T. C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KONTROL UYGULAMALARI

Caner ÇOPUR

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Mekatronik Mühendisliği Programı

Danışman
Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ

Temmuz, 2019

T. C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA KONTROL UYGULAMALARI

Caner ÇOPUR tarafından hazırlanan tez çalışması 17.07.2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı Mekatronik Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Cüneyt YILMAZ, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Ata MUĞAN, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi _____

Danışmanım Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan İnsansız Hava Araçlarında Kontrol Uygulamaları başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Caner ÇOPUR

İmza

Aileme...

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın gerçekleşmesinde büyük emeği olan, projenin her aşamasında yol gösteren, oluşan hataları ve aksaklıkları sabırla karşılayıp ilerlememe yardımcı olan, gerek ilgisi gerekse teknik bilgi birikimiyle daima motive edici olan kıymetli hocam Sayın Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ'ye teşekkürü bir borç biliyor ve şükranlarımı sunuyorum. Ayrıca özellikle tezin pratik uygulamalar kısmında bana destek olan iş arkadaşlarım Mehmet AKSOY ve İsmail HANCI'ya yardımlarından dolayı teşekkürlerimi sunarım. Benim için hayatta hep ayrı bir yeri olan, beni daima destekleyen, hayatta her konuda olduğu gibi bu çalışmayı başarmamda da gücümü, motivasyonumu aldığım sevgili aileme sonsuz teşekkürler.

Caner ÇOPUR

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii

KISALTMA LİSTESİ x

ŞEKİL LİSTESİ xi

TABLO LİSTESİ xiv

ÖZET xv

ABSTRACT xvii

1 Giriş 1

1.1 Literatür Özeti 1

1.2 Tezin Amacı 2

1.3 Hipotez 2

2 Dört Rotorlu Hava Araçları Hakkında Genel Bilgiler 4

3 İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli 9

3.1 Eksen Takımları ve Transfer Matrisleri 9

3.2 Araç Kontrol Kuvvetleri ve Torkları 12

3.3 Araca Etkiyen Kuvvetler ve Torklar 14

3.3.1 Yer Çekimi Kuvveti 14

3.3.2 Pervanelerin İtki Kuvveti 15

3.3.3 Aerodinamik Sürüklenme Kuvveti 15

3.3.4 Pervane İtkilerinin Ürettiği Momentler 15

3.4 Aracın Dinamik Modeli 16

3.4.1 Doğrusal Hareket Dinamik Modeli 17

3.4.2 Açısal Hareket Dinamik Modeli 18

4 İnsansız Hava Aracının Kontrolü 21

4.1 Motor Hızları Değişiminin Araç Hareketlerine Etkisi 21

4.1.1 Yükselme Hareketi 22

4.1.2 Yuvarlanma Hareketi 22
4.1.3 Yunuslama Hareketi 22
4.1.4 Yönelme Hareketi 23
4.2 Kontrolcü Tasarımı 23
4.2.1 İntegral-Geri Adımlamalı Kontrol 26

5 Sistem Simülasyonu 39
5.1 Kontrol Bloklarının İç Yapısı 42
5.1.1 Toplam İtki Kuvveti 42
5.1.2 Yuvarlanma Moment Kuvveti 43
5.1.3 Yunuslama Moment Kuvveti 44
5.1.4 Yönelme Moment Kuvveti 45
5.1.5 İstenen Yuvarlanma Açısı İçin Gerekli Moment 47
5.1.6 İstenen Yunuslama Açısı İçin Gerekli Moment 48
5.1.7 Yuvarlanma ve Yunuslama Açı Hesabı 49
5.2 Motor Alt Sistemi 49
5.3 Kontrol Katsayılarının PSO ile Bulunması 53
5.4 Kontrol Katsayılarının Nelder-Mead Algoritmasıyla Bulunması 55
5.5 Simülasyon Sonuçları 57
5.5.1 Doğrusal Hareket Sonuçları 57
5.5.2 Açısal Hareket Sonuçları 61

6 Gerçek Sistem Çalışmaları 64
6.1 Gerçek Sistem Sonuçları 74
6.1.1 PID kontrolcüye ait grafikler 80
6.1.2 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcüye ait grafikler 81

7 Sonuç ve Öneriler 82

Kaynakça 85

Tezden Üretilmiş Yayınlar 87

SİMGE LİSTESİ

α_i	Geri adımlama kontrol katsayıları
ω_i	i. rotorun dönüş hızı
$\dot{\phi}$	Yuvarlanma açısal hızı
$\dot{\psi}$	Yönelme açısal hızı
β_i	İntegral kontrol katsayıları
$\dot{\theta}$	Yunuslama açısal hızı
λ_i	Hatanın integrali
d	Kol uzunluğu
e_i	i. durum değişkeni hatası
F	Toplam kuvvetler
$F_{aero,B}$	Aerodinamik sürüklenme kuvveti
$F_{grav,B}$	Araç eksen takımına göre araca etkiyen yerçekimi kuvveti
$F_{grav,E}$	Yer eksen takımına göre araca etkiyen yerçekimi kuvveti
F_i	i. motorun ürettiği itki kuvveti
$F_{prop,B}$	Pervanelerin ürettiği toplam itki kuvveti
g	Yer çekimi ivmesi
I_y	Aracın Y eksenindeki ataleti
I_x	Aracın X eksenindeki ataleti
I_z	Aracın Z eksenindeki ataleti
J	Atalet matrisi
J_r	Rotorların eylemsizliği
K_d	Türevsel kontrol katsayısı
K_i	İntegral kontrol katsayısı

k_m	Tork sabiti
k_n	İtki sabiti
K_p	Oransal kontrol katsayısı
K_t	Sürüklenme sabiti
K_x	X ekseni boyunca sürüklenme sabiti
K_y	Y ekseni boyunca sürüklenme sabiti
K_z	Z ekseni boyunca sürüklenme sabiti
L_{BE}	Yer ekseninden araç eksenine dönüşüm matrisi
L_{EB}	Araç ekseninden yer eksenine dönüşüm matrisi
L_R	Araç ekseninden yer eksenine açısal hız dönüşüm matrisi
ω	Araç eksenine göre açısal hız bilgisi
m	Araç kütlesi
M	Toplam momentler
$M_{prop,B}$	Pervanelerin ürettiği toplam moment
n	Aracın Z ekseni boyunca doğrusal hızı
η	Yer eksenine göre yönelim bilgisi
$\dot{\phi}$	Yuvarlanma açısal hızı
q	Yunuslama açısal hızı
r	Yönelme açısal hızı
T_i	i. rotorun ürettiği tork
u	Aracın X ekseni boyunca doğrusal hızı
U_i	Sistem kontrol girişleri
v	Aracın Y ekseni boyunca doğrusal hızı
V_B	Araç eksenine göre doğrusal hız bilgisi
V_E	Yer eksenine göre doğrusal hız bilgisi
x	Aracın X eksenindeki konumu
x_i	i. durum değişkeni
y	Aracın Y eksenindeki konumu
z	Aracın Z eksenindeki konumu

z_d	İstenen Z ekseni konumu
θ	Yunuslama açısı
θ_d	İstenen yunuslama açısı
ξ	Yer eksenine göre konum bilgisi
ϕ_d	İstenen yuvarlanma açısı
ϕ	Yuvarlanma açısı
ψ	Yönelme açısı
ψ_d	İstenen yönelme açısı

KISALTMA LİSTESİ

BC	Backstepping Control
BLDC	Brushless Direct Current
ESC	Electronic Speed Controller
IBC	Integral Backstepping Control
IMU	Inertial Measurement Unit
I2C	Inter-Integrated Circuit
İHA	İnsansız Hava Aracı
LiPo	Lityum-Polimer
LQ	Linear Quadratic
LQT	Linear Quadratic Tracking
PI	Proportional-Integral
PID	Proportional-Integral-Derivative
PSO	Particle Swarm Optimization
RPM	Revolutions per Minute
SCL	Serial Clock
SDA	Serial Data
SMC	Sliding Mode Control
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Alphonse Pénaud'un uçak modeli 4
Şekil 2.2 Bothezat'ın tasarladığı dört rotorlu araç modeli 5
Şekil 2.3 Yapay sinir ağı modeli 8
Şekil 3.1 Yer eksen takımı ve araç eksen takımı 9
Şekil 3.2 Araç üzerine etkiyen kontrol kuvvetleri ve torkları 13
Şekil 4.1 Araç hareketleri 21
Şekil 4.2 Alçalma ve yükselme için motor dönüşleri 22
Şekil 4.3 Sola ve sağa hareket için motor dönüşleri 22
Şekil 4.4 İleri ve geri yönlü hareket için motor dönüşleri 23
Şekil 4.5 Yönelme hareketi için motor dönüşleri 23
Şekil 4.6 Genel kontrol diyagramı 24
Şekil 4.7 Kontrol algoritması iç yapısı 25
Şekil 4.8 Aracın yönelme açısı 34
Şekil 5.1 Sistem girişleri 40
Şekil 5.2 Sistem modeli içyapısı 40
Şekil 5.3 U_1 toplam itki kuvveti kontrol bloğu içyapısı 42
Şekil 5.4 U_2 yuvarlanma moment kuvveti kontrol bloğu iç yapısı 43
Şekil 5.5 U_3 yunuslama moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı 44
Şekil 5.6 U_4 yönelme moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı 45
Şekil 5.7 u_x roll yönelimi moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı 47
Şekil 5.8 u_y pitch yönelimi moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı 48
Şekil 5.9 phi_d açı hesabı bloğu içyapısı 49
Şekil 5.10 $teta_d$ açı hesabı bloğu içyapısı 49
Şekil 5.11 Motor-1,Motor-2,Motor-3 ve Motor-4 için blok diyagramları 50
Şekil 5.12 Motor hızlarının karesinden U kuvvetlerinin eldesi 51
Şekil 5.13 Motor modeli 52
Şekil 5.14 Araç simulink modeli 52
Şekil 5.15 Parça sürü optimizasyonu çalışma modeli 53
Şekil 5.16 Nelder-Mead metodunda kullanılan üçgensel yapı 55
Şekil 5.17 Nelder-Mead metodunda optimizasyon akışı 56
Şekil 5.18 X ekseni konum değişimi 58

Şekil 5.19 Y ekseni konum değişimi 58
Şekil 5.20 Z ekseni konum değişimi 58
Şekil 5.21 Y ekseninde 1 m gitme komutu için roll açısı değişimi 59
Şekil 5.22 X ekseninde 1 m gitme komutu için pitch açısı değişimi 59
Şekil 5.23 X ekseni konum değişimi 60
Şekil 5.24 Y ekseni konum değişimi 60
Şekil 5.25 Z ekseni konum değişimi 60
Şekil 5.26 Y ekseninde 1 m gitme komutu için roll açısı değişimi 61
Şekil 5.27 X ekseninde 1 m gitme komutu için pitch açısı değişimi 61
Şekil 5.28 Roll açısı değişimi 62
Şekil 5.29 Pitch açısı değişimi 62
Şekil 5.30 Yaw açısı değişimi 62
Şekil 5.31 Roll açısı değişimi 63
Şekil 5.32 Pitch açısı değişimi 63
Şekil 5.33 Yaw açısı değişimi 63
Şekil 6.1 Araç yuvarlanma test düzeneğine bağlıyken 64
Şekil 6.2 Arduino Mega 2560 kontrol kartı 65
Şekil 6.3 MPU6050 ivmeölçer ve jiroskop sensör kiti 65
Şekil 6.4 Araçta kullanılan BLDC motor 66
Şekil 6.5 Motor sürücüsü 67
Şekil 6.6 Pervaneler 67
Şekil 6.7 LiPo batarya 67
Şekil 6.8 Aracın devre şeması 68
Şekil 6.9 IMU elektronik devre tahtası üzerine yerleştirilmiş halde 69
Şekil 6.10 IMU köpük malzeme üzerine yerleştirilmiş halde 69
Şekil 6.11 IMU tahta parça üzerine yerleştirilmiş halde 70
Şekil 6.12 IMU kontrol kartı üzerine yerleştirilmiş halde 71
Şekil 6.13 Araç gövdesi tellerle desteklenmiş haliyle 71
Şekil 6.14 Motor hızları sıfırdan maksimuma denenirken 72
Şekil 6.15 X yönelimli araç modeli yuvarlanma ekseni denemeleri 72
Şekil 6.16 Araç 10 derece yuvarlanma açısı yapmışken 74
Şekil 6.17 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.13 iken 75
Şekil 6.18 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.11 iken 76
Şekil 6.19 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.145 iken 76
Şekil 6.20 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.1 iken 77

Şekil 6.21 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.08 iken 77
Şekil 6.22 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.13 iken 78
Şekil 6.23 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=1.1 iken 78
Şekil 6.24 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=0.8 iken 79
Şekil 6.25 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=1.2 iken 79
Şekil 6.26 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket-integral teriminin etkisi yarıya indirildiğinde 80
Şekil 6.27 PID kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket 80
Şekil 6.28 PID kontrolcü-Pitch ekseninde 10 derecelik hareket 81
Şekil 6.29 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket 81
Şekil 6.30 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Pitch ekseninde 10 derecelik hareket 81

TABLO LİSTESİ

Tablo 5.1 Araç bilgileri 52
Tablo 5.2 PSO algoritmasıyla bulunan katsayılar 55
Tablo 5.3 Nelder-Mead algoritmasıyla bulunan katsayılar 57
Tablo 6.1 Motor akım-gerilim-RPM ilişkisi 66

ÖZET

İnsansız Hava Araçlarında Kontrol Uygulamaları

Caner ÇOPUR

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ

Bu çalışmada klasik dört rotorlu bir insansız hava aracının MATLAB/Simulink ortamında modellenip daha sonra gerçek araç üzerine uygulanan İntegral-Geri Adımlamalı kontrolüne ait sonuçlar sunulmuştur. Sistem simülasyon modeli Simulink blokları kullanılarak oluşturulmuştur. Sistemin doğrusal olmayan dinamik modeli Newton denklemleri yardımıyla elde edilmiştir.

Dört rotor sistemi yüksek mertebede, doğrusal olmayan dinamik denklemlere sahiptir. Bu çalışmada doğrusal olmayan sistemin stabilizasyon ve pozisyon kontrolü için İntegral-Geri Adımlama yöntemi kullanılmıştır. Hava aracı kontrolü için 6 adet denklem mevcuttur. Her bir denklem 3 tane katsayı içerir. Böylelikle kontrol denklemleri için toplam 18 tane katsayı bulunmalıdır ve bu katsayılar araç ağırlığı, motor kapasitesi, boyutlara, vs. göre değişmektedir. Katsayılar kontrol açısından kritik öneme sahiptir. Katsayılar ne kadar uygun seçilirse kontrol edilen sistemin cevabı o kadar iyi olur. Bu çalışmada sisteme iki farklı sayısal yöntem uygulanmıştır. Bunlardan bir tanesi Parça Sürü Optimizasyonu (PSO) diğeri Nelder-Mead metodudur. Her iki algoritma da iteratif şekilde çalışır ve verilen fonksiyonun genel minimum ya da maksimum değerini bulmayı hedefler. Bu çalışmada öncelikle makul sayıda iterasyon ile PSO uygulanarak bulunan katsayılar Nelder-Mead metodu için başlangıç değeri olarak kullanılmıştır. Sonunda çıkan değerler modele uygulanmıştır.

