetimi

Quadrotorun yunuslama açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için KKD yapısı, Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.23'te görüldüğü gibi modellenmiştir. KKD yunuslama açısı denetimi için uygun c2, k3, k4 parametre değerleri Tablo 6.10'da verildiği gibi elde edilmiştir.

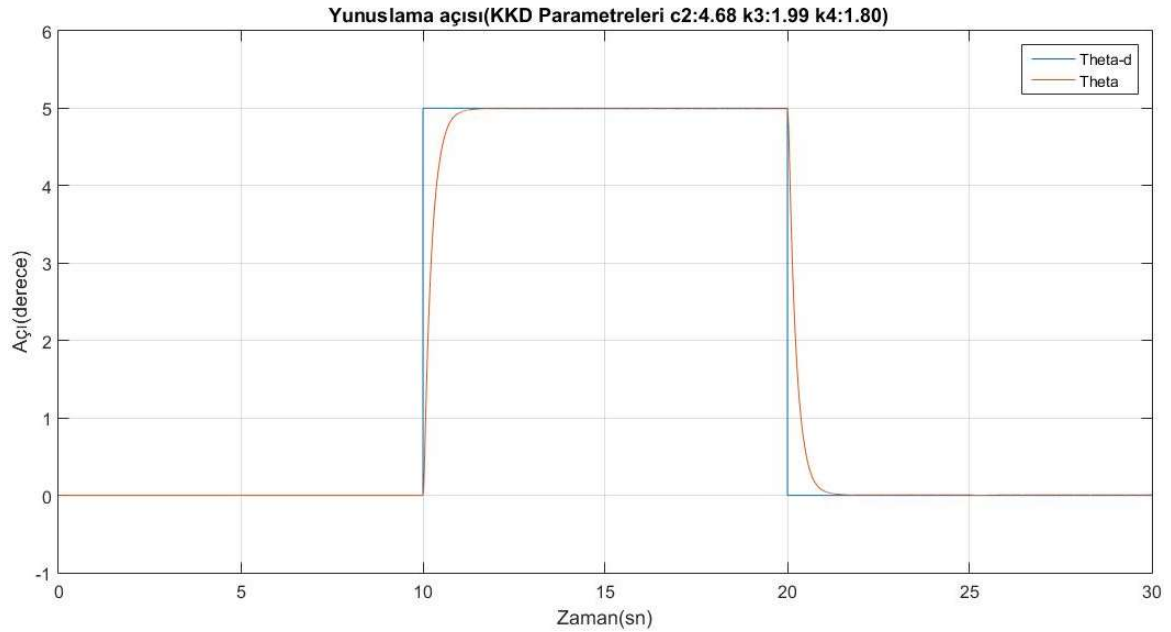
Tablo 6. 10 Yunuslama açısı denetimi KKD parametre değerleri

	c2	k3	k4
θ	4.68	1.99	1.80



Şekil 6. 23 Yunuslama açısı denetimi KKD yapısı

KKD'nin Tablo 6.10'da verilen parametre değerleri kullanılarak KKD ile quadrotorun yunuslama açısı denetiminden elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.24'de verilmiştir. Quadrotora yunuslama açısı referansı olarak 0-10s aralığında sıfır derece, 10-20s aralığında 5 derece ve 20-30s aralığında yine sıfır derece referans giriş uygulanarak aracın yunuslama açısının 5 derece dönmesi ve tekrar sıfır dereceye dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.24 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotorun yunuslama açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti yerleşme zamanı basamak değeri toleransına göre 0.87s olarak elde edilmiştir. KKD ile quadrotorun yunuslama açısı denetiminin beklenen başarıyı sağladığı görülmüştür.



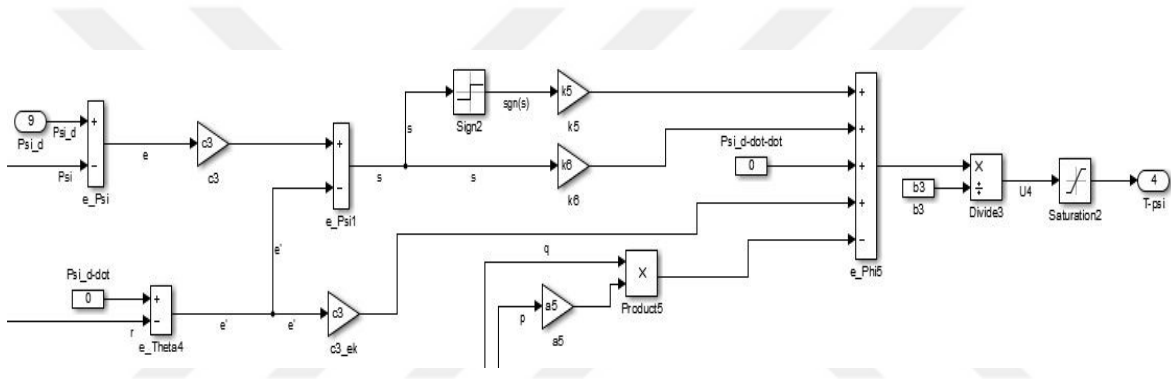
Şekil 6. 24 KKD ile yunuslama açısı denetim sonucu

d. Yönelme Açısı Denetimi

Quadrotorun yönelme açısı denetiminin gerçekleştirilmesi amacıyla Matlab/Simulink ortamında, KKD yapısı Şekil 6.25'te görüldüğü gibi modellenmiştir. KKD yönelme açısı denetimi için uygun c_3 , k_5 , k_6 parametre değerleri Tablo 6.11'de verildiği gibi elde edilmiştir.

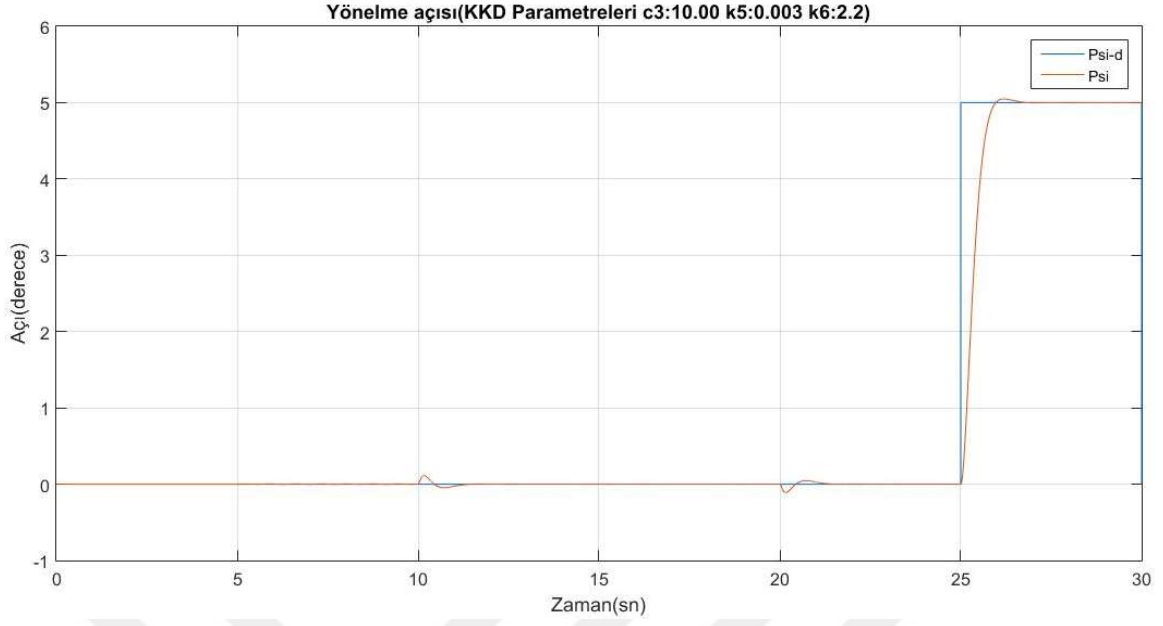
Tablo 6. 11 Yönelme açısı denetimi KKD parametre değerleri

	c_3	k_5	k_6
ψ	10	0.003	2.2



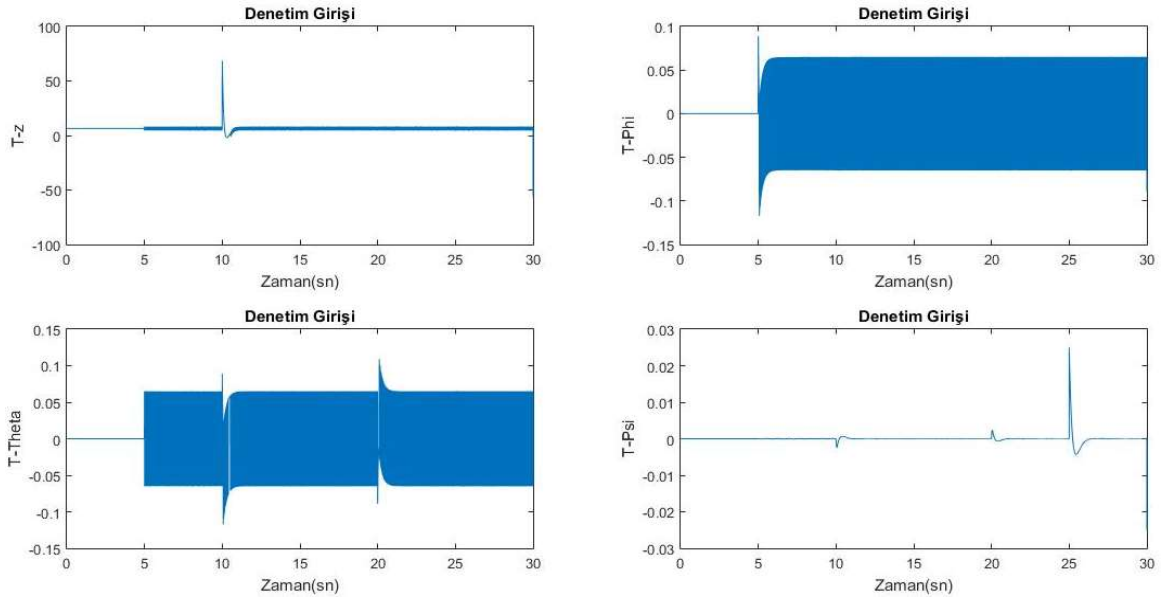
Şekil 6. 25 Yönelme açısı denetimi KKD yapısı

Yönelme açısı denetimi için KKD'nin Tablo 6.11'de verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.26'da verilmiştir. Quadrotora yönelme açısı referansı olarak 0-25s aralığında sıfır derece ve 25-30s aralığında 5 derece referans girış uygulanarak aracın yönelme açısının 5 derece dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.26 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotorun yönelme açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti yerleşme zamanı basamak değeri toleransına göre 0.85s olarak elde edilmiştir. KKD ile quadrotorun yönelme açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.

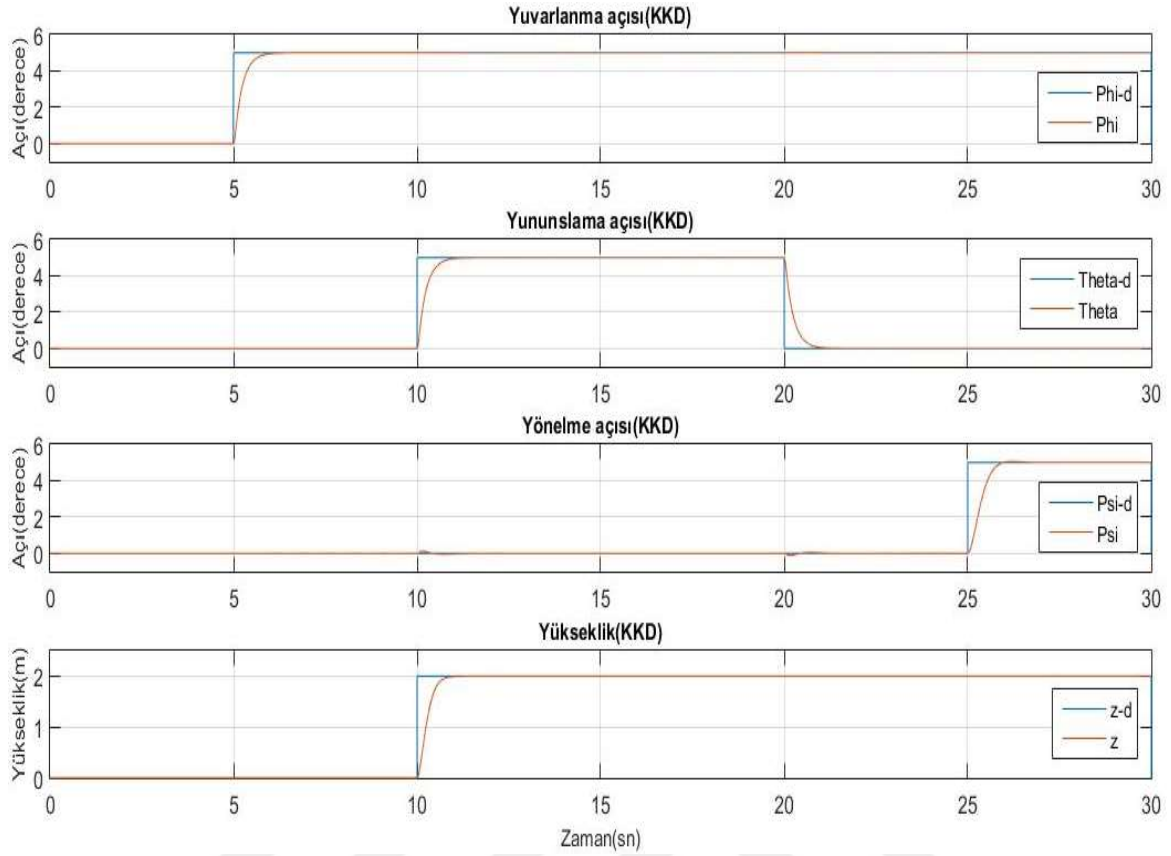


Şekil 6. 26 KKD ile yönelme açısı denetim sonucu

KKD ile elde edilen quadroturun T denetim girişleri Şekil 6.27’de verilmiştir. Bu denetim girişlerinin quadrotora uygulanması sonucunda elde edilen yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimi sonuç grafikleri Şekil 6.28’de toplu olarak verilmiştir. Bu grafiklerden basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanları Tablo 6.12 ile sunulmuştur.



Şekil 6. 27 KKD T denetim girişleri



Şekil 6. 28 KKD sonuçları

Tablo 6. 12 KKD yerleşme zamanı

	Yuvarlanma açısı	Yunuslama açısı	Yönelme açısı	Yükseklik
Yerleşme zamanı (sn)	0.86	0.87	0.85	0.91

6.2.3. Quadrotorun Geri Adımlamalı Denetleyici ile Yükseklik ve Yönelim Denetimi

GAD kullanılarak quadrotorun yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimleri gerçekleştirilecek, Matlab/Simulink ortamında denetim bloğu GAD yapısı kullanılarak tasarlanacaktır.