Bütün parametrelerin bulunmasından sonra kontrol denklemleri Arduino kartına aktarılmış ve gerçek sistemin stabilizasyon kontrolü sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, İntegral-Geri Adımlamalı Kontrol,

Stabilizasyon Kontrolü, Pozisyon Kontrolü, Parça Sürü Optimizasyonu, Nelder-Mead Metodu

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle Control Applications

Caner ÇOPUR

Department of Mechatronics Engineering
Master of Science Thesis

Advisor: Prof. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ

In this thesis, Integral Backstepping Control (IBC) results are presented which are applied on a classical four rotor UAV(Unmanned Aerial Vehicle) modeled in MATLAB/Simulink environment and then implemented on actual vehicle. System simulation model is built by using Simulink block diagrams. Nonlinear dynamic model of system is obtained by using Newton's equations of motion.

A quadrotor system has highly nonlinear dynamic equations. In this study Integral Backstepping method is used for stabilization and position control of this nonlinear system. There are 6 equations to control the vehicle. Each equation contains 3 control coefficient. So totally 18 coefficient must be calibrated for control equations and these parameters varies according to UAV's properties which are weight, motor capacity, dimensions etc. Coefficients are critical elements for control method. As the coefficients are choosen appropriately so the controlled system's response would be better. In this study, two different computational methods are applied on the system model. One of them is Particle Swarm Optimization (PSO) and another one is Nelder-Mead Method. Both algorithm run iteratively and aim to find global minimum or maximum value of given function. In this study firstly PSO algorithm is applied with acceptible number of iterations and the coefficients as results from PSO are used as initial values for Nelder-Mead Method. Finally resultant values are applied to the simulation model.

Following determination of all the parameters on Simulink model control equations are transferred to Arduino board and stabilization control of real system executed.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Integral-Backstepping Control, Stablization Control, Position Control, Particle Swarm Optimization, Nelder-Mead Method

1
Giriş

1.1 Literatür Özeti

İnsansız hava araçları gün geçtikçe daha yaygın kullanım alanı bulan ve gelecekte gündelik hayatımızda daha fazla yer tutması muhtemel olan araçlardır. Bu araçların farklı tasarımları ve kombinasyonları mevcut olmakla birlikte en sık karşılaştığımız modeli dört rotorlu döner kanat modelidir. Literatürde dört rotorlu bu tip araçların kontrolüne ilişkin birçok çalışma mevcut olup bu çalışmaların büyük çoğunluğu PID kontrol üzerinedir. Özellikle Bouabdallah'ın [1] bu alanda farklı kontrol yöntemlerini dört rotorlu döner kanatlı araçlara uyguladığı ve çıkan sonuçları karşılaştırdığı çalışmaları mevcuttur. Bouabdallah çalışmalarında PID kontrol, doğrusal-karesel kontrol(LQ), kayan kipli kontrol(SMC), geri adımlamalı kontrol(BC) gibi yöntemleri kullanarak insansız hava aracını kontrol etmiştir. Simülasyon sonuçlarını ve deneysel çalışmaların sonuçlarını paylaşmıştır. Tayebi vd.[2] çalışmasında PID kontrolden faydalanmış ve genel kullanımın aksine Euler açıları yerine quaternion ifade şeklini seçmiş böylelikle Euler açılarından çıkabilecek muhtemel belirsizlik durumlarının önüne geçmiştir. Benzer şekilde Stingu vd. [3] de çalışmalarında quaternion gösteriminden faydalanmışlardır. Madani vd.[4] çalışmalarında geri adımlamalı kontrol yöntemini kullanmıştır. Kontrolü uygularken sistemi üç alt sistem olarak düşünmüştür. Bu alt sistemler X-Y konumları ve bunların kontrolü için gerekli yuvarlanma ve yunuslama (roll-pitch) açıları, Z konumu ve yönelme (yaw) açısını içeren kısım, pervane dönüşlerinin ürettiği kuvvetleri içeren kısımlardır. Castillo vd.[5] sistemin dinamik modelini Lagrangian yaklaşımıyla çıkarmıştır. Kontrol yöntemi olarak ise iç içe geçmiş doyum yöntemini kullanmıştır. Aracın istenilen konum için yapması gereken yönelim açısı birbiri cinsinden yazıldığında içi içe geçmiş dört adet integral ifadesi elde edilmektedir. Kontrolde kalıcı hal hataları mevcuttur. Altın[6] tez çalışmasında dört rotorlu insansız hava aracını PID kontrolör ile kontrol etmiştir. Öncelikle yükseklik ve yönelim için birim basamak girişleri vererek oransal, türevsel ve integral katsayılarını bulmuştur. Kontrol algoritmasını gerçek sistem üzerinde Arduino Mega 2560 kontrol kartıyla çalıştırmıştır.

Ataletsel ölçü biriminden gelen açı ve ivme değerlerini tamamlayıcı filtre ile birleştirerek araç yönelimlerini elde etmiştir. Jirinec[7]'in çalışmasında aracın dinamik modeli Newton-Euler yaklaşımıyla çıkarılmıştır. Nonlineer model üzerinde bazı kabuller yapılarak araç modeli doğrusallaştırılmıştır. Doğrusal modele PI ve LQ kontrolör uygulanarak araç kontrolü sağlanmıştır. Ayrıca durum değişkenlerini belli limitlerde değiştirilerek yapılan kontrol denemelerinin hem doğrusal model için hem de doğrusal olmayan model için elde edilen sonuçları grafiklerle karşılaştırılmıştır. Doğrusal olmayan modelde H infinity kontrol kullanılmıştır. Alınan simülasyon sonuçlarına göre doğrusal olmayan modelle yapılan kontrolde sistem istenilen konuma/yönelime doğrusal olan kontrole göre daha çabuk gelmektedir. Suiçmez'in[8] tez çalışmasında Newton-Euler yöntemine göre hava aracının dinamik denklemleri çıkarılmıştır. Doğrusal olmayan kontrol tekniklerinden Backstepping(geri adımlamalı) kontrol tekniği ve doğrusal kontrol tekniklerinden LQT(Linear quadratic tracking) kontrol uygulanmıştır. Çalışmanın sonunda backstepping kontrol ve LQT kontrol performansları karşılaştırılmıştır. Çalışmada kullanılan hava aracı gövdesi "Asstech Hummingbird" olarak isimlendirilen Ascending Technologies tarafından üretilen araçtır. Sistem kontrolünde kullanılan parametrelerin optimizasyonu için 'MATLAB Optimization Toolbox' kullanılmıştır. Praveen ve Pillai [9] çalışmalarında insansız hava aracını Matlab Simulink ortamında modelleyip yine Simulink ortamında PID kontrolünü gerçekleştirmişlerdir. Simülasyon ortamında modelleri yaklaşık 10 sn.'de istenen açı değerlerine oturmuştur. Kontrol yöntemi daha sonra F 450 model hava aracına uygulanmıştır. Gopalakrishnan[10] tez çalışmasında dört rotorlu hava aracının PID kontrolcü ile kontrolü üzerinde çalışmıştır. Sistem kararlılığını incelemiştir. PID katsayılarını dereceli azalma(gradient descent) metodunu kullanarak bulmuştur.

1.2 Tezin Amacı

Bu tez, dört rotorlu döner kanatlı bir insansız hava aracının stabilizasyon kontrolünün ve istenilen pozisyona gitmesi için gerekli yönelim hareketlerinin İntegral-Geri adımlamalı kontrol yöntemiyle hem sanal ortamda hem de gerçek model üzerinde gerçekleştirilmesini amaçlamaktadır.

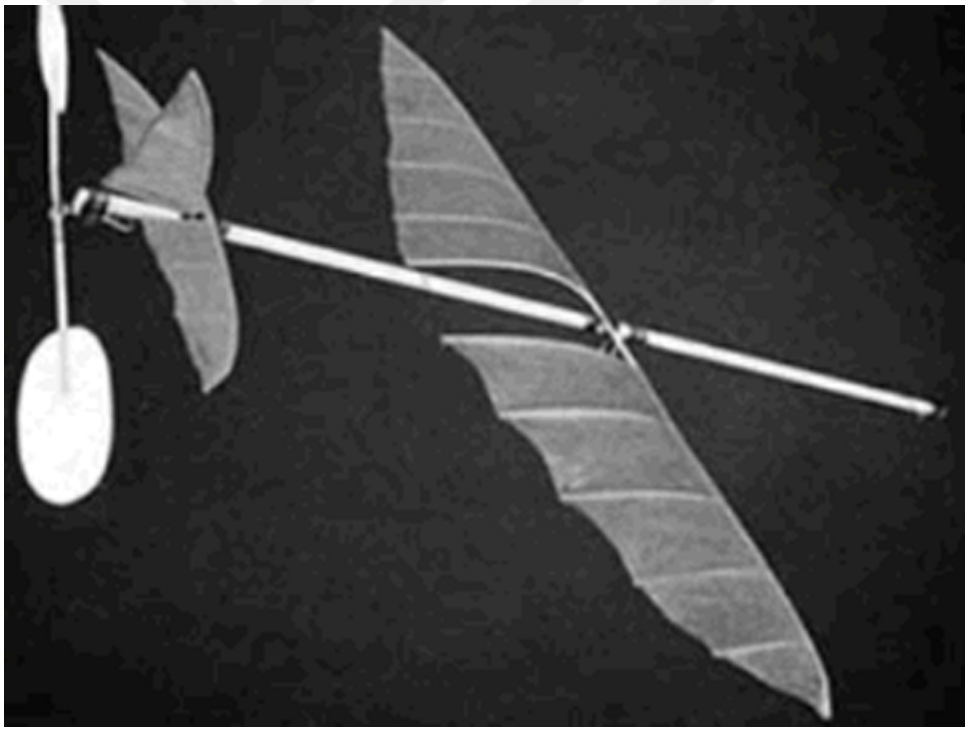
1.3 Hipotez

Bu tezde, DJI F450 model İHA çerçevesi kullanılarak oluşturulan bir insansız hava aracının stabilizasyon ve yönelim kontrolü sanal ortamda ve gerçek model üzerinde çalışılmıştır. Araç dinamik denklemleri sürtünme kuvvetleri ve bozucu etkiler ihmal edilerek Newton-Euler yöntemiyle ifade edilmiştir. Aracın kontrolü İntegral-Geri

adımlamalı(Integral-Backstepping) kontrol kullanılarak sağlanmıştır. Öncelikle sistem modeli ve kontrol algoritması MATLAB/Simulink ortamında oluşturularak istenen konum ve yönelim değerleri birim basamak fonksiyonu şeklinde sisteme verilmiştir. Sistem hatası, oluşan konum/yönelim hatalarının toplamı ve geçen zaman cinsinden ifade edilip kullanılan kontrol katsayıları ayarlanarak hata en aza indirilmeye çalışılmıştır. Her birinde 3 adet kontrol çarpanı olan 6 denklem için toplamda 18 katsayı sistem hatasını en aza indirgeyecek şekilde MATLAB/Simulink ortamında yapılan iterasyonlarla bulunmaktadır. En uygun katsayıların bulunması için iki farklı optimizasyon yöntemi kullanılmaktadır. Bu yöntemler: Parça Sürü Optimizasyonu(PSO) ve Nelder-Mead algoritmasıdır. Kontrol algoritması daha sonra Arduino Mega 2560 kontrol kartına yüklenip test düzeneğine sabitlenen hava aracının gerçek modeli üzerinde denenmiştir.

2
Dört Rotorlu Hava Araçları Hakkında Genel Bilgiler

Havacılık ve hava araçları geçmişten günümüze teknolojinin, gelişmişliğin ve gücün başlıca göstergelerinden biri olarak kabul edilmektedir. En temel kullanım alanları yolcu taşımacılığı ve savunma sektörü olan hava araçları artık çok daha farklı amaçlarla kullanılmak üzere hem günlük hayatta hem de bilimsel araştırmalarda kendine yer bulmaktadır.



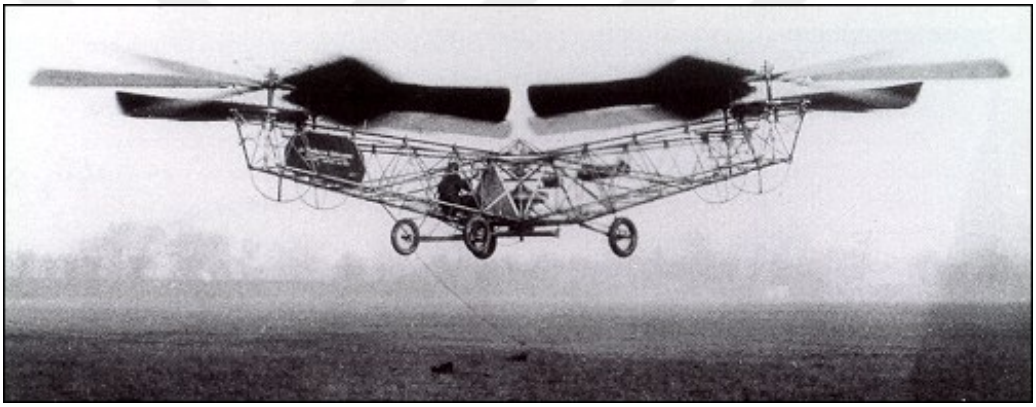
Şekil 2.1 Alphonse Pénaud'un uçak modeli

Günümüz uçak modelinin temelini oluşturan ilk çalışmalar Fransız Alphonse Pénaud tarafından 1871 yılında ortaya konulmuştur. Bu model Şekil 2.1'de gösterilmiştir[11]. Ancak gerçek anlamda ilk uçuş denemeleri Wright kardeşler tarafından 1900 lü yılların başında yapılmıştır.1903 yılında yaptıkları uçuş denemesinde 335 kg ağırlığındaki uçakları 12 sn. havada süzülüp 37 metre mesafe kat edebilmiştir[12].

Klasik uçakların dışında havada asılı kalabilme ve dikey iniş-kalkış yapabilme

ihtiyacından dolayı helikopterler de en az uçaklar kadar kullanım alanı bulan araçlardır. Temelde uçaklarla aynı uçma prensibine sahiplerdir. Her ikisinde de havada kalma kuvveti kanatların alt ve üst kısımlarında oluşturulan akış hızı farkı ve dolayısıyla basınç farkıyla elde edilir[13]. Uçakta kanatlar sabit ve ileri yönlü hareketten dolayı hava akış halinde iken, helikopterlerde pervane kanatları ile hava arasındaki hareket pervanenin dönüşüyle sağlanır. İlk helikopter 1907 yılında Fransız Paul Cornu tarafından uçurulmuştur [14].

1907 yılında ilk dört rotorlu helikopter Louis Breguet tarafından tasarlanmıştır. Sonrasında 1922 yılında Dr. George de Bothezat'ın tasarladığı Şekil 2.2'deki dört rotorlu araç maksimum 5 m yüksekliğe çıkabilmiştir. Bu araçların ilk tasarım amacı insanlı uçuşlar gerçekleştirmekti. Modern quadrotor yapısındaki araçlar gibi motor dönüş hızları değiştirilerek yönelim kontrolünün yapıldığı araçlar ilk olarak 1950'li yıllarda ortaya çıkmıştır[15].



Şekil 2.2 Bothezat'ın tasarladığı dört rotorlu araç modeli

Dört rotorlu bu araçların diğer uçan araçlara göre bir takım avantajları ve dezavantajları vardır. Yüksek yük kaldırma kapasitesi, kolay ve basit tasarımı, basit tasarımından dolayı mekanik bakıma ihtiyaç duymaması, havada asılı kalabilmesi, dikey iniş-kalkış yeteneğinin olması, hareket kabiliyetinin iyi oluşu gibi avantajlarının yanında pil tüketiminin fazla oluşu, yüksek derecede doğrusal olmayan ve birbiriyle ilişkili dinamiğe sahip oluşu dolayısıyla da kontrolünün zor oluşu dezavantajları olarak söylenebilir.

Dört rotorlu hava araçlarının kontrolü için pek çok yöntem mevcut olup literatürde yapılan çalışmaların çoğu bu yöntemlerin birbiriyle karşılaştırılması ve avantaj/dezavantajlarının çıkarılması yönündedir. Kullanılan kontrol yöntemleri doğrusal veya doğrusal olmayan kontrol yöntemleri iken kullanılacak kontrolöre göre araç dinamik denklemleri ya olduğu gibi bırakılıp doğrusal olmayan denklemler şeklinde kullanılabilir veya kontrol kolaylığı açısından bu denklemler doğrusallaştırılabilir[16].

Kontrol yöntemlerinden en sık kullanılanı PID kontrol yöntemi insansız hava araçlarında da en çok kullanılan kontrol yöntemidir. Literatürdeki İHA kontrolü çalışmalarının yüzde 80'ine yakını PID kontrolle yapılmıştır. Klasik kontrol yöntemlerinden biri olan PID kontrol sistemin tek girişli ve tek çıkışlı olduğu durumlar için oldukça verimli sonuçlar vermektedir. İHA kontrolünde de her bir eksen yönelimi ve yükseklik ayrı ayrı ele alınarak istenilen değer ile ölçülen değer arasındaki farkın küçültülmeye çalışılmasıyla kontrol gerçekleştirilmektedir.

PID kontrolde P(Proportional) oransal kontrolü ifade etmekte olup; K_p ile hata miktarı çarpılıp, kontrolün oransal kısmı için denetleyici çıkışı üretilir. Sistemin dinamik tepkisini doğrudan etkiler. Hatanın statik değeriyle ilişkili olup hata değişimini etkilemez. Hatanın devam etme durumunda kontrol çıkışı değişmez. I(Integral) integral kontrolü ifade etmekte olup; K_i ile hata miktarı çarpılıp kontrolün integral kısmı için denetleyici çıkışı üretilir. Kalıcı hal hatasını gidermek için kullanılır. Ancak integral terimi uygun seçilmezse sistemin dinamik cevabı bozulabilir. Hata birikiminin ve integral kontrolcü katsayısının fonksiyonudur. D(Derivative) türevsel kontrol terimini ifade etmekte olup; hatanın değişim hızını etkiler. Dolayısıyla sistemin dinamik davranışı üzerinde etkilidir. K_d türevsel kontrol katsayısı ile hatanın değişim hızı çarpılarak kontrolün türevsel kısmı için denetleyici çıkışı üretilir. Hatanın sabit olması durumunda, türevsel kontrol bir çıkış üretmez.

Bu çalışmada asıl üzerinde durulacak kontrol yöntemi gürbüz kontrol yöntemlerinden biri olan geri adımlamalı kontrol(Backstepping Control) yöntemi ve kalıcı hal hatalarının sıfırlanması için bu kontrolcüye eklenecek integral terimiyle elde edilecek İntegral-geri adımlamalı kontrol yöntemidir. Geri adımlamalı kontrol yöntemi Lyapunov teoremi esaslı kontrol yöntemlerinden biridir. Sistem kararlılığının sağlanması için Lyapunov kararlılık kriterinin sağlanması gerekmektedir. Bu kritere göre sistem kararlılığı için pozitif sürekli azalan bir Lyapunov fonksiyonu seçilir. Bu fonksiyon çoğunlukla sistemin konum ve hız hatalarını içerir. Pozitif ve sürekli azalan bu fonksiyonun sonsuzda sıfıra gideceği mantığı ile sistem hatalarının belirli bir süre sonunda sıfır olacağı sonucu çıkarılır. Yinelemeli bir kontrol yöntemi olan geri adımlamalı kontrol yönteminde sistem dinamik denklemleri öncelikle alt üçgensel forma getirilir. Bu kontrol metodunun uygulanabilmesi için diferansiyel denklemlerin doğrusallaştırılmış olmasına gerek yoktur. Önemli olan kısım denklem setinin bütünüyle geri beslemeli forma dönüştürülebilmesidir. Dolayısıyla bizim kontrol edeceğimiz araç denklemleri için açı/konum hatasından açısal ivme/doğrusal ivme boyutuna kadar denklemler birbirinden türetilip sonunda gerçek kontrol girdileri olan moment ve kuvvet ifadeleri elde edilir.

$$(\dot{X_1}) = f_1(X_1, X_2) \tag{2.1}$$

$$(\dot{X_2}) = f_2(X_1, X_2, X_3) \tag{2.2}$$

$$(\dot{X_3}) = f_2(X_1, X_2, X_3, U) \tag{2.3}$$

2.1,2.2 ve 2.3 denklem takımında da görüldüğü gibi denklemler alt üçgensel forma getirilip yazılmıştır. Burada türevi alınmış her bir terim türevi alınmamış halinin sanal kontrolcüsü gibi düşünülebilir. Sonuç olarak sanal kontrol girdilerini de kapsayan en üst dereceli denklem takımında gerçek kontrol girişi olan U'ya ulaşılmış olur.

Literatürde geçen bir başka İHA kontrol yöntemi LQR(Linear Quadratic Regulator) doğrusal karesel düzenleyici'dir. Bu yöntemde sistemin dinamik denklemlerinin doğrusallaştırılması gerekir.

$$\dot{x} = ax + bu \tag{2.4}$$

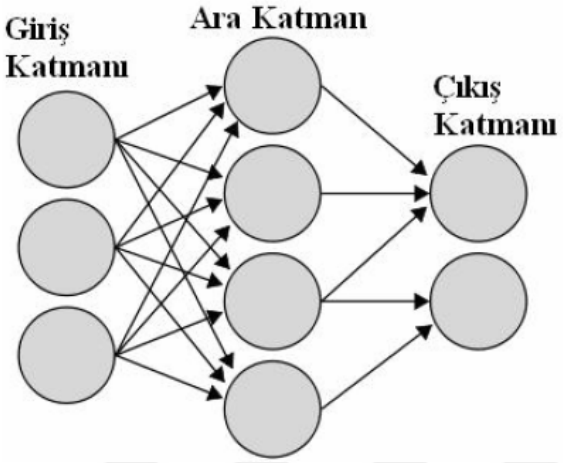
2.4 sistemi ele alınırsa sistem girişleri u ve sistem durumları x'e bağlı bir bütçe fonksiyonu belirlenip bu fonksiyonu minimuma indirecek u girişleri bulunur.

Diğer kontrol yöntemleri model tabanlı olmayan kontrol yöntemlerinden olan yapay sinir ağlarıyla kontrol ve bulanık mantık ile kontrol uygulamalarıdır[17]. Birçok sistemde teoride sistem modeli çıkarılırken pratikte model ile uyum sorunu çıkabilmektedir. Özellikle dinamik modelin doğrusallaştırıldığı uygulamalarda bu sorun yaşanabilmektedir. Böyle durumlarda sistem dinamikleri farklı çalışma koşulları için ayrı ayrı noktalarda doğrusallaştırılarak ele alınabilir. Ancak bu durumda da gerçek modelden uzaklaşmış olunur. Kimi uygulamalarda ise sistem modelini çıkarmak neredeyse imkânsızdır. İşte böyle durumlarda modelden bağımsız kontrol yöntemlerini kullanmak çözüme götürmektedir.

Yapay sinir ağlarıyla kontrolde temelde sinir ağı yapısına sisteme hangi girdi verilirse hangi çıktının oluşacağı öğretilir. Bu öğretme işlemi Şekil 2.3'te gösterildiği gibi aslında ağ yapısında bulunan ve ara katman olarak tanımlanan kısımlarda basit matematiksel işlemlerden oluşan fonksiyonların filtre katmanı oluşturmasıyla gerçekleşir. Öğretme işlemi gerçekleştikten sonra sistem modeli çıkarılmadan da sistem kontrolü sağlanabilir[18].

Bu yöntemlerin dışında görsel geri besleme kullanılarak uygulanan kontroller de mevcuttur. İHA üzerine kamera yerleştirilerek ya da kameraların pozisyon tespiti

yapabildiği bir ortam içerisinde İHA'nın uçurulmasıyla araçların pozisyon kontrolü sağlanabilir. Bu tip uygulamalarda İHA üzerine ya da kontrollü bölge içerisindeki belirli noktalara işaretçi etiketlemeler yapılarak görüntü işleme algoritmaları çalıştırılır[19] [20].

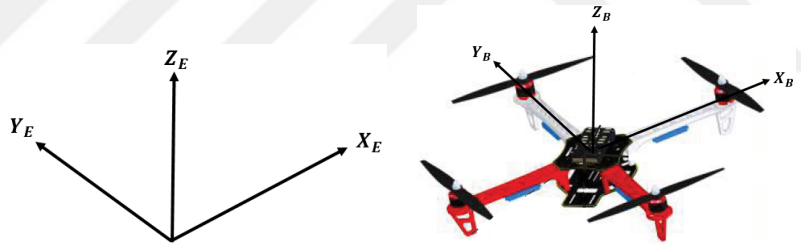


Şekil 2.3 Yapay sinir ağı modeli

3
İnsansız Hava Aracının Matematiksel Modeli

3.1 Eksen Takımları ve Transfer Matrisleri

Araç kontrolü için öncelikle aracın matematiksel olarak ifade edilmesi gerekir. Bu bölümde araç modeli kinematik ve dinamik denklemler vasıtasıyla ifade edilecektir. Aracın yönelim ve konum bilgilerinin ifade edileceği altı serbestlik dereceli hareket için iki bağımsız eksen takımı kullanılır. Bu eksen takımlarından bir tanesi yere sabit olup hareket etmezken, diğer eksen takımı araç merkezine konumlandırılır. Altı serbestlik derecesi için elde edilecek hareket denklemlerinin tamamı bu iki eksen takımının birbirine göre konum ve yönelimleriyle tanımlanmaktadır.



(a) Yer eksen takımı **(b)** Araç eksen takımı

Şekil 3.1 Yer eksen takımı ve araç eksen takımı

Burada gövdeye sabit eksende X_b aracın gidiş yönünü, Y_b aracın sol tarafını ve Z_b ise yeryüzüne göre yukarıyı gösterir. İki koordinat sistemi arasındaki geçiş, dönüşüm matrisleriyle yapılır. Bu dönüşüm matrisleri aşağıda ifade edilmiştir.

Yer ekseninden araç eksenine dönüşüm matrisi L_{BE}, 3.1 ifadesiyle gösterilmiştir:

$$L_{BE} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

Araç ekseninden yer eksenine dönüşüm matrisi L_{EB}, 3.2 ifadesiyle gösterilmiştir:

$$L_{EB} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\phi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \tag{3.2}$$

Aerodinamik torklar ve kuvvetler gövde eksenine göre uygulanmaktadır. Araç üzerindeki ivmeölçer ve jiroskop araç eksenine göre ölçüm almaktadır. Newton hareket denklemleri araç üzerindeki eksene göre oluşturulur.

Yer eksenine göre İHA'nın konum ve yönelimleri 3.3 ve 3.4 vektörleriyle gösterilmiştir:

$$\xi = [x, y, z]^T \tag{3.3}$$

$$\eta = [\phi, \theta, \psi]^T \tag{3.4}$$

Yukarıda 3.4 vektörüyle gösterilen yönelim açıları aynı zamanda Euler açıları olarak da adlandırılmaktadır.