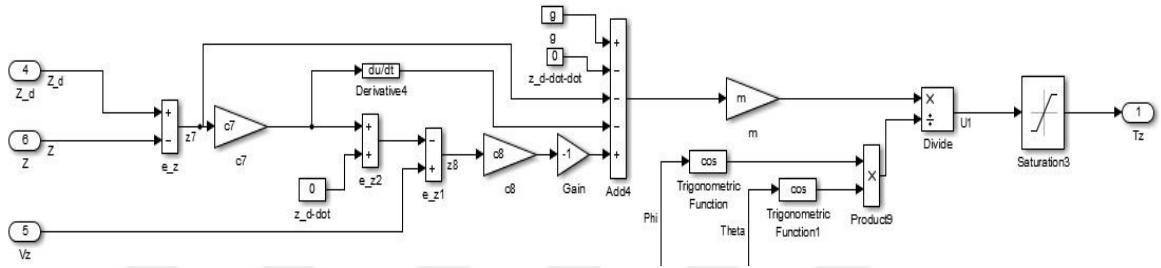
a. Yükseklik Denetimi

Quadrotorun yükseklik denetiminin gerçekleştirilmesi için GAD yapısı Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.29’da görüldüğü gibi modellenmiştir. GAD quadrotorun

yönelme açısı denetimi için uygun $c7$, $c8$ parametre değerleri benzetim çalışması üzerinde Tablo 6.13'te verildiği gibi elde edilmiştir.

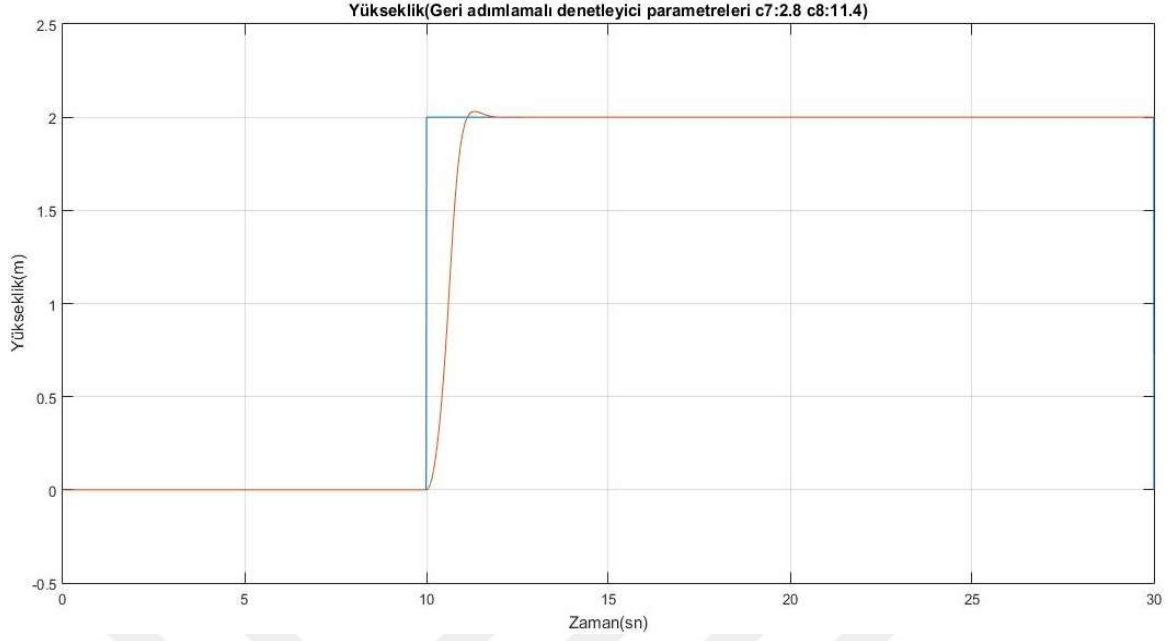
Tablo 6. 13 Yükseklik denetimi GAD parametre değerleri

	$c7$	$c8$
z	2.8	11.4



Şekil 6. 29 Yükseklik denetimi GAD yapısı

Quadrotorun yükseklik denetiminin GAD'nin Tablo 6.13'te verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.30'da verilmiştir. Quadrotora yükseklik referansı olarak 0-10s aralığında sıfır metre ve 10-30s aralığında 2 metre referans giriş uygulanarak, aracın yükselme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.30 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi, quadrotorun referans yükseklik değerini başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti basmak değeri toleransına göre yerleşme zamanı 1.05s olarak elde edilmiştir. GAD ile quadrotorun yükseklik denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



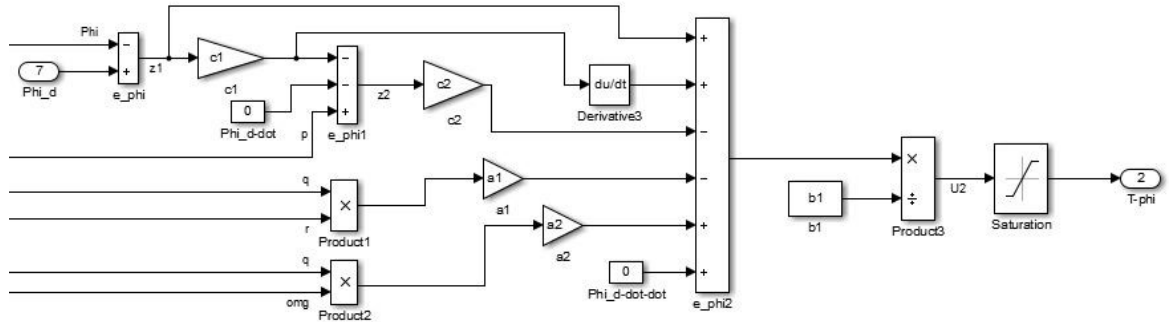
Şekil 6. 30 GAD ile yükseklik denetimi sonucu

b. Yuvarlanma Açısı Denetimi

Quadrotorun yuvarlanma açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için GAD yapısı Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.31’de görüldüğü gibi modellenmiştir. GAD quadrotorun yuvarlanma açısı denetimi için uygun c_1 , c_2 parametre değerleri Tablo 6.14’de verildiği gibi elde edilmiştir.

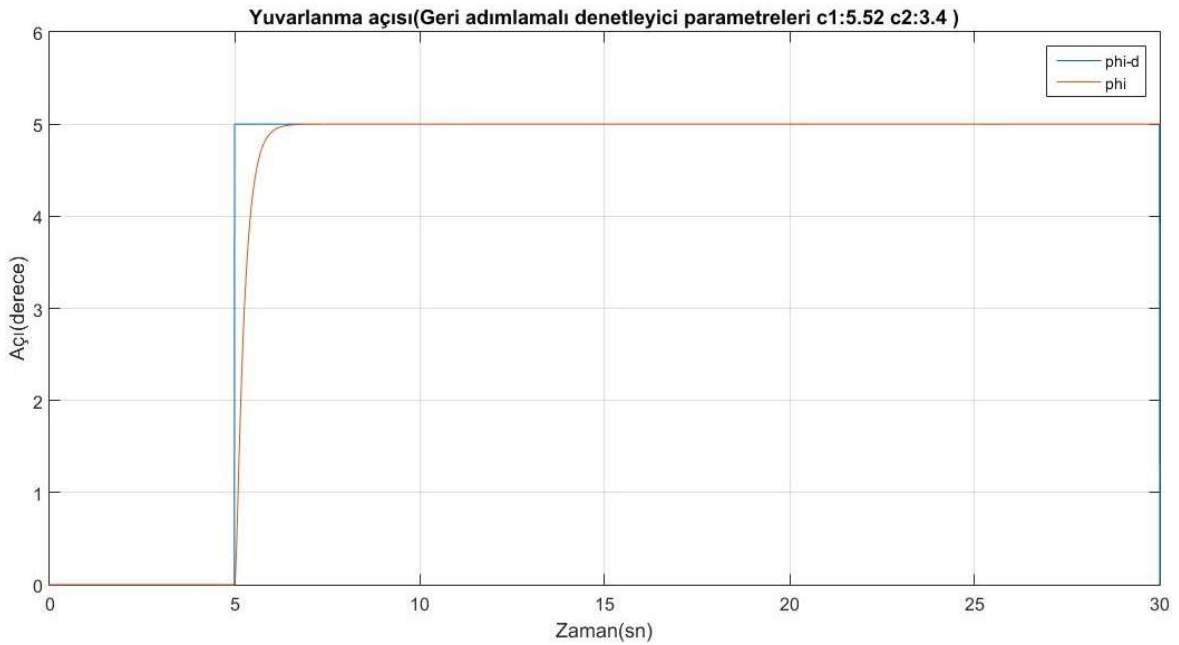
Tablo 6. 14 Yuvarlanma açısı denetimi GAD parametre değerleri