Araç eksenine göre açısal ve doğrusal hızlar 3.5 ve 3.6 vektörleriyle gösterilmiştir:

$$\omega = [p, q, r]^T \tag{3.5}$$

$$V_B = [u, v, n]^T \tag{3.6}$$

Yer eksenine göre ölçülen araç hızı araç eksenine göre 3.7'de gösterildiği gibi ifade edilir:

$$V_B = L_{BE} V_E \tag{3.7}$$

şeklinde ifade edilirken,

Araç ekseninde tanımlı araç hızı yer eksenine göre 3.8'de gösterildiği şekliyle ifade edilir:

$$V_E = {L_{BE}}^{-1} V_B \tag{3.8}$$

Benzer şekilde araç hızı yer ekseninde 3.9'deki haliyle de ifade edilebilir:

$$V_E = L_{EB} V_B \tag{3.9}$$

Dolayısıyla araç eksen takımı ve yer eksen takımı dönüşümlerini sağlayan matrisler 3.10'da da gösterildiği gibi birbirlerinin tersidir:

$$L_{EB} = {L_{BE}}^{-1} \tag{3.10}$$

Dönüşüm matrislerinin tersinin o matrisin transpozesine eşit olduğu 3.11'de gösterilmiştir:

$${L_{BE}}^{-1} = {L_{BE}}^{T} \tag{3.11}$$

Yer eksenine göre doğrusal hızlar 3.12'deki gibi gösterilir:

$$V_E = \dot{\xi} = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T \tag{3.12}$$

bir başka gösterimle 3.13'deki gibi de ifade edilebilir,

$$\dot{\xi} = L_{EB} V_B \tag{3.13}$$

Euler açılarının değişim hızları 3.14 ile gösterilmiştir:

$$\dot{\eta} = \left[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}\right]^T \tag{3.14}$$

Euler açılarının değişim hızları ile araç eksen takımına göre ölçülen açısal hızlar birbirinden farklıdır. Araç eksen takımında ölçülen açısal hızlar sadece birim zamanda ilgili eksenlerde değişen açıları ifade ederken yer eksen takımına göre hesaplanan açısal hızlar ki bunlar Euler açılarının değişim hızı olmakta, hem açıların değişim hızını hem de eksenlerin yönelim değişimlerini içermektedir. Dolayısıyla araç eksen takımındaki açısal hızlardan Euler açısal hızlarına geçiş yapmak için bir rotasyon matrisine ihtiyaç vardır.Bu rotasyon matrisinin araç eksen takıma göre elde edilen hızlar ile yer eksen takıma göre elde edilen hızlar arasında kurduğu ilişki 3.15 ve 3.16

ifadeleriyle gösterilmektedir.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = L(\phi)L(\theta)L(\psi)\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + L(\phi)L(\theta)\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + L(\phi)\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.15}$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & s(\phi)c(\theta) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{3.16}$$

Yukarıdaki ifadede elde edilen dönüşüm matrisi 3.17'deki gibidir:

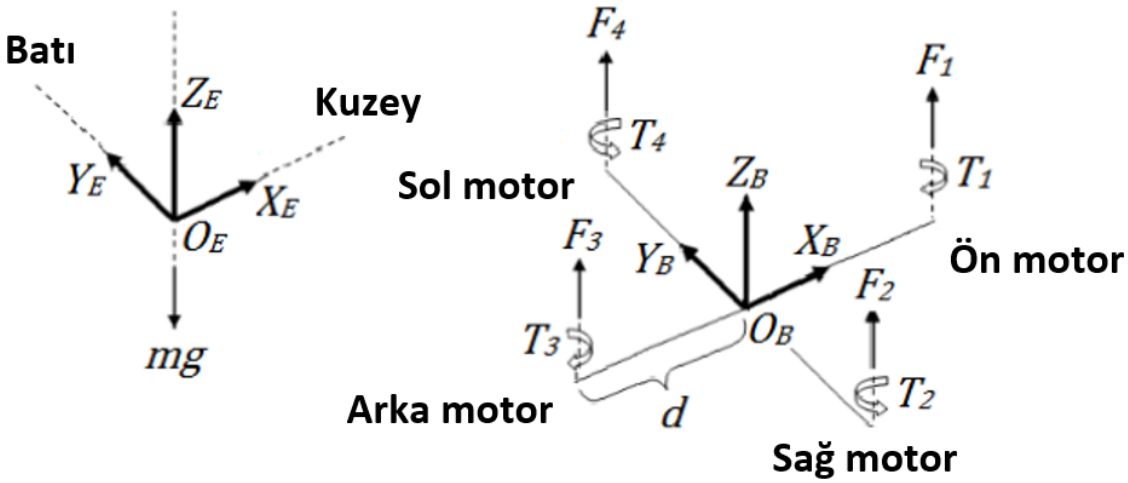
$$L_R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & s(\phi)c(\theta) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \tag{3.17}$$

Aracın her üç eksendeki açısal hızları araç üzerinde bulunan IMU(Inertial Measurement Unit) ataletsel ölçü birimi üzerinde bulunan jiroskop yardımıyla ölçülmektedir. Bu ölçümün araç eksen takımına göre alındığı yukarıdaki kısımlarda anlatılmıştı. Euler açılarına geçmek için 3.16 denkleminde yer alan rotasyon matrisinin (3.17 denklemindeki matris) tersi alınarak denklemin her iki tarafıyla çarpılır. Sonuç olarak Euler açısal hızları 3.18'de gösterildiği haliyle elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)tan(\theta) & c(\phi)tan(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi)/c(\theta) & c(\phi)/c(\theta) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{3.18}$$

3.2 Araç Kontrol Kuvvetleri ve Torkları

Şekil 3.2 de görüldüğü gibi sağ ve sol motorlar saat yönünün tersine dönerken ön ve arka motorlar saat yönünde dönmektedir. Böylelikle Z ekseni etrafındaki toplam dönme momenti sıfır olmaktadır. Böylelikle dört rotorlu bu araçlarda kuyruk rotoru gibi bileşenlere ihtiyaç duyulmamaktadır. Motorların dönüşleri hem kendi dönüş eksenlerinde moment oluşturmakta hem de yukarı yönde itki kuvveti oluşturmaktadır. Bu itki kuvvetlerinin toplamı aracın havada kalması için gerekli olan, yerçekimine ters yöndeki kaldırma kuvvetini oluşturmaktadır. Ayrıca aracın kol uzunluklarıyla çarpımı sonucu oluşan ve roll(yuvarlanma), pitch(yunuslama),



Şekil 3.2 Araç üzerine etkiyen kontrol kuvvetleri ve torkları

yaw(yönelme) yönelim hareketleri için gerekli momentleri oluşturmaktadır. Gerçek model üzerinde farklı dönüş yönlerinin yukarı yönlü itki oluşturabilmesi için pervane açıları birbirinin tersi yönünde olacak şekilde ayarlanmıştır.

Motorların dönüşüyle üretilen itki kuvveti rotor dönüş hızının karesi ve bir sabit katsayının çarpımı şeklinde ifade edilmekte olup 3.19'deki gibi gösterilir.

$$F_i = k_n \Omega_i^2 \tag{3.19}$$

Yukarıdaki denklemde Ω_i rotorun dönüş hızını, k_n rotorun dönüş hızının karesini itki kuvvetine taşıyan sabit katsayıyı ifade etmektedir.

i. rotorun kendi dönüş ekseni etrafında oluşturduğu tork ise 3.20 ile ifade edilir:

$$T_i = k_m F_i \tag{3.20}$$

yukarıdaki denklemde k_m terimi rotorun ürettiği itki kuvvetini rotorun ürettiği tork değerine eşleyen sabit katsayıdır.

Aracın kontrolü için toplam dört adet gerçek kontrol girdisi mevcuttur. Bu girdiler U_1,U_2,U_3 ve U_4 kontrol girdileridir.

U_1(Toplam itki kuvveti): Herhangi bir yönelimin olmadığı durumda sadece Z eksenindeki yükseklik kontrolü için kullanılır. Rotorların her birinin ayrı ayrı ürettiği kuvvetlerin toplamıdır ve 3.21 ile ifade edilir.

$$U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \tag{3.21}$$

U_2: x ekseni etrafındaki dönüş için gerekli moment kontrolü için kullanılır. 3.22'de gösterilmiştir.

$$U_2 = F_4 - F_2 \tag{3.22}$$

U_3: y ekseni etrafındaki dönüş için gerekli moment kontrolü için kullanılır. 3.23'de gösterilmiştir.

$$U_3 = F_3 - F_1 \tag{3.23}$$

U_4: z ekseni etrafındaki dönüş için gerekli moment kontrolü için kullanılır. 3.24'de gösterilmiştir.

$$U_4 = T_2 + T_4 - T_1 - T_3 \tag{3.24}$$

3.3 Araca Etkiyen Kuvvetler ve Torklar

3.3.1 Yer Çekimi Kuvveti

Temel olarak insansız hava aracının uçmak için yenmesi gereken kuvvettir. Yer çekimi kuvveti aracın ağırlık merkezine etki etmektedir. Yerçekimi ivmesi $g = 9,81 m/s^2$ olarak işlemlere dahil edilmektedir. Motorların ürettiği toplam itki kuvveti yer çekimi kuvvetini aştığında araç havalanacaktır.

F_E yer eksen takımına göre araca etkiyen yerçekimi kuvveti 3.25 şeklinde gösterilir:

$$F_{grav,E} = -m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \tag{3.25}$$

Yukarıdaki ifade yer eksen takımından araç eksen takımına dönüşüm matrisi olan L_{BE} ile çarpılarak yer çekimi kuvvetinin araç eksen takımına göre etkisi bulunur.Bu etki 3.26 ifadesiyle aşağıdaki şekilde gösterilir:

$$F_{grav,B} = -L_{BE} m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \tag{3.26}$$

3.3.2 Pervanelerin İtki Kuvveti

Dört pervanenin ürettiği toplam itki kuvveti araç eksen takımına göre 3.27'deki gibi gösterilir:

$$F_{prop,B} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} \tag{3.27}$$

3.3.3 Aerodinamik Sürüklenme Kuvveti

Aerodinamik sürüklenme kuvveti aracın doğrusal hızıyla orantılıdır, araç eksenine göre tanımlanır ve 3.28'deki gibi gösterilir:

$$F_{aero,B} = K_t V_B = K_t \begin{bmatrix} u \\ v \\ n \end{bmatrix} \tag{3.28}$$

Burada K_t sürüklenme sabiti ve diyagonal matris olup köşegen elemanları X,Y ve Z eksenlerindeki sürüklenme sabitlerini içermektedir.Sürüklenme matrisi 3.29 ile gösterilmektedir.

$$K_t = \begin{bmatrix} K_x & 0 & 0 \\ 0 & K_y & 0 \\ 0 & 0 & K_z \end{bmatrix} \tag{3.29}$$

3.3.4 Pervane İtkilerinin Ürettiği Momentler

Pervanelerin itki kuvvetleri neticesinde araç gövdesinde oluşturdukları momentler araç eksen takımı F_B' ye göre ifade edilir ve 3.30'daki gibi gösterilir.

$$M_{prop,B} = \begin{bmatrix} U_2 d \\ U_3 d \\ U_4 \end{bmatrix} \tag{3.30}$$

Yukarıdaki ifadede d ile gösterilen terim rotor merkezi ile aracın gövde merkezi arasındaki mesafe olup moment kolu uzunluğunu ifade etmektedir.

3.4 Aracın Dinamik Modeli

Araç dinamik modeli Newton-Euler formülasyonu kullanılarak çıkarılmıştır. Dinamik model araç eksen takımına göre oluşturulmuştur. Kuvvetleri ve momentleri içeren denklem takımı 3.31 ile aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.

$$\begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w \times mV \\ w \times Iw \end{bmatrix} \tag{3.31}$$

Yukarıdaki denklem takımı kuvvetler ve momentler olarak ayrılmak istenirse 3.32 ve 3.33'teki gibi yazılabilir:

$$\sum F = F_{grav,B} + F_{prop,B} + F_{aero,B} \tag{3.32}$$

$$\sum M = M_{prop,B} \tag{3.33}$$

Yukarıdaki ifadeler daha açık halde yazılırsa 3.34 ve 3.35 elde edilir:

$$\sum F = -L_{BE} m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} - K_t V_b \tag{3.34}$$

$$\sum M = \begin{bmatrix} U_2 d \\ U_3 d \\ U_4 \end{bmatrix} \tag{3.35}$$

3.4.1 Doğrusal Hareket Dinamik Modeli

Aracın doğrusal hareket denklemleri çıkartılırken öncelikle 3.13 denkleminin türevi alınarak hız ifadesinden ivme ifadesine geçilir.

$$\ddot{\xi} = \dot{L}_{EB} V_B + L_{EB} \dot{V}_B \tag{3.36}$$

3.37 denkleminde araç eksen takımından yer eksen takımına dönüşüm matrisi olan L_{EB}'nin zamana göre türevi aşağıdaki şekilde alınmaktadır:

$$\dot{L}_{EB} = L_{EB} \varpi \tag{3.37}$$

3.38 ifadesinde ϖ'nin açık hali yazılmıştır:

$$\varpi = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \tag{3.38}$$

$\varpi S = w \times S, S \epsilon R^3$ şeklindedir. Burada $\times$ vektör çarpımı ifade etmektedir. w araç ekseninde tanımlı açısal hızları ifade etmekte olup S ise R^3 boyutunda bir vektördür.

Yukarıda elde edilen ifadeler 3.36 denkleminde yerine koyulursa 3.39 ve 3.40'deki gibi yer eksenine göre ve araç eksenine göre doğrusal ivmeler elde edilir:

$$\ddot{\xi} = L_{EB}(w \times V_B) + L_{EB} \dot{V}_B \tag{3.39}$$

$$\dot{V}_B = {L_{EB}}^{-1} \ddot{\xi} - (w \times V_B) \tag{3.40}$$

3.40 ve 3.34 denklemleri 3.32 ifadesinde yerine koyulursa doğrusal harekete ait denklem 3.41'deki gibi olur:

$$-L_{BE} m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} - K_t V_B = m({L_{EB}}^{-1} \ddot{\xi} - (w \times V_B)) + w \times (m V_B) \tag{3.41}$$

Yukarıdaki ifadede $K_t V_B$ yerine $K_t {L_{EB}}^{-1} \dot{\xi}$ yazılıp son ifade de düzenlenirse doğrusal

hareket denklemi 3.42'deki hali alır:

$$-L_{BE}m\begin{bmatrix}0\\0\\g\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\0\\U_1\end{bmatrix}-K_t{L_{EB}}^{-1}\dot{\xi}=m({L_{EB}}^{-1}\ddot{\xi}-(w\times V_B))+m(w\times V_B) \tag{3.42}$$

Denklemin her iki tarafı L_{BE} ile çarpılıp gerekli sadeleştirmeler yapılırsa 3.43 ifadesi elde edilir:

$$\ddot{\xi}=-\begin{bmatrix}0\\0\\g\end{bmatrix}+L_{EB}\begin{bmatrix}0\\0\\U_1/m\end{bmatrix}-(K_t/m)\dot{\xi} \tag{3.43}$$

3.12 denkleminden faydalanılarak, $\dot{\xi}=[\dot{x},\dot{y},\dot{z}]^T$ ve $\ddot{\xi}=[\ddot{x},\ddot{y},\ddot{z}]^T$ ifadeleri bilinmektedir. Doğrusal hareket denklemlerinin son hali 3.44 eşitliğindeki gibi elde edilir:

$$\begin{bmatrix}\ddot{x}\\\ddot{y}\\\ddot{z}\end{bmatrix}=-\begin{bmatrix}0\\0\\g\end{bmatrix}+L_{EB}\begin{bmatrix}0\\0\\U_1/m\end{bmatrix}-(K_t/m)\begin{bmatrix}\dot{x}\\\dot{y}\\\dot{z}\end{bmatrix} \tag{3.44}$$

3.4.2 Açısal Hareket Dinamik Modeli

Bu kısımda açısal hareketin dinamik denklemlerinin çıkarılması için açısal ivmelere ve aracın her üç eksendeki atalet değerlerine ihtiyaç olacaktır. Denklem 3.5'te gösterilen açısal hızların türevi alınarak açısal ivme değerleri 3.45 'deki gibi bulunur.

$$\dot{w}=[\dot{p},\dot{q},\dot{r}]^T \tag{3.45}$$

Araç atalet matrisi 3.46'da gösterildiği gibidir:

$$J=\begin{bmatrix}I_x&0&0\\0&I_y&0\\0&0&I_z\end{bmatrix} \tag{3.46}$$

3.5, 3.30,3.45 ve 3.46 ifadeleri 3.31 denkleminde yer alan moment ifadesinde yerine yazılırsa açısal harekete ait denklem takımı 3.47 şeklinde elde edilir:

$$\begin{bmatrix} U_2 d \\ U_3 d \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} X \left(\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \right) \tag{3.47}$$

Yukarıdaki denklem düzenlenirse 3.48 şeklini alır:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_y - I_z)qr/I_x \\ (I_z - I_x)pr/I_y \\ (I_x - I_y)pq/I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_2 d/I_x \\ U_3 d/I_y \\ U_4/I_x \end{bmatrix} \tag{3.48}$$

Yukarıdaki eşitlikte eşitliğin sol tarafında açısal ivmeler bulunmuştur. Ancak burada bulunan açısal ivmeler araç eksen takımına göre ifade edilmiş olup araç yönelimlerinin bulunması için Euler açıları cinsinden yazılması gerekir. Bunun için 3.49'da da gösterildiği gibi dönüşüm matrisinden yararlanılır:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)tan(\theta) & c(\phi)tan(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi)/c(\theta) & c(\phi)/c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{3.49}$$

3.49'de Euler açısal hızları yer almaktadır. İntegral işlemiyle Euler açılarına geçilir.