	c_1	c_2
Φ	5.52	3.4



Şekil 6. 31 Yuvarlanma açısı denetimi GAD yapısı

Şekil 6.32’de verilen benzetim sonucu, quadrotrun yuvarlanma açısı denetimi için GAD’nin Tablo 6.14’de verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilmiştir. Quadrotrora, yuvarlanma açısı referansı olarak 0-5s aralığında sıfır derece ve 5-30s aralığında 5 derece referans giriş uygulanarak aracın yuvarlanma açısının 5 derece dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.32 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotrun yuvarlanma açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Denetim işareti yerleşme zamanı basamak değerinin toleransına göre 0.95s olarak elde edilmiştir. GAD ile quadrotrun yuvarlanma açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



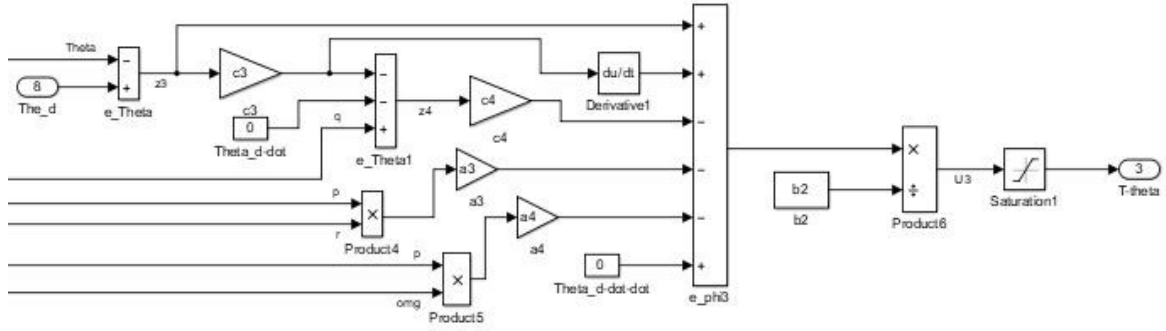
Şekil 6. 32 GAD ile yuvarlanma açısı denetimi sonucu

c. Yunuslama Açısı Denetimi

GAD yapısı, quadrotrun yunuslama açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.33’te görüldüğü gibi modellenmiştir. GAD ile yunuslama açısı denetimi için uygun c3, c4 parametre değerleri Tablo 6.15’de verildiği gibi elde edilmiştir.

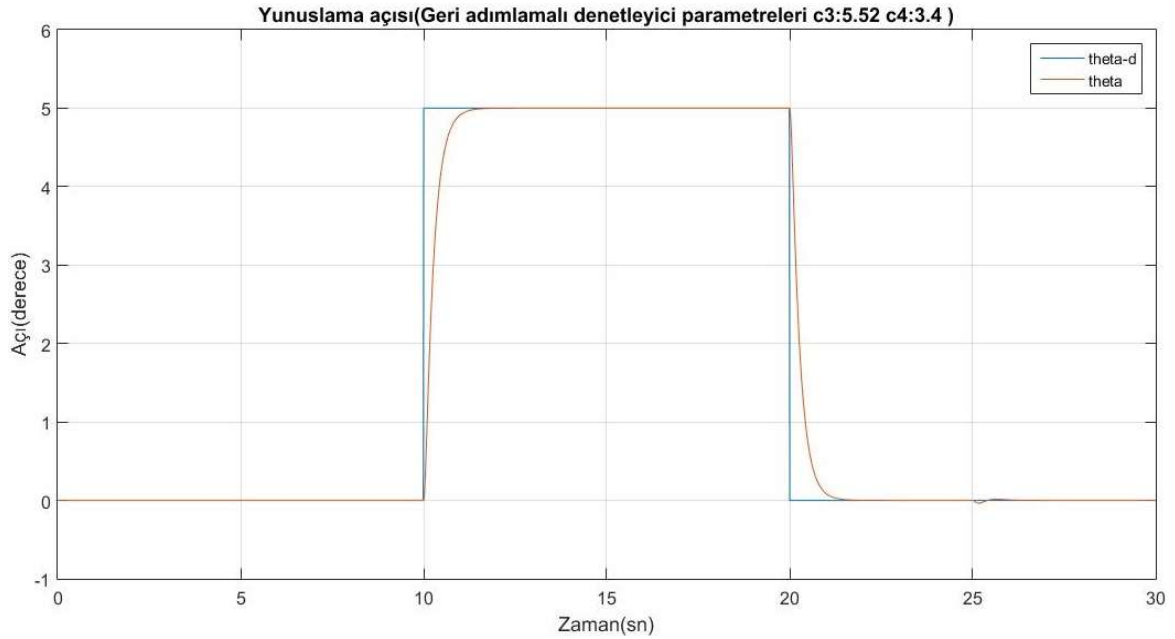
Tablo 6. 15 Yunuslama açısı denetimi GAD parametre değerleri

	c3	c4
θ	5.52	3.4



Şekil 6. 33 Yunuslama açısı denetimi GAD yapısı

GAD'nin Tablo 6.15'de verilen parametre değerleri kullanılarak quadrotorun yunuslama açısı denetiminden elde edilen benzetim sonucu Şekil 6.34'te verilmiştir. Quadrotora yunuslama açısı referansı olarak 0-10s aralığında sıfır derece, 10-20s aralığında 5 derece ve 20-30s aralığında yine sıfır derece referans giriş uygulanarak aracın yunuslama açısının 5 derece dönmesi ve tekrar sıfır dereceye dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.34 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotorun yunuslama açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanı 0.96s olarak elde edilmiştir. GAD ile quadrotorun yunuslama açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.



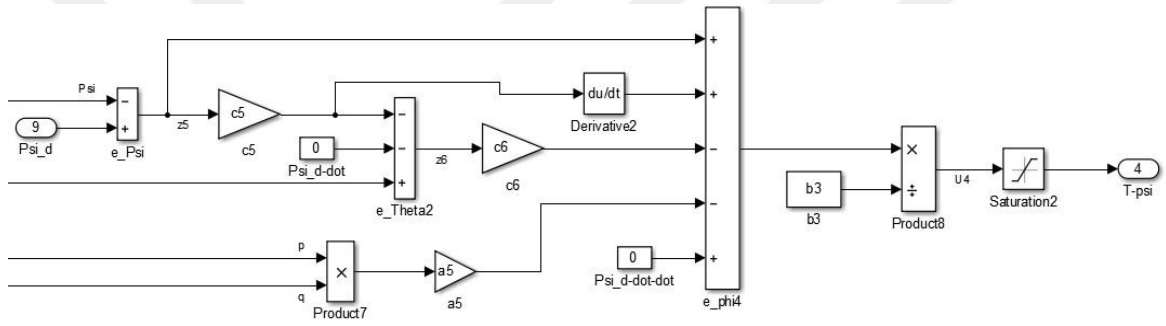
Şekil 6. 34 GAD ile yunuslama açısı denetimi sonucu

d. Yönelme Açısı Denetimi

Quadrotorun yönelme açısı denetiminin gerçekleştirilmesi için GAD yapısı Matlab/Simulink ortamında Şekil 6.35'te görüldüğü gibi modellenmiştir. Quadrotorun GAD ile yönelme açısı denetimi için uygun c5, c6 parametre değerleri Tablo 6.16'da verildiği gibi elde edilmiştir.

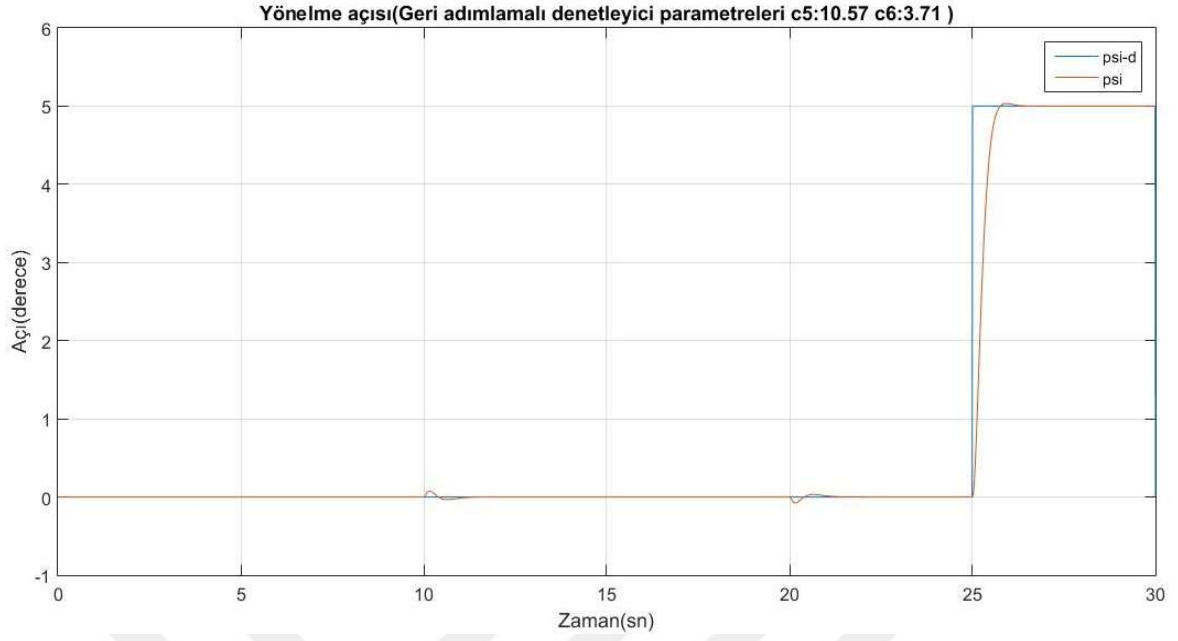
Tablo 6. 16 Yönelme açısı denetimi GAD parametre değerleri

	c5	c6
ψ	10.57	3.71



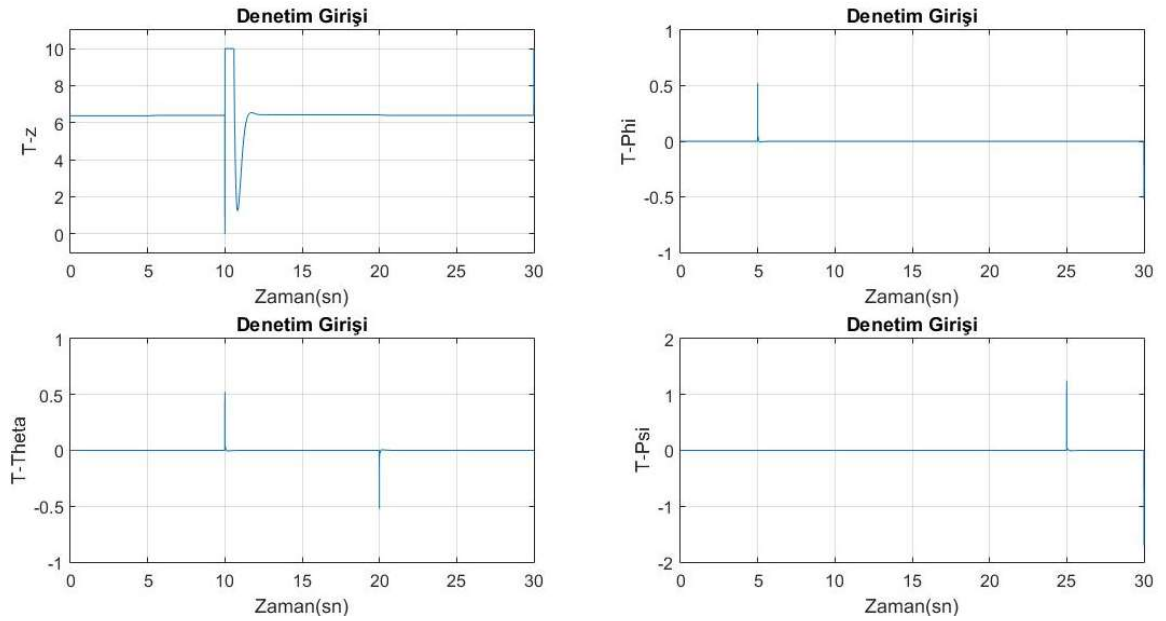
Şekil 6. 35 Yönelme açısı denetimi GAD yapısı

GAD'nin Tablo 6.16'da verilen parametre değerleri kullanılarak elde edilen quadrotorun yönelme açısı denetiminin benzetim sonucu Şekil 6.36'da verilmiştir. Quadrotora yönelme açısı referansı olarak 0-25s aralığında sıfır derece ve 25-30s aralığında 5 derece referans giriş uygulanarak aracın yönelme açısının 5 derece dönme başarımının incelenmesi hedeflenmiştir. Şekil 6.36 ile sunulan benzetim sonucunda görüldüğü gibi quadrotorun yönelme açısı değişimini başarıyla izlediği görülmektedir. Yönelme açısı denetim işareti yerleşme zamanı basamak değeri toleransına göre 0.64s olarak elde edilmiştir. GAD ile quadrotorun yönelme açısı denetiminin başarıyla sonuçlandığı görülmüştür.