Euler açılarının değişimiyle istenen yönelim hareketleri yapılmış olur. Bu yönelim hareketlerinin kontrolü aracın XY düzlemindeki hareketlerini de kontrol edecektir. Yönelim hareketlerinin kontrolü için her üç eksendeki momentlerin kontrol edilmesi gerekmektedir. Bu moment ifadelerine ulaşmak için ise Euler açılarının ivmeleri elde edilmelidir. Ancak yukardaki 3.49 ifadesinden de görüleceği üzere Euler açılarına geçiş için trigonometrik ifadelerin işleme girmesi gerekmektedir. Bu nedenle basitlik açısından araç yönelimlerinin çok küçük olduğu ve araç ekseni açıları ile Euler açıları arasındaki rotasyon matrisinin birim matris gibi davranacağı aracın havada asılı kaldığı durum düşünülerek aşağıdaki 3.51 yaklaşımı yapılabilir:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{3.50}$$

Yukarıdaki ifadede her iki tarafın türevi alınırsa 3.51'deki açısal ivme ifadesi elde edilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \tag{3.51}$$

Bu durumda 3.48 denkleminde yer alan açısal hareket dinamik denkleminde araç eksenine göre tanımlı açısal ivmeler yerine Euler açılarının ivmeleri yazılabilir. Böylelikle 3.52'deki denklem takımı elde edilir:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_y - I_z)qr/I_x \\ (I_z - I_x)pr/I_y \\ (I_x - I_y)pq/I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_2 d/I_x \\ U_3 d/I_y \\ U_4/I_x \end{bmatrix} \tag{3.52}$$

Aracın açısal hareket kontrolünde, kontrol edilecek açılar yukarıdaki formülde elde edilen yaklaşım yapılmış açılar olacaktır. Formülün sağ tarafındaki ilk terim jiroskopik etkileri göstermektedir. Birinci satırda $(I_y - I_z)qr$ ile gösterilen kısım yuvarlanma açısı jiroskopik etkisini,$(I_z - I_x)pr$ ile gösterilen kısım yunuslama açısı jiroskopik etkisini,$(I_x - I_y)pq$ ile gösterilen kısım ise yönelme açısı jiroskopik etkisini ifade etmektedir.

Rotorların jiroskopik etkileri de eklenerek 3.52 denklemi 3.53 şeklinde genişletilebilir.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_y - I_z)qr/I_x \\ (I_z - I_x)pr/I_y \\ (I_x - I_y)pq/I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_2 d/I_x \\ U_3 d/I_y \\ U_4/I_x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -(J_r q\Omega_r)/I_x \\ (J_r p\Omega_r)/I_y \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.53}$$

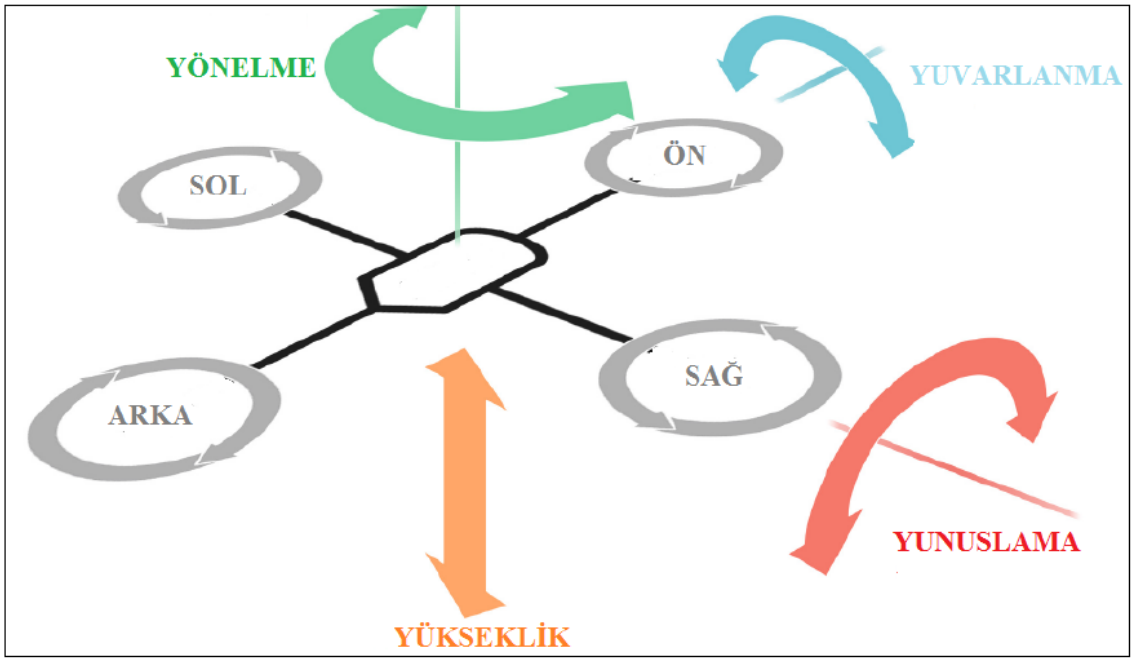
Yukarıdaki denklemde J_r terimleri rotorların eylemsizliğini, Ω_r terimleri ise rotorların dönüş hızını ifade etmektedir. [21]

4
İnsansız Hava Aracının Kontrolü

Çalışmanın bu kısmında araç kontrolü için kullanılacak yöntemden bahsedilecektir. Dört rotorlu döner kanatlı bu aracın kontrolü için sisteme verilebilecek dört adet kontrol girdisi vardır. Bu girdiler ayrı ayrı her bir rotorun açısal hızlarıdır. Araç gövdesi rijit kabul edilip rotor hızlarının değiştirilmesiyle araç yönelimi ve yönelime de bağlı olarak araç konumu değiştirilmektedir.

4.1 Motor Hızları Değişiminin Araç Hareketlerine Etkisi

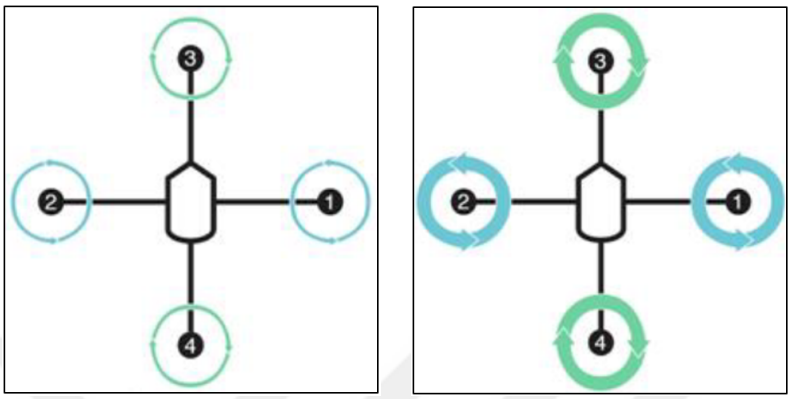
Aracın yaptığı yuvarlanma, yunuslama, yönelme ve yükselme/alçalma hareketlerinin araç modeli üzerinde gösterimi aşağıdaki gibidir:



Şekil 4.1 Araç hareketleri

4.1.1 Yükselme Hareketi

İHA'nın havada kalması için ve yükselebilmesi için pervanelerin toplam itkisinin en az İHA'nın kendi ağırlığını yenecek kadar kuvvetli olması gerekmektedir. Ayrıca aracın sadece yükselip alçalma hareketi yapması isteniyorsa pervanelerin dördünün de dönüş hızlarının birbiriyle aynı olması gerekir ki araç diğer eksenlerde hareket etmesin.

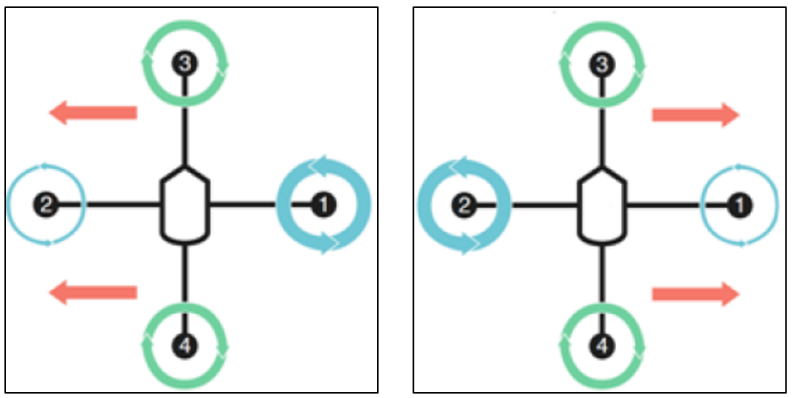


(a) Alçalma hareketi **(b)** Yükselme hareketi

Şekil 4.2 Alçalma ve yükselme için motor dönüşleri

4.1.2 Yuvarlanma Hareketi

İHA'nın 1 ve 2 numaralı pervanelerinin dönüş hızları arasında fark oluşturularak araç sağa ya da sola doğru yönlendirilebilir.

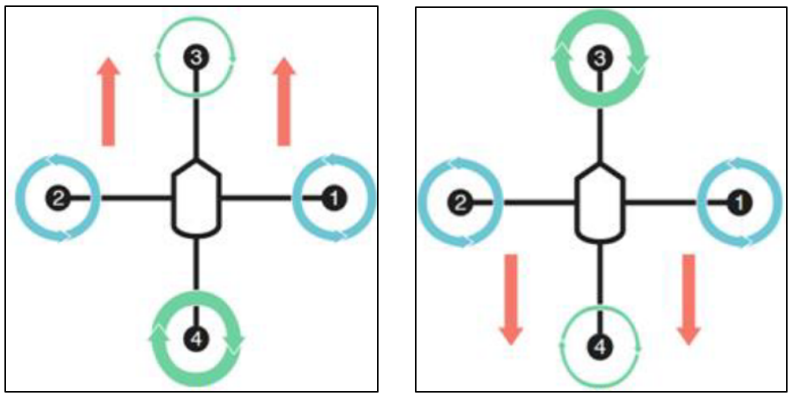


(a) Sola yönelim hareketi **(b)** Sağa yönelim hareketi

Şekil 4.3 Sola ve sağa hareket için motor dönüşleri

4.1.3 Yunuslama Hareketi

İHA'nın 3 ve 4 numaralı pervanelerinin dönüş hızları arasında fark oluşturularak araç ileriye ya da geriye doğru yönlendirilebilir.

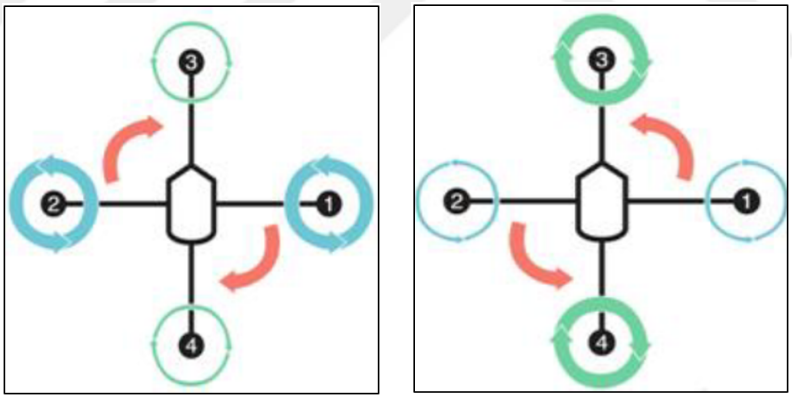


(a) İleri yönlü hareket **(b)** Geri yönlü hareket

Şekil 4.4 İleri ve geri yönlü hareket için motor dönüşleri

4.1.4 Yönelme Hareketi

Önceki bölümlerde de belirtildiği gibi dört rotorlu hava aracında ikili rotor gruplarının birbirinin tersi yönde dönmelerinden dolayı toplam moment sıfır olmakta ve klasik helikopterlerdeki gibi kuyruk rotoruna ihtiyaç duyulmamaktadır. Aracın yönelme hareketi yapması istendiğinde ise bu rotor gruplarından bir grubun hızı azaltılmakta veya artırılmaktadır. Araç yönelmesi, dönüş hızı yüksek rotor grubunun dönüş yönünün tersine olacaktır.