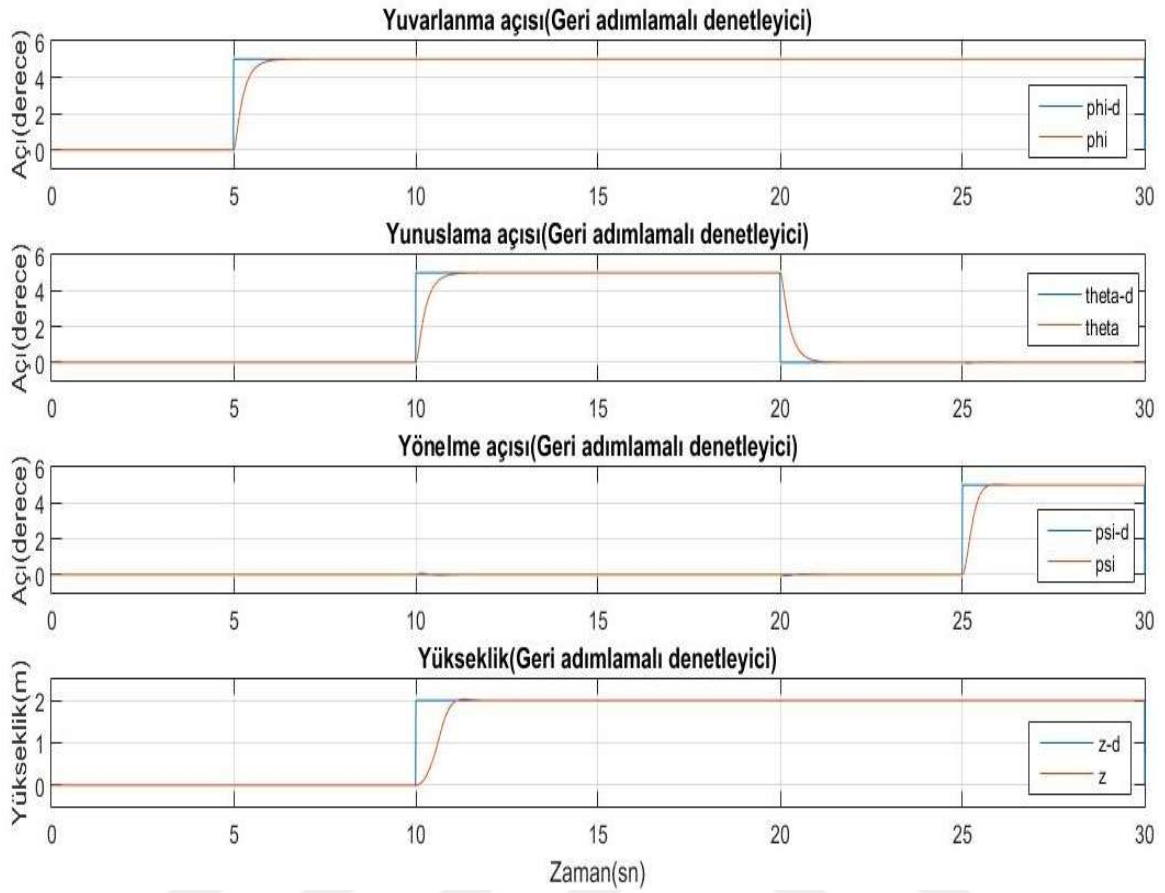


Şekil 6. 36 GAD ile yönelme açısı denetimi sonucu

GAD ile elde edilen quadrotorun T denetim girişleri Şekil 6.37’de verilmiştir. Bu denetim girişlerinin quadrotora uygulanması sonucunda elde edilen yuvarlanma, yunuslama, yönelme açıları ve yükseklik denetimi sonuç grafikleri Şekil 6.38’de toplu olarak verilmiştir. Bu grafiklerde basamak değeri toleransına göre denetim işareti yerleşme zamanları Tablo 6.17 ile sunulmuştur.



Şekil 6. 37 GAD ile T denetim girişleri



Şekil 6. 38 GAD sonuçları

Tablo 6. 17 GAD yerleşme zamanı

	Yuvarlanma açısı	Yunuslama açısı	Yönelme açısı	Yükseklik
Yerleşme zamanı (sn)	0.95	0.96	0.64	1.05

Quadrotorun Matlab/Simulink ortamında farklı denetleyici türleriyle gerçekleştirilen benzetimler sonucunda denetleyici yöntemlerinden elde edilen sonuçların yerleşme zamanlarının karşılaştırması Tablo 6.18’de verilmiştir.

Yuvarlanma açısının denetiminde PD denetleyici ile gerçekleştirilen denetimin yerleşme zamanı 0.157s, yunuslama açısının denetiminde PD denetleyici ile gerçekleştirilen denetimde yerleşme zamanı 0.16s, yönelme açısının denetiminde PD denetleyici ile gerçekleştirilen denetimde yerleşme zamanı 0.24s ile diğer denetim türlerinden daha başarılı olduğu gözlemlenmiştir. Yükseklik denetiminde ise PID denetleyici ve KKD ile yapılan denetimlerde yerleşme zamanları birbirine yakın, GAD ile yapılan denetimde yerleşme

zamanı 1.05 saniye ile KKD ve PID denetleyiciye göre sistem cevabının daha geç üretildiği, 0.88 saniye ile PID denetleyicinin daha başarılı denetim cevabını ürettiği gözlemlenmiştir.

Tablo 6. 18 Denetim yerleşme zamanı(sn) genel tablosu

Denetleyici Türü	Yuvarlanma açısı	Yunuslama açısı	Yönelme açısı	Yükseklik
PID, PD	0.157	0.16	0.24	0.88 (PID)
KKD	0.86	0.87	0.85	0.91
GAD	0.95	0.96	0.64	1.05

7. QUADROTOR UYGULAMASI

Bu bölümde Matlab/Simulink ortamında benzetimi farklı denetleyiciler kullanılarak denetimi gerçekleştirilmiş olan quadrotorun gerçek ortamda yapılan test uygulaması sunulmuştur. Bölüm 5'te ayrıntılarıyla anlatılan quadrotorun donanım bileşenlerinin birleştirilmesi gerçekleştirilerek Şekil 7.1'de görülen insansız hava aracı meydana getirilmiştir. Birleştirme işlemi tamamlanan quadrotorun test uçuşları esnasında yaşanabilecek olası kazalarda motorların, pervanelerin ve diğer bileşenlerin hasara maruz kalma riskini azaltmak amacıyla quadrotor gövdesi üzerine 3 mm kalınlığında, 90 cm uzunluğunda 2 adet çelik çubuk gövdenin x, y eksenlerine, 4mm kalınlığında 30 cm uzunluğunda çubuk gövdenin z eksenine paralel olarak sabitlenmiştir. Bu çubuklar sayesinde quadrotorun kaza yapması durumunda özellikle motorlar ve pervanelerin korunması sağlanmıştır. Şekil 7.1'de gösterilen montajlanmış araç üzerinde koruma sağlayan çubuklar görülmektedir.



Şekil 7. 1 Quadrotor

Quadrotorun benzetim çalışmalarından elde edilen sonuçların gerçek sistem üzerinde uygulanması için bazı testler yapılmıştır. Benzetim çalışması sonucunda elde edilen denetim verileri quadrotorun yuvarlanma, yunuslama, yönelme açılarının denetimi için PD, yükseklik denetimi için PID denetleyici ile diğer denetleyicilerden daha başarılı sonuçlar elde edildiği altıncı bölümde ifade edilmişti. Burada quadrotor denetiminde kullanılan arduino yazılım kodları içerisinde benzetim çalışmasında test edilen P, I, D denetleyici için gerekli olan parametre değerleri Multiwiiconf konsol programı aracılığıyla yüklenmiş ve quadrotorun başlangıç ayarları yapılmıştır. Quadrotor test edilmek için Şekil 7.2’de görüldüğü gibi yukarıdan bir halat yardımıyla bağlanmak suretiyle oluşturulan test düzeneğine bağlanmıştır.