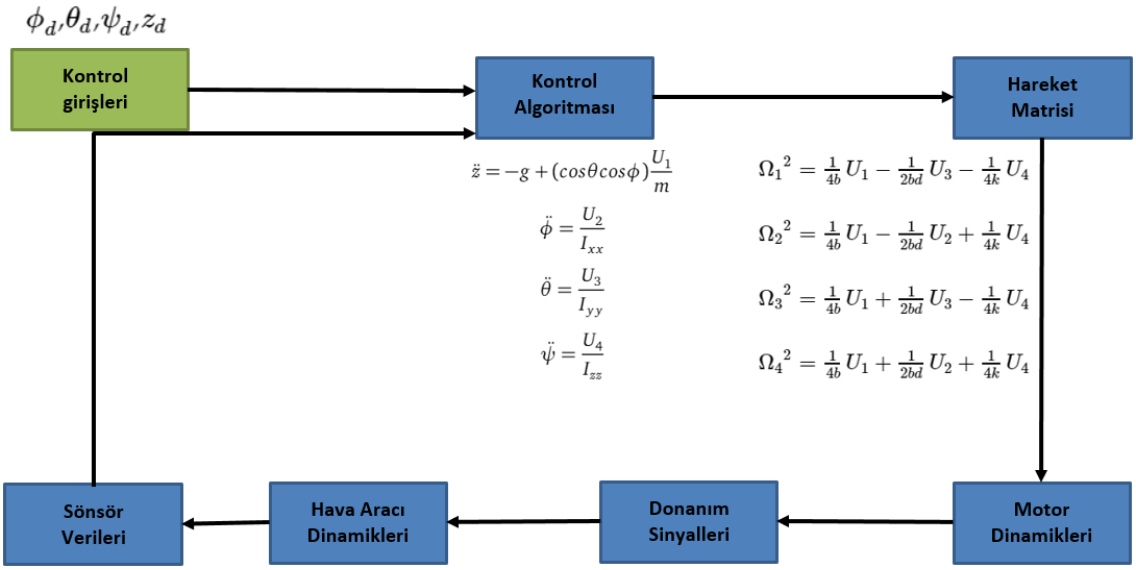


(a) Saat yönünde dönüş **(b)** Saat yönünün tersine dönüş

Şekil 4.5 Yönelme hareketi için motor dönüşleri

4.2 Kontrolcü Tasarımı

Bu kısımda doğrusal olmayan bir kontrolcü olan "Geri Adımlama" yöntemiyle İHA kontrolünün nasıl yapılacağı anlatılacaktır. Kalıcı hal hatasını minimuma indirebilmek için kontrol denklemlerine integral ifadesi de eklenerek "İntegral-Geri Adımlamalı Kontrol" sisteme uygulanacaktır. Kontrol işlemlerinin karmaşıklığını azaltmak açısından sürtünme kuvvetleri, aerodinamik etkiler vs. ihmal edilmiştir.



Şekil 4.6 Genel kontrol diyagramı

Kontrol Girişleri:

Bu kısımda aracın yapması istenen yönelim açıları ve çıkması istenen yükseklik değeri araç kontrolüne komut sinyalleri olarak verilir. Kontrol içerisinde istenen değerler ile mevcut değerler karşılaştırılarak hata ifadeleri bulunur. Bu hata ifadeleri kontrol sistemine geri besleme oluşturur.

Kontrol Algoritması:

Yönelim ve konum hatalarını kullanarak hesaplanan momentler ve itki kuvvetleri bu kısım içerisinde yer almaktadır. İleriki bölümlerde gösterilecek olan İntegral-Geri adımlamalı kontrol bu kısımda uygulanmaktadır. Kontrol bloğunun çıkışı hareket bloğuna istenen itki kuvvetlerini giriş olarak gönderir.

Hareket Matrisi:

Kontrol bloğundan alınan girişler kullanılarak olması gereken rotor dönüş hızları hesaplanır ve bu hız isterleri motor dinamiği bloğuna gönderilir.

Motor Dinamikleri:

Bu bloğun içinde motor dinamiklerini temsil eden transfer fonksiyonu mevcuttur. Gelen motor hızı isterlerini motor yapısına bağlı olarak belirli bir gecikmeyle motor çıkış hızı olarak vermektedir.

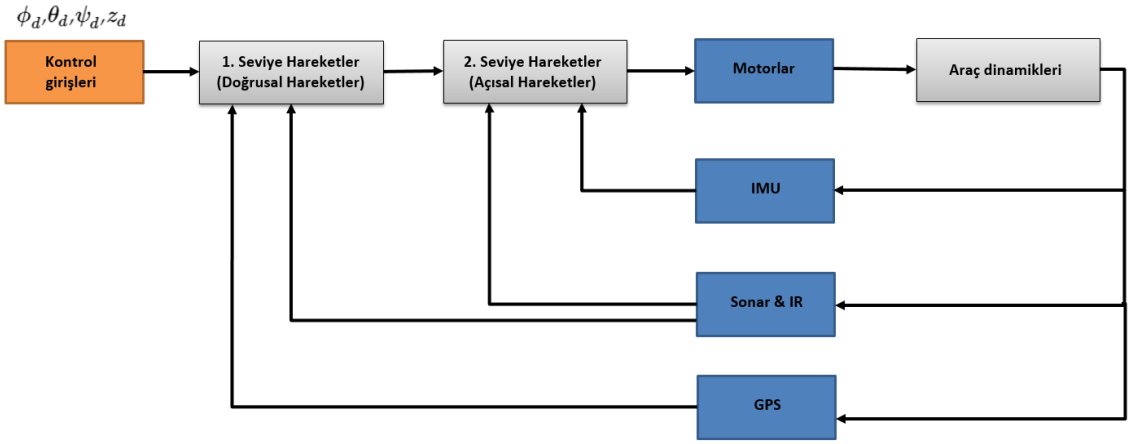
Donanım Sinyalleri:

Hareketin gerçekleşmesi için gerekli nihai kontrol sinyalleri bu bloktan çıkmaktadır. Motor dinamiği bloğundan alınan gerilim değerleri bu bloğa komut olarak gider ve sonuçta bu bloktan rotorların istenen hızlarda dönmesini sağlayacak PWM komutları çıkar.

Hava aracı dinamikleri ve sensör verileri:

Rotorların dönüşü sonucu hava aracının kütlesine, atalet değerlerine ve diğer fiziksel özelliklerine bağlı olarak araç üzerinde bir takım hareketler oluşur. İvmeölçer ve jiroskop sensörleri yardımıyla bu hareketler anlamlandırılıp elektriksek sinyallere dönüştürülerek sisteme geri besleme olarak verilir.

Kontrol algoritmasının iç yapısı:



Şekil 4.7 Kontrol algoritması iç yapısı

4.2.1 İntegral-Geri Adımlamalı Kontrol

Araç konum ve yönelim kontrolü için İntegral-Geri adımlamalı kontrol yöntemi kullanılacaktır. Kontrol yapısı üç alt sistem şeklinde düşünülebilir. Bu alt sistemler: Araç yönelim kontrolü, araç pozisyon kontrolü ve istenen pozisyon için gerekli yönelim açılarının eldesi. Öncelikle dört rotorlu hava aracının bütün kontrol terimlerini içeren basitleştirilmiş dinamik modeli yazılırsa aşağıdaki 4.1 ifadesi elde edilir:

$$\begin{pmatrix} \dot{x_1} \\ \dot{x_2} \\ \dot{x_3} \\ \dot{x_4} \\ \dot{x_5} \\ \dot{x_6} \\ \dot{x_7} \\ \dot{x_8} \\ \dot{x_9} \\ \dot{x_{10}} \\ \dot{x_{11}} \\ \dot{x_{12}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{z} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_2 \\ x_4 x_6 a_1 + b_1 U_2 \\ x_4 \\ x_2 x_6 a_3 + b_2 U_3 \\ x_6 \\ x_4 x_2 a_5 + b_3 U_4 \\ x_8 \\ u_x U_1/m - K_x x_8/m \\ x_{10} \\ u_y U_1/m - K_y x_{10}/m \\ x_{12} \\ -g + (cos(x_1)cos(x_3))U_1/m - K_z x_{12}/m \end{pmatrix} \tag{4.1}$$

yukarıdaki denklem takımında a_1, a_3, a_5, b_1, b_2, b_3, u_x ve u_y ifadeleri aşağıdaki şekilde gösterilmektedir:

$$a_1 = (I_y - I_z)/I_x \tag{4.2}$$

$$a_3 = (I_z - I_x)/I_y \tag{4.3}$$

$$a_5 = (I_x - I_y)/I_z \tag{4.4}$$

$$b_1 = d/I_x \tag{4.5}$$

$$b_2 = d/I_y \tag{4.6}$$

$$b_3 = d/I_z \tag{4.7}$$

$$u_x = (cos(x_1)sin(x_3)cos(x_5) + sin(x_1)sin(x_5) \tag{4.8}$$

$$u_y = (cos(x_1)sin(x_3)sin(x_5) - sin(x_1)cos(x_5) \tag{4.9}$$

Kontrol kolaylığı açısından 4.1 denklem takımında yer alan K_x,K_y,K_z aerodinamik sürüklenme katsayıları sıfır olarak kabul edilecektir.

4.2.1.1 Yönelim Kontrolü

Bu kısımda aracın yönelim kontrolü için gerekli U_2, U_3, U_4 moment girişlerinin kontrolünden bahsedilecektir. İlk olarak yuvarlanma açısı ϕ'nin kontrolü için gerekli U_2 girişinin kontrolü ele alınacaktır.

Öncelikle istenen yuvarlanma açısı ile mevcut açı arasındaki hata 4.10 ile bulunur.

$$e_1 = x_{1d} - x_1 \tag{4.10}$$

Hatanın belirli bir zaman sonunda sıfıra ulaşaması ve sistem kararlılığını sağlamak için yukarıda elde edilen hata, kendisi pozitif ve zamanla sıfıra yaklaşan bir Lyapunov fonksiyonunun elde edilmesi için kullanılacaktır.Bahsedilen Lyapunov fonksiyonu 4.11 ifadesiyle verilmektedir:

$$V(e_1) = (1/2){e_1}^2 \tag{4.11}$$

Lyapunov fonksiyonunun birinci türevi 4.12 şeklinde yazılır:

$$\dot{V}(e_1) = e_1\dot{e}_1 = e_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) \tag{4.12}$$

4.1 denkleminden $\dot{x_1} = x_2$ olduğu bilindiğinden yukarıdaki denklem aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\dot{V}(e_1) = e_1(\dot{x}_{1d} - x_2) \tag{4.13}$$

Bu durumda yukarıda elde edilen Lyapunov fonksiyonunun türevi ifadesini negatif yarı tanımlı yapacak aşağıdaki gibi bir x_2 seçilmesi gerekir.

$$x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 e_1 \tag{4.14}$$

x_2, 4.14'de ifade edildiği şekliyle seçilirse Lyapunov fonksiyonunun türevi negatif yarı tanımlı olmuş olur. Burada α_1 terimi pozitif bir katsayıdır. x_1'in kontrolü için x_2'nin belirli kriterlere göre seçiliyor olması; x_2'yi sanal kontrol girişi yapmaktadır. Yani konum kontrolü için hız sanal kontrol girişi olarak kullanılmaktadır.

Dolayısıyla kontrol için istenen x_2 ifadesi 4.15'deki şekilde seçilir:

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 e_1 \quad \alpha_1 > 0 \tag{4.15}$$

Yukarıdaki yaklaşıma benzer şekilde bu defa açısal konum hatası yerine açısal hız hatası aşağıdaki şekilde bulunur:

$$e_2 = x_{2d} - x_2 \tag{4.16}$$

Açı hatasından sonra bu defa açısal hız hatası da kontrol edilmesi gereken değerlerden birisi olarak ortaya çıkmaktadır. Hem açı hatasını hem de açısal hız hatasını içeren yeni bir Lyapunov fonksiyonu tanımlanması gerekmektedir. Yeni tanımlanan genişletilmiş Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki 4.17 ifadesiyle verilmiştir:

$$V(e_1, e_2) = (1/2)(e_1^2 + e_2^2) \tag{4.17}$$

Kendisi pozitif olan genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevi de negatif yarı tanımlı olmalı ki sistem kararlı olsun. Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevi aşağıda ifade edilmiştir:

$$\dot{V}(e_1, e_2) = e_1\dot{e}_1 + e_2\dot{e}_2 \tag{4.18}$$

4.18 denkleminde 4.15 ve 4.16 denklemleri yerine koyulursa açısal hız hatası 4.19'daki gibi elde edilir.

$$e_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 e_1 - x_2 \tag{4.19}$$

Yukarıdaki denklemde $\dot{e_1} = \dot{x_{1d}} - x_2$ ifadesi yerine yazılırsa aşağıdaki ifade elde edilir:

$$e_2 = \dot{e}_1 + \alpha_1 e_1 \tag{4.20}$$

4.20 eşitliği düzenlenirse aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\dot{e}_1 = e_2 - \alpha_1 e_1 \tag{4.21}$$

Ayrıca 4.19 denkleminin zamana göre türevi alınırsa 4.22 ile açısal hız hatasının türevi elde edilmiş olur.

$$\dot{e_2} = \ddot{x}_{1d} + \alpha_1 \dot{e_1} - \dot{x}_2 \tag{4.22}$$

Böylelikle genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevi:

$$\dot{V}(e_1, e_2) = e_1(e_2 - \alpha_1 e_1) + e_2(\ddot{x}_{1d} + \alpha_1 \dot{e}_1 - \dot{x}_2) \tag{4.23}$$

4.23 denklemindeki gibi elde edilir. $\dot{x_2}$ ile gösterilen yuvarlanma açısı ivmesi ile yuvarlanma momentini oluşturan U_2 kontrol girişi denklem 4.1'de görüldüğü gibi birbiriyle ilişkilidir. Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevinde $\dot{x_2}$ yerine $x_4 x_6 a_1 + b_1 U_2$ ifadesi yazılırsa türev ifadesi 4.24'deki gibi elde edilir.

$$\dot{V}(e_1, e_2) = e_1 e_2 - \alpha_1 e_1^2 + e_2 \ddot{x_{1d}} + e_2^2 \alpha_1 - \alpha_1^2 e_1 e_2 - e_2 x_4 x_6 \alpha_1 - e_2 b_1 U_2 \tag{4.24}$$

Yukarıdaki denklemde gerçek kontrol girişi U_2 açı hatası ve açısal hız hatasıyla ilişkili haliyle ortaya çıkmış oldu. Bu durumda U_2 öyle bir şekilde seçilmeli ki genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevinin negatif yarı tanımlı olacağı garanti edilsin. Bu maksatla U_2 aşağıdaki şekilde seçilmelidir:

$$U_2 = (1/b_1)(e_1 + \alpha_1 e_2 - \alpha_1^2 e_1 - x_4 x_6 a_1 + \alpha_2 e_2) \quad \alpha_1 > 0 \;\; ve \;\; \alpha_2 > 0 \tag{4.25}$$

Denklem 4.25'deki U_2 ifadesi denklem 4.24'da yerine yazılırsa,

$$\dot{V}(e_1, e_2) = -\alpha_1 e_1^2 - \alpha_2 e_2^2 < 0 \quad \alpha_1 > 0 \;\; \alpha_2 > 0 \;\; ve \;\; e_1 \neq 0,\, e_2 \neq 0 \tag{4.26}$$

Benzer işlemler yunuslama ve yönelme hareketleri için yapılıp 4.1 denklem takımından yararlanılırsa U_3 ve U_4 moment girişleri aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$U_3 = (1/b_2)(e_3 + \alpha_3 e_4 - \alpha_3^2 e_3 - x_2 x_6 a_3 + \alpha_4 e_4) \quad \alpha_3 > 0 \;\; ve \;\; \alpha_4 > 0 \tag{4.27}$$

$$U_4 = (1/b_3)(e_5 + \alpha_5 e_6 - \alpha_5^2 e_5 - x_4 x_2 a_5 + \alpha_6 e_6) \quad \alpha_5 > 0 \;\; ve \;\; \alpha_6 > 0 \tag{4.28}$$

Yukarıdaki denklemlerde yer alan x_{1d}, x_{3d}, x_{5d} istenen yuvarlanma, yunuslama

ve yönelme açılarının bulunuşu gerekli yönelim açılarının eldesi bölümünde anlatılacaktır.

4.2.1.2 Pozisyon Kontrolü

Araç pozisyonunun kontrolünde yükseklik kontrolü için gerekli kontrol girdisi U_1'dir. Z eksenindeki pozisyonu kontrol eden U_1 bütün motorların itkilerinin toplamını ifade etmektedir. Kontrol bölümünün başında da anlatıldığı gibi aslında aracı kontrol edebileceğimiz dört ana kontrol girdisi mevcut. Bu kontrol girdilerinden U_1 pozisyonla direkt olarak ilişkili iken X ve Y eksenlerindeki pozisyon kontrolü için aracın yuvarlanma ve yunuslama yönlerinde açı yapması gerekmektedir. Dolayısıyla XY düzlemindeki hareket için U_2 ve U_3 girdileri direkt kontrol sağlamasa da bu girdileri manipüle edecek u_x ve u_y gibi ekstra kontrol girişleri tanımlanması gerekmektedir.

Öncelikle yükseklik kontrolü için hata 4.29'daki gibi yazılır:

$$e_{11} = x_{11d} - x_{11} \tag{4.29}$$

Hatayı sıfırlayacak Layapunov fonksiyonu 4.30'daki gibi yazılır:

$$V(e_{11}) = (1/2)e_{11}^2 \tag{4.30}$$

Lyapunov fonksiyonunun türevi 4.31'deki gibi bulunur:

$$\dot{V}(e_{11}) = e_{11}\dot{e}_{11} = e_{11}(\dot{x}_{11d} - \dot{x}_{11}) = e_{11}(\dot{x}_{11d} - x_{12}) \tag{4.31}$$

Önceki bölümlerde de anlatıldığı gibi sistem kararlılığı için Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevinin negatif yarı tanımlı olması gerekmektedir. O halde $x_{12} = \dot{x}_{11d} + \alpha_{11}z_{11} \quad \alpha_{11} > 0$ için, fonksiyonun türevi negatif yarı tanımlıdır.

Hız hatası e_{12} aşağıdaki şekilde ifade edilirse:

$$e_{12} = x_{12d} - x_{12} = \dot{x}_{11d} + \alpha_{11}e_{11} - x_{12} \tag{4.32}$$

Konum hatasıyla birlikte hız hatasını da içeren Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki gibi 4.33 ile ifade edilir:

$$V(e_{11}, e_{12}) = (1/2)(e_{11}^2 + e_{12}^2) \tag{4.33}$$

Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevi 4.34'deki gibi bulunur.

$$\dot{V}(e_{11}, e_{12}) = e_{11}\dot{e}_{11} + e_{12}\dot{e}_{12} \tag{4.34}$$

4.29 denkleminin zamana göre türevi alınıp 4.1 denklem takımında ilgili kısım kullanılırsa 4.35 ifadesi elde edilir:

$$\dot{e}_{11} = \dot{x}_{11d} - \dot{x}_{11} = \dot{x}_{11d} - x_{12} \tag{4.35}$$

Yukarıda bulunan ifade 4.32 denkleminde yerine koyulursa 4.36'daki konum hatasının türevi elde edilir.

$$\dot{e}_{11} = e_{12} - \alpha_{11}e_{11} \tag{4.36}$$

4.32 denkleminin zamana göre türevi alınırsa hız hatasının türevi aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$\dot{e}_{12} = \ddot{x}_{11d} + \alpha_{11}\dot{e}_{11} - \dot{x}_{12} \tag{4.37}$$

4.36,4.37 denklemleri 4.34 denkleminde yerine koyulursa Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevi 4.38'deki gibi elde edilir:

$$\dot{V}(e_{11}, e_{12}) = e_{11}(e_{12} - \alpha_{11}e_{11}) + e_{12}(\ddot{x}_{11d} + \alpha_{11}\dot{e}_{11} - \dot{x}_{12}) \tag{4.38}$$

Bu denklemde yer alan $\dot{x}_{12}$terimi Z eksenindeki ivmeyi ifade etmekte ve 4.1 denklem grubunda son satırda yer almakta olup gerçek kontrol girişi olan U_1 ile aşağıdaki şekilde ilişkilidir:

$$\dot{x}_{12} = \ddot{e} = -g + (cos(x_1)cos(x_3))U_1/m - K_z e_{12}/m \tag{4.39}$$

Yukarıdaki ifade 4.38'de yerine yazılırsa Genişletilmiş Lyapunov fonksiyonunun türevi

aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$\begin{aligned}\dot{V}(e_{11}, e_{12}) = e_{11}e_{12} - \alpha_{11}e_{11}^2 + e_{12}\ddot{x}_{11d} + e_{12}^2\alpha_{11} - \alpha_{11}^2 e_{11}e_{12} + e_{12}g \\ -e_{12}(cos(x_1)cos(x_3))U_1/m + e_{12}K_z x_{12}/m\end{aligned} \tag{4.40}$$

Dolayısıyla bu ilişki kullanılıp aşağıdaki şekilde U_1'e ulaşılabilir:

$$\begin{aligned}U_1 = (m/(cos(x_1)cos(x3)))(e_{11} + \ddot{x}_{11d} + \alpha_{11}e_{12} - \alpha_{11}^2 e_{11} + g + \\ K_z x_{12}/m + \alpha_{12}e_{12}) \quad \alpha_{11} > 0, \alpha_{12} > 0\end{aligned} \tag{4.41}$$

Toplam itkiyi veren ve yükseklik kontrolünü sağlayan U_1 ifadesi yukarıda elde edilmiştir. Önceki bölümlerde de söylendiği gibi kontrol kolaylığı açısından aerodinamaik sürüklenme kuvveti katsayıları ki burada K_z olup sıfır alınacaktır. Ayrıca istenen konum bilgisinin ikinci türevi ($\ddot{x}_{11d}$) de ihmal edilmiştir.

Aynı yaklaşımlarla,

x eksenindeki konum hatası aşağıdaki gibi elde edilir:

$$e_7 = x_{7d} - x_7 \tag{4.42}$$

x eksenindeki hız hatası aşağıdaki gibi elde edilir:

$$e_8 = x_{8d} - x_8 \tag{4.43}$$

4.42 ve 4.43 ifadeleri kullanılıp, uygun Lyapunov fonksiyonu seçilip 4.1 denklem takımındaki 8. satırla ilişkilendirildiği zaman, x eksenindeki konum kontrolü için gerekli u_x kontrol girişi aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$u_x = (m/U_1)(e_7 + \ddot{x}_{7d} + \alpha_7 e_8 - \alpha_7^2 e_7 + K_x x_8/m + \alpha_8 e_8) \quad \alpha_7 > 0, \alpha_8 > 0 \tag{4.44}$$

y eksenindeki konum hatası aşağıdaki gibi elde edilir:

$$e_9 = x_{9d} - x_9 \tag{4.45}$$

y eksenindeki hız hatası aşağıdaki şekilde elde edilir:

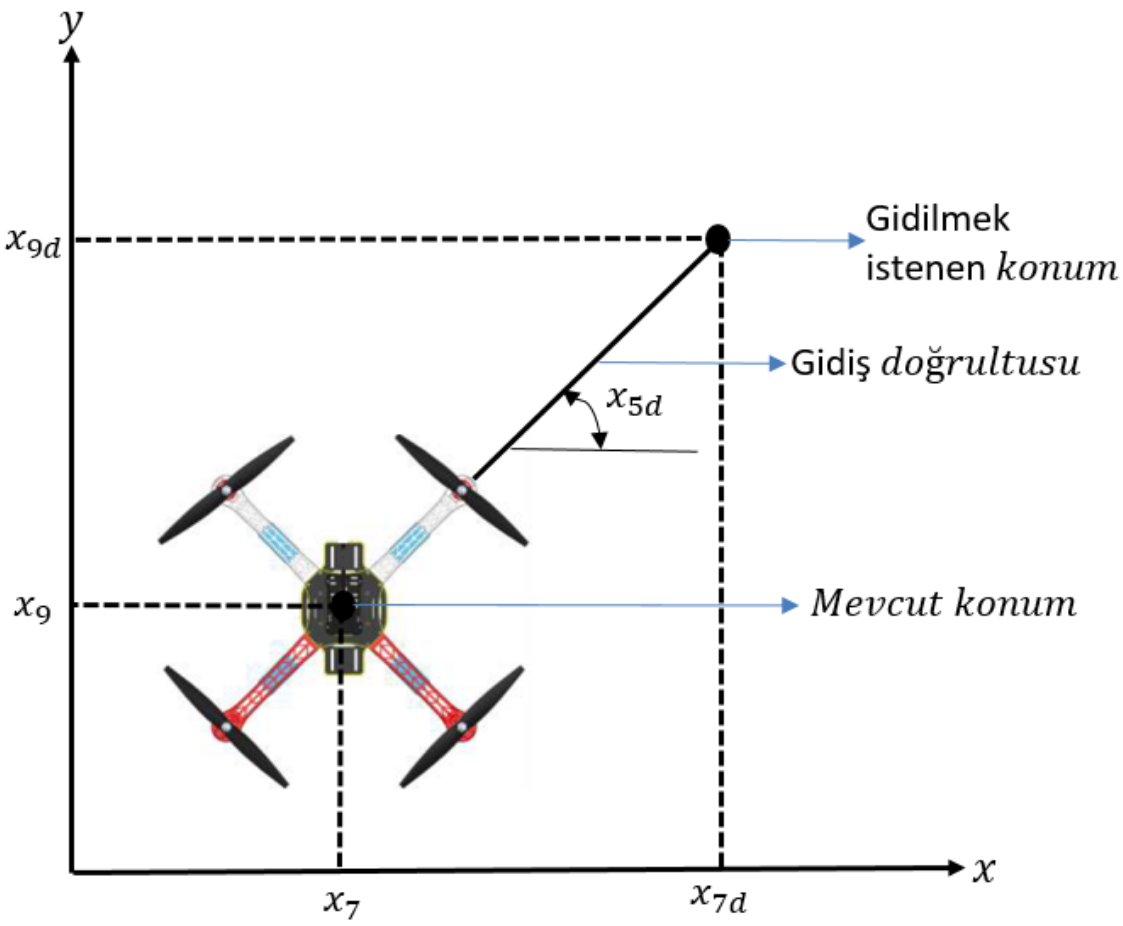
$$e_{10} = x_{10d} - x_{10} \tag{4.46}$$

4.45 ve 4.46 ifadeleri kullanılıp, uygun Lyapunov fonksiyonu seçilip 4.1 denklem takımındaki 10. satırla ilişkilendirildiği zaman, y eksenindeki konum kontrolü için gerekli u_y kontrol girişi aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$u_y = (m/U_1)(e_9 + \ddot{x}_{9d} + \alpha_9 e_{10} - \alpha_9^2 e_9 + K_x x_{10}/m + \alpha_{10} e_{10}) \quad \alpha_9 > 0, \alpha_{10} > 0 \tag{4.47}$$

4.2.1.3 Gerekli Yönelim Açılarının Eldesi

Daha önceki kısımlarda aracın yönelme açısı ile gidiş doğrultusunun aynı kabul edildiği söylenmişti. Bu ifadeyi açıklayan şekil aşağıda gösterilmektedir:



Şekil 4.8 Aracın yönelme açısı

Öncelikle yukarıdaki şekil kullanılarak aracın yönelme açısını veren ifade aşağıdaki şekilde bulunursa:

$$x_{5d} = arctan\left[(x_{9d} - x_9)/(x_{7d} - x)\right] \tag{4.48}$$

Bulunan bu ifade daha sonra istenen yuvarlanma ve yunuslama açılarının bulunmasında kullanılacaktır.

4.8 ve 4.9 denklemlerinde u_x ve u_y kontrol girişleri araç yönelim açıları cinsinde verilmişti.

$$u_x = (cos(x_1)sin(x_3)cos(x_5) + sin(x_1)sin(x_5) \tag{4.49}$$

$$u_y = (cos(x_1)sin(x_3)sin(x_5) - sin(x_1)cos(x_5) \tag{4.50}$$

4.49'daki u_x denkleminin her iki tarafı $sin(x_5)$ ile çarpılırsa aşağıdaki ifade elde edilir:

$$u_x sin(x_5) = (cos(x_1)sin(x_3)cos(x_5)sin(x_5) + sin(x_1)sin^2(x_5) \tag{4.51}$$

4.50'deki u_y denkleminin her iki tarafı $cos(x_5)$ ile çarpılırsa aşağıdaki ifade elde edilir:

$$u_y cos(x_5) = (cos(x_1)sin(x_3)sin(x_5)cos(x_5) - sin(x_1)cos^2(x_5) \tag{4.52}$$

4.52 denklemi 4.53 denkleminden çıkarılırsa aşağıdaki ifade elde edilir:

$$(u_x sin(x_5) - u_y cos(x_5)) = sin(x_1)(sin^2(x_5) + cos^2(x_5)) \tag{4.53}$$

Buradan x ekseninde istenilen konuma gitmek için gerekli yuvarlanma açısı aşağıdaki gibi elde edilir:

$$x_{1d} = arcsin\left[u_x sin(x_{5d}) - u_y cos(x_{5d})\right] \tag{4.54}$$

Yukarıdaki denklemde yer alan x_{5d} ifadesi (4.48) denklemiyle bulunur. u_x ve u_y ifadeleri ise 4.8 ve 4.9 denklemlerinden bulunabilir.

Benzer yaklaşımla Y ekseninde istenilen konuma gitmek için gerekli yunuslama açısı aşağıdaki gibi elde edilir:

$$x_{3d} = arcsin\left[(u_x cos(x_{5d}) + u_y sin(x_{5d}))/cos(x_{1d})\right] \tag{4.55}$$

Denklemde yer alan x_{5d} ifadesi 4.48 denklemiyle bulunur. x_{1d} ifadesi 4.54 denklemiyle, u_x ve u_y ifadeleri ise 4.8 ve 4.9 denklemlerinden bulunabilir.

x_{3d} denkleminde tanımsız bir durum oluşturmamak için x_{1d} istenen yuvarlanma açı değeri $(-89°, +89°)$ aralığında olmalıdır.