Şekil 7. 2 Quadrotor testi

Bu test düzeneği ile quadrotora uzaktan kumanda aracılığıyla çeşitli komutlar verilerek quadrotorun verdiği tepkiler gözlemlenmiştir. Kullanılan 2.4 GHz HK-T6A V2 kumandası altı kanallı olup, quadrotor hareketlerinin gerçekleştirilmesi için her bir kanal quadrotorun bir hareketi yerine getirmesi için kullanılmıştır. Bölüm 5’te detaylı açıklaması verilen Şekil 5.14’te görülen kumandanın kanal numaralarının quadrotor hareketindeki karşılığı; birinci kanal yuvarlanma açısı denetimini, ikinci kanal yunuslama açısı denetimini, üçüncü kanal

yükseklik denetimini, dördüncü kanal yönelme açısının denetimi şeklindedir. Birinci kanalı temsil eden denetim çubuğu sağa çekildiğinde quadrotor sağa doğru, ters tarafa çekildiğinde ise sola doğru hareket edecek şekilde yuvarlanma açısını değiştirmekte ve böylece yuvarlanma açısında meydana gelen değişimler gözlenebilmektedir. İkinci kanalı temsil eden denetim çubuğu ileri doğru itilirse quadrotor ileriye doğru, diğer tarafa çekildiğinde quadrotor geriye doğru hareket edecek şekilde yunuslama açısını değiştirir ve yunuslama açısında meydana gelen değişimler gözlenir. Yuvarlanma ve yunuslama açıları sıfır derecede sabit tutulduğunda quadrotor x ve y ekseninde kendisini sabitlemektedir. Üçüncü kanalı temsil eden çubuk en geride olduğunda quadrotorun bütün motorları hareketsiz olacak şekilde ayarlanmıştır ve çubuk ileriye doğru itildikçe quadrotorun motorları hızlanarak dönmeye başlamaktadır. Motorların ürettiği itki gücü belirli bir hızda quadrotor ağırlığını kaldıracak güce ulaşmakta ve bu noktadan sonra çubuk biraz daha ileriye itilirse quadrotor yükselmeye başlamakta, tersi yapıldığında ise quadrotor alçalmaya başlamakta ve böylece quadrotorun yüksekliği denetlenmektedir. Dördüncü kanalı temsil eden denetim çubuğu sağa çekildiğinde quadrotor sağa doğru, diğer tarafa çekildiğinde ise sola doğru z ekseninde etrafında yönelme açısını değiştirerek yönelme açısı kontrolünü sağlamaktadır. Hazırlanan test düzeneği üzerinde quadrotorun denetimleri gerçekleştirilmiş ve Şekil 7.3'te görüldüğü gibi uçuşa hazır hale getirilerek uçuş denemeleri başarıyla yapılmıştır.



Şekil 7. 3 Quadrotor uçuş denemesi

8. SONUÇ

Quadrotorun Matlab/Simulink ortamında matematiksel denklemleri kullanılarak benzetim modeli oluşturulmuş ve bu model üzerinde P, I, D denetleyici, KKD, GAD yöntemleri kullanılarak quadrotor denetimi için en iyi denetleyici yöntemi üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Benzetim çalışmaları sonucunda quadrotor denetimi için yuvarlanma, yunuslama, yönelme açılarının denetiminde en iyi başarıyı PD denetleyicinin, yükseklik denetiminde ise PID denetleyicinin sağladığı görülmüştür. Benzetim çalışmaları sonucundan elde edilen veriler quadrotor üzerinde denenmiş ve denetimi yapılan açılar üzerinde uçuş için ciddi problemler oluşturmayan salınımlar meydana gelmiş, uçuş başarısı elde edilmiştir.

Bundan sonraki çalışmalarda quadrotor gövde tasarımı geliştirilerek üretimi kullanılabilir hale getirilmesi, denetim sistemi üzerinde iyileştirmeler yapılarak daha iyi uçuş performansının elde edilmesi amaçlanmaktadır.

KAYNAKLAR

- [1] **Suiçmez, E. C. ve Kutay, A. T.**, 2014. Dört Rotorlu Bir İnsansız Hava Aracının Geri Adımlamalı Yöntemi İle Yol Takibi Kontrolü, *Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, cilt 7, sayı 2.
- [2] **Hv. Pilot Ütğm. Dikmen, İ. C., Dr. Hv. Müh. Yb. Arısoy, A. ve Temeltaş, A.**, 2010. Dikey İniş-Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü, *Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, cilt 4, sayı 3.
- [3] **Özçelik A. E. ve Beşdok E.**, 2009. Model Helikopter İle Yapılan Küçük Ölçekli Fotogrametrik Alımların Çevre ve Arazi Gözlemlerinde Kullanılabilirliği Üzerine Bir Ön Çalışma, *TMMOB Coğrafi Bilgi Sistemleri Kongresi*, İzmir, 02-06 Kasım.
- [4] **Aksal A ve Arıkan K. B.**, *Dengelenmemiş Dört Rotorlu Hava Taşıtının yönelim Dinamiğinin Uyarlamalı Gürbüz Denetimi*, Atılım Üniversitesi, Mekatronik Müh. Bölümü, Ankara.
- [5] **Selim E, Uyar E. ve Alcı M.**, 2013. Quadrocopterin Matematiksel Modeli ve Kontrolü, *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, TOK2013, Malatya, 26-28 Eylül.
- [6] **Hasköy, E.**, 2010. Dört Rotorlu Hava Araçlarının Bağ-Grafik Yöntemi İle Modellenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, sayfa (1-3).
- [7] **Hasköy, E.**, 2010. Dört Rotorlu Hava Araçlarının Bağ-Grafik Yöntemi İle Modellenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, sayfa (3-4).
- [8] **ElKholly, H.**, 2014. Dynamic Modeling and Control of a Quadrotor Using Linear and Nonlinear Approaches, *Master Thesis*, The American University In Cairo, School of Sciences and Engineering, Cairo, pp. (6-12, 64).
- [9] **Mark W. B.**, 2012. Unmanned aerial vehicle path planning and image processing for orthoimagery and digital surface model generation, pp.(7-10).
- [10] **Hasköy, E.** 2010. Dört Rotorlu Hava Araçlarının Bağ-Grafik Yöntemi İle Modellenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, sayfa (6-7).
- [11] **Bayrakçeken M. K.**, 2013. Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü, *Doktora Tezi*, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, sayfa (3-4).
- [12] **Michael N, Mellinger D, Kumar V, Lindsey Q.**, 2010. The GRASP Multiple Micro-UAV, *IEEE Robotics & Automation Magazine*, cilt 17, sayı 3, sayfa 56-65.

- [13] **Kumar V, Mellinger D, Michael N.**, 2012. Trajectory Generation and Control for Precise Aggressive Maneuvers with Quadrotors, GRASP Laboratory, *University of Pennsylvania*, 31, 664-674.
- [14] **Altın, C.**, 2013. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının Yükseklik ve Konum Kontrolü, *Yüksek Lisans Tezi*, Bozok Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Yozgat.
- [15] **Tosun, D. C.**, 2015. Dört Motorlu Bir İnsansız Hava Aracı İçin Adaptif Kontrol Sistem Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.
- [16] **Güçlü, A.**, 2012. Attitude And Altitude Control Of An Outdoor Quadrotor, *Lisans Bitirme Tezi*, Atılım Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü, Ankara.
- [17] **Merç, Y. ve Bayılmış, C.**, 2011. Dört rotorlu insansız hava aracı (Quadrotor) uygulaması, *6th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11)*, Elazığ.
- [18] **Eresen, A.**, 2010. Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Görüntü Tabanlı Kontrolü, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [19] **Gürsoy, G. Tarımcı, O. Yavrucuk, İ.**, 2012. Çok Rotorlu Hava Araçlarının Dinamik Modellemesi ve Adaptif Kontrolü, SAVTEK-2012, Ankara.
- [20] **Voos, H.**, 2009. Nonlinear control of a quadrotor micro-UAV using, *ICM-2009*, pp. (1-6).
- [21] **Tayebi, A. and McGilvray, S.**, 2006. Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 14, 562- 571.
- [22] **Bouabdallah, S., Becker, M. and Siegwart, R.**, 2007. Autonomous miniature flying robots: Coming soon! - Research, development, and results, *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 14, 88-98.
- [23] **Guenard, N., Hamel, T. and Mahony, R.**, 2008. A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle, *IEEE Transactions on Robotics*, 24, 331-340.
- [24] **Nicol, C., Macnab, C. J. B. and Ramirez-Serrano A.**, 2008. Robust neural network control of a quadrotor helicopter, *in IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering*, Canada, 2008, pp. (1233-1237).
- [25] **Bayrakçelen, M. K.**, 2013. Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü, *Doktora Tezi*, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir.

- [26] **Kırlı, A.**, 2010. İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzenegi ve Denetleyici Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [27] **Hasköy, E.**, 2010. Dört Rotorlu Hava Araçlarının Bağ-Grafik Yöntemi İle Modellenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, sayfa (8-10).
- [28] **Dincer, Ü.**, 2017. İki Serbestlik Dereceli Prototip Paralel Mekanizmanın Tasarımı Ve İmalatı, *Yüksek Lisans Tezi*, İzmir Katip Çelebi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, sayfa (4-5).
- [29] **Ermeydan, A.**, 2015. Bir Quadrotor'a Arıza Toleranslı Uçuş Kontrol Sistemi Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [30] **Akyüz, S.**, 2013. Dört Rotorlu Hava İnsansız Hava Aracı (Quadrotor)'nın Pd ve Bulanık Kontrolcü Tasarımı ve Benzetim Uygulaması, *Yüksek Lisans Tezi*, Ege Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- [31] **Kıvrak, A. Ö.**, 2006. Design Of Control Systems For A Quadrotor Flight Vehicle Equipped With Inertial Sensors, *A Master's Thesis*, Atılım University Institute of Science, Ankara.
- [32] **Luukkonen, T.**, 2011. Modelling and control of quadcopter, *Independent research project in applied mathematics Espoo*, Aalto University, August 22, pp.(2-3).
- [33] **Azzam, A. and Xinhua, W.**, 2010. Quadrotor aerial robot dynamic modeling and configuration stabilization, In *Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR), 2010 2nd International Asia Conference on*, 1, 438-444.
- [34] **Amr, N., Sajad, S., Carl, T., Mae, S. and Howard, L.**, 2013. Control and navigation framework for quadrotor helicopters. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 70, 1-12.
- [35] **Bir, A.**, 2005. Otomatik Kontrol Sistemleri, Literatür Yayıncılık, İstanbul.
- [36] **Kırlı, A.**, 2010. İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzenegi Ve Denetleyici Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [37] **Köse, E. Abacı, K. Aksoy, S.**, Mekanik Sistemlerin PID ve Kayma Kipli Kontrol ile Modellenmesi ve Analizi, Mersin üniversitesi, Tarsus teknik eğitim fakültesi, Mersin.
- [38] **Sekban, H. Can, K. Başçi, A.**, İkili Tank Sıvı-Seviye Sisteminin PI ve Geri Adımlamalı Kontrol Yöntemleri ile Kontrolü ve Performans Analizi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü, Atatürk Üniversitesi, Erzurum.

- [39] **Krstic, M., Kokotovic, P., Kanellakopoulos, I.**, 1995. Nonlinear and adaptive control design, pp. 87-99, Newyork.
- [40] **Pollini, L.**, 2008. Simulation and Robust Backstepping Control of a Quadrotor Aircraft, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, 18 - 21 August.
- [41] **Siegwart, R. Bouabdallah, S.**, 2005. Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation Barcelona*, Spain, April 2005.
- [42] **Can, K., Başı, A.**, 2016. Dört Rotorlu bir İHA'nın Geri Adımlamalı Kontrolcü ile Gerçek Zamanlı Yörünge Kontrolü, *Iğdır Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Dergisi*, 3, 77-85.
- [43] **Bakem, A., Ercan, H., Doğu, M., Ünal, A.**, 2011. Uçak Sanayiinde Kullanılan Balpeteği Kompozitlerin Mekanik Davranışlarının İncelenmesi, *6 th International Advanced Technologies Symposium (IATS'11)*, Fırat Üniversitesi, Elazığ, 16-18 May, pp. 475-480.
- [44] **Öztürk, A.**, 2009. Sandviç Kompozitlerde "Balpeteği" Yapısının Optimizasyonu, "*Bitirme projesi*", Dokuz Eylül Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, İzmir, s. 17-22.
- [45] **Arslan, N. Kaman, M.**, 2002. Alüminyum, Kağıt Ve Cam Elyaf Petek Yapılı Kompozitlerin Üretim Teknikleri ve Mekanik Özelliklerinin Araştırılması, *DEÜ Mühendislik Fakültesi Fen ve Mühendislik Dergisi*, 3, 113-123.

ÖZGEÇMİŞ

EBUBEKİR BOZKURT – ADANA (1990)

Mekatronik Yüksek Mühendisi

Adres : Kızıllar Mah. Kozan/ADANA

Gsm : (531) 832 99 52

E-mail : ebubekir.bozkurt100@gmail.com



1. Eğitim:

- Y.Lisans : Fırat Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği (2015-2018), Shenyang Aerospace University innovation college (Mevlana Programı, 2017-2018), Y.Lisans Derecesi: (91,29/100).
- Lisans : Fırat Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği 2010-2014 Lisans Derecesi: (2,89/4)
- Lise : Kozan Mehmet Akif Ersoy Lisesi 2005-2009 (86.86/100)
- İlköğretim : Yatılı İlköğretim Bölge Okulu 1997-2005

2. Katıldığım Eğitim ve Seminerler:

- 5.Ulusal Mekatronik Mühendisliği Öğrenci Kongresi 2014
- ODTU Robot Günleri Mart 2012
- ODTU Robot Günleri Mart 2013
- Festo World Of Industry Fuarı 2014

3. İş/Staj Denevimlerim:

- Zcm Enerji Sistemleri (Elektrik motoru-pompa üretimi)-Elazığ (2015-2018)
- Baykar Makina (İnsansız Hava Aracı)-İstanbul– 2013

Staj - Arge Departmanı

- Teknopalas (RFID Sistemleri)– İstanbul– 2012

Staj – Üretim Departmanı

4. **Projeler:**

- Mobil robot yol takip sistemi (görüntü işleme tekniği ile)
- Çizgi izleyen robot projesi
- Sumo robot projesi
- Işık izleyen robot projesi

5. **Yabancı Dil:**

- İngilizce: Okuma: İyi, Yazma: İyi, Konuşma: İyi

6. **Uzmanlık Alanlarım :**

➤ **Bilgisayar Destekli Çizim :**

SolidWorks, SolidCam, AutoCAD

➤ **İşletim Sistemler :**

Windows XP-Vista-7-8-10 ve Linux

➤ **Elektrik/Elektronik :**

Elektrik Kumanda Devreleri, PLC, FPGA (Verilog) [Xilinx, Altera(DEO_NANO)], Görüntü işleme, Mikroişlemciler, PCB Tasarımı (Proteus-Ares), PIC, Arduino

➤ **Kullandığım Programlar :**

Arduino, Dev C++, Matlab, Matlab sumilink, CCS C, Microsoft Office, Word, Excel

➤ **Kullandığım Programlama Dilleri :**

C, C++

Hobiler: RC Araçlar, Yüzmek, Bisiklete binmek, Dağcılık ve kaya tırmanışı, Müzik dinlemek.

7. Tezler

7.1. Lisans Tezi

“Görüntü İşleme Tekniği İle Yol Takibi Yapan Mobil Robot”

(Danışman: Doç. Dr. Ayşegül UÇAR)

7.2. Yüksek Lisans Tezi

“Dört Rotorlu Bir İnsansız Hava Aracının Modellenmesi Tasarımı Ve Yükseklik Denetimi”

(Danışman: Prof. Dr. Beşir DANDIL)

8. Ulusal bilimsel toplantılarda sunulan ve bildiri kitaplarında basılan bildiriler;

E. BOZKURT, N. ÇELİK, 2013. Bir Mini Sumo Robot Tasarımı, *4. Ulusal Mekatronik Mühendisliği Öğrenci Kongresi (MEMÖK2013)*, 8 Haziran, Atılım Üniversitesi, Ankara