Bütün kontrol girişleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

$$U_1 = (m/(cos(x_1)cos(x3)))(e_{11} + \alpha_{11}e_{12} - \alpha_{11}^2 e_{11} + g + \alpha_{12}e_{12}) \quad \alpha_{11} > 0, \alpha_{12} > 0 \tag{4.56}$$

$$U_2 = (1/b_1)(e_1 + \alpha_1 e_2 - \alpha_1^2 e_1 - x_4 x_6 a_1 + \alpha_2 e_2) \quad \alpha_1 > 0 \quad ve \quad \alpha_2 > 0 \tag{4.57}$$

$$U_3 = (1/b_2)(e_3 + \alpha_3 e_4 - \alpha_3^2 e_3 - x_2 x_6 a_3 + \alpha_4 e_4) \quad \alpha_3 > 0 \quad ve \quad \alpha_4 > 0 \tag{4.58}$$

$$U_4 = (1/b_3)(e_5 + \alpha_5 e_6 - \alpha_5^2 e_5 - x_4 x_2 a_5 + \alpha_6 e_6) \quad \alpha_5 > 0 \quad ve \quad \alpha_6 > 0 \tag{4.59}$$

$$u_x = (m/U_1)(e_7 + \ddot{x}_{7d} + \alpha_7 e_8 - \alpha_7^2 e_7 + K_x x_8/m + \alpha_8 e_8) \quad \alpha_7 > 0, \alpha_8 > 0 \tag{4.60}$$

$$u_y = (m/U_1)(e_9 + \ddot{x}_{9d} + \alpha_9 e_{10} - \alpha_9^2 e_9 + K_y x_{10}/m + \alpha_{10} e_{10}) \quad \alpha_9 > 0, \alpha_{10} > 0 \tag{4.61}$$

Dikkat edilecek olursa kontrol girişlerinde henüz bir integral terimi mevcut değildir. Buraya kadar klasik geri adımlamalı kontrol yöntemiyle olan kısımlar incelenmiştir. Kontrol girişlerinden bir tanesi için hata terimine integrali de dahil edip önceki kısımlarda yapılan Lyapunov fonksiyonu bulma, fonksiyonun türevini bulma ve sistem kararlılığı için yapılan işlemleri tekrar edip yeni giriş fonksiyonunu bulalım. Tekrarlılıktan kurtulma adına diğer kontrol girişlerine integral terimi dahil edilmiş halleri direkt yazılmıştır.

İşlemler U_2 kontrol girişi için yapılacak olursa açı hatası 4.62 denklemiyle tekrar yazılsın:

$$e_1 = x_{1d} - x_1 \tag{4.62}$$

Sistemi kararlı yapacak Lyapunov fonksiyonu 4.63'deki gibi seçilir:

$$V(e_1) = (1/2){e_1}^2 \tag{4.63}$$

Lyapunov fonksiyonunun zamana göre birinci türevi 4.64'deki gibi alınır:

$$\dot{V}(e_1) = e_1\dot{e}_1 = e_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) \tag{4.64}$$

Burada sistemi kararlı yapacak bir x_2 seçilmesi gerekir. İstenilen açısal hız yani x_2 aşağıdaki gibi seçilir:

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 e_1 + \beta_1 \lambda_1 \quad \alpha_1, \beta_1 > 0 \tag{4.65}$$

Yukarıdaki denklemde λ_1 ile ifade edilen kısım hatanın integralidir ve 4.66 denklemiyle gösterilmektedir.

$$\lambda_1 = \int_0^t e_1(\tau) d_\tau \tag{4.66}$$

Böylelikle integral ifadesi kontrole dahil olmuş oldu.

Yuvarlanma açısal hız hatası 4.67'deki gibi ifade edilir:

$$e_2 = e_{2d} - e_2 \tag{4.67}$$

4.65 ve 4.67 kullanılarak yuvarlanma açısal hız hatası aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\dot{e}_1 = -\alpha_1 e_1 - \beta_1 \lambda_1 + e_2 \tag{4.68}$$

4.66 ifadesi 4.65'de yerine koyulup gerekli işlemler yapılırsa açısal hız hatasının türevi 4.69 denklemindeki gibi elde edilir.

$$\dot{e}_2 = \alpha_1(\dot{x}_{1d} - x_2) + \ddot{x}_{1d} + \beta_1 e_1 - \ddot{x}_1 \tag{4.69}$$

4.69 denklemindeki $\ddot{x}_1$ ifadesi 4.1 denklem takımında ilgili yere koyulursa:

$$\dot{e}_2 = \alpha_1(\dot{x}_{1d} - x_2) + \beta_1 e_1 - \dot{x}_3\dot{x}_5 a_1 - b_1 U_2 \tag{4.70}$$

denklemi elde edilir. Böylelikle gerçek kontrol girdisi U_2'ye ulaşılmış oldu.

4.68 denklemi 4.70 denkleminde yerine yazılırsa ve 4.1 denklem takımından da faydalanılarak kontrol girişi aşağıdaki şekilde bulunur:

$$U_2 = \frac{1}{b_1}\left[(1 - \alpha_1^2 + \beta_1)e_1 + (\alpha_1 + \alpha_2)e_2 - \alpha_1\beta_1\lambda_1 - x_4 x_6 a_1\right] \tag{4.71}$$

benzer şekilde integral terimi içeren diğer kontrol girişleri de aşağıdaki şekilde elde edilir:

$$U_3 = \frac{1}{b_2}\left[(1 - \alpha_3^2 + \beta_2)e_3 + (\alpha_3 + \alpha_4)e_4 - \alpha_3\beta_2\lambda_2 - x_2 x_6 a_3\right] \tag{4.72}$$

$$U_4 = \frac{1}{b_3}\left[(1 - \alpha_5^2 + \beta_3)e_5 + (\alpha_5 + \alpha_6)e_6 - \alpha_5\beta_3\lambda_3\right] \tag{4.73}$$

$$U_1 = -\frac{m}{cosx_1 cosx_3}\left[g + (1 - \alpha_7^2 + \beta_4)e_7 + (\alpha_7 + \alpha_8)e_8 - \alpha_7\beta_4\lambda_4\right] \tag{4.74}$$

$$u_x = \frac{m}{U_1}\left[(1 - \alpha_9^2 + \beta_5)e_9 + (\alpha_9 + \alpha_{10})e_{10} - \alpha_9\beta_5\lambda_5\right] \tag{4.75}$$

$$u_y = -\frac{m}{U_1}\left[(1 - \alpha_{11}^2 + \beta_6)e_{11} + (\alpha_{11} + \alpha_{12})e_{12} - \alpha_{11}\beta_6\lambda_6\right] \tag{4.76}$$

İntegral terimi kontrole dahil olmadan önce her bir kontrol girişi için oluşturulan denklemlerde ikişer tane kontrol katsayısı (α'lar) mevcut idi. İntegral ifadesi de kontrole dahil edildikten sonra her bir kontrol girişi denklemine birer katsayı daha (β'lar) dahil olmuştur. Bir sonraki bölümde bu katsayıların bulunuşu anlatılacaktır.

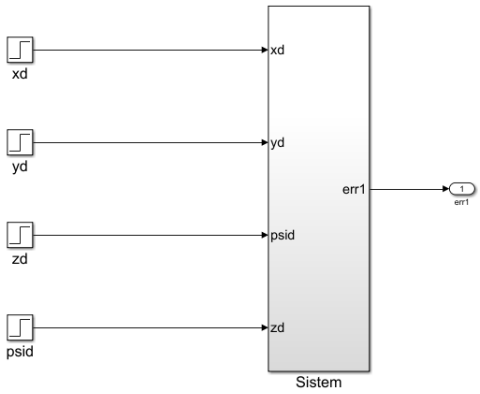
5
Sistem Simülasyonu

Önceki bölümlerde dört rotorlu insansız hava aracının matematiksel modeli çıkarılmış, araç kontrolü için gerekli kontrolcü tasarlanmış ve kontrole yönelik denklemler oluşturulmuştu. Araç kontrolü için gürbüz kontrol yöntemlerinden biri olan İntegral-Geri adımlamalı kontrol seçilmişti.

Bir önceki bölümde de belirtildiği gibi her bir kontrol denkleminde ikisi geri adımlamalı kontrolden biri de integral teriminden olmak üzere toplam üç adet kontrol katsayısı bulunmaktadır. U_1, U_2, U_3, U_4, u_x ve u_y kontrol denklemlerinin her birinde üç adet kontrol katsayısı olduğu düşünülürse toplam on sekiz adet kontrol katsayısının bulunması gerekmektedir. Bu katsayılar bulunurken simülasyon ortamında kurulan sistem modelinden yararlanılmıştır. Sisteme pozisyon isterleri basamak fonksiyonu olarak verilmiş ve sistemden pozisyon hataları çıkış olarak alınmıştır. İki farklı optimizasyon tekniği kullanılarak bu hataları minimuma indirecek kontrol katsayıları bulunmuştur. Bu optimizasyon teknikleri Parça Sürü Optimizasyonu(PSO) ve Matlab'in Nelder Mead algoritmasının kullanıldığı "fminsearch" fonksiyonudur. Modele öncelikle PSO algoritmasıyla iterasyon uygulanmıştır. PSO ile on sekiz katsayı için bir değer kümesi bulunmuştur. Bulunan bu değerler sonra "fminserach" fonksiyonu için başlangıç değerleri olacak şekilde seçilip daha hassas optimizasyon için tekrar iterasyon yapılmıştır. İterasyonlar sonucu bulunan katsayılar simülasyon ortamında ilgili denklem takımlarına dağıtılıp istenen giriş değerleri için sistem çıkışlarına bakılarak kontrol başarısı değerlendirilmiştir.

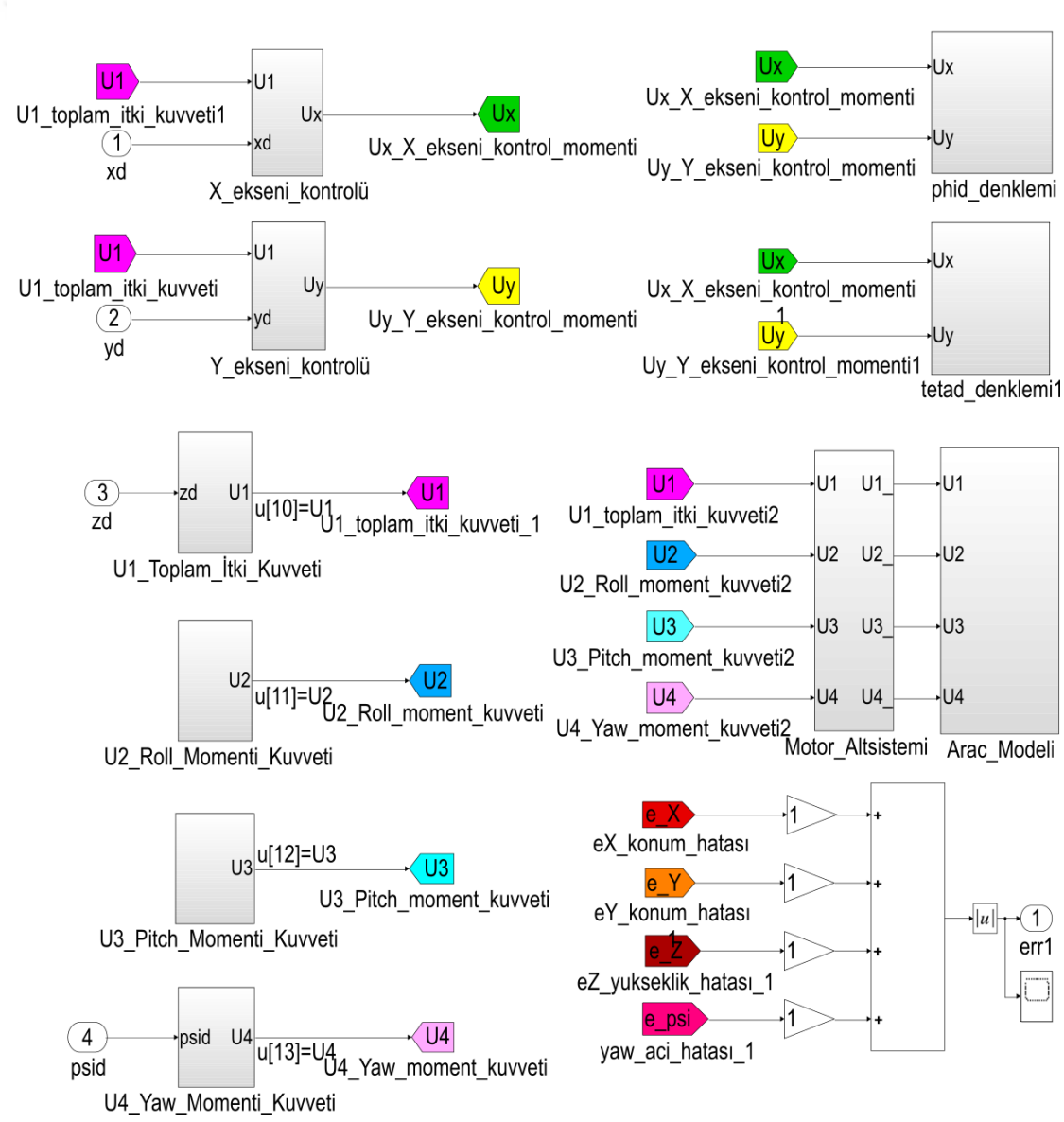
Öncelikle sisteme X,Y,Z konumları için ve Z ekseni etrafındaki yönelimi için basamak fonksiyonları şekil 5.1'de gösterildiği gibi giriş olarak verilmiştir.

Aşağıdaki şekilde de görüldüğü gibi sistem girişlerine karşılık sistemden çıkış olarak hata fonksiyonu alınmıştır.



Şekil 5.1 Sistem girişleri

Sistem bloğunun içyapısı:



Şekil 5.2 Sistem modeli içyapısı

Şekilde görüldüğü gibi sistem girişleri kontrol bloklarına girerek gerekli kuvvet ve moment hesaplamaları yapılmaktadır. Öncelikle X ve Y ekseni kontrolü için istenen yuvarlanma(phid) ve yunuslama(tetad) açıları bulunmaktadır. Kontrol bloklarından çıkan U_1,U_2,U_3 ve U_4 kuvvetleri motor alt sistemi bloğuna gitmektedir. Motor alt sistemi bloğunda bloğa gelen kuvvet değerlerini üretecek şekilde motorlara istenen dönüş miktarları (RPM) dağıtılmaktadır. Ayrıca motor modelinde gerçek motora benzeşim yapması açısından bir miktar gecikme uygulanmaktadır. Motor modeli bloğunda motor dönüş hızları tekrardan sistem kontrol girişlerine dönüştürülerek araç modeli bloğuna gönderilmektedir. Araç modeli bloğunda aracın hareket denklemleri mevcut olup bu denklemler kullanılarak gelen girişlere göre aracın konum ve yönelim bilgileri oluşturulmaktadır. İstenen konum/yönelim bilgileri ile oluşan konum/yönelim bilgileri kıyaslanıp hata miktarı bulunmakta ve bu hata kontrol bloklarına geri besleme olarak gitmektedir.

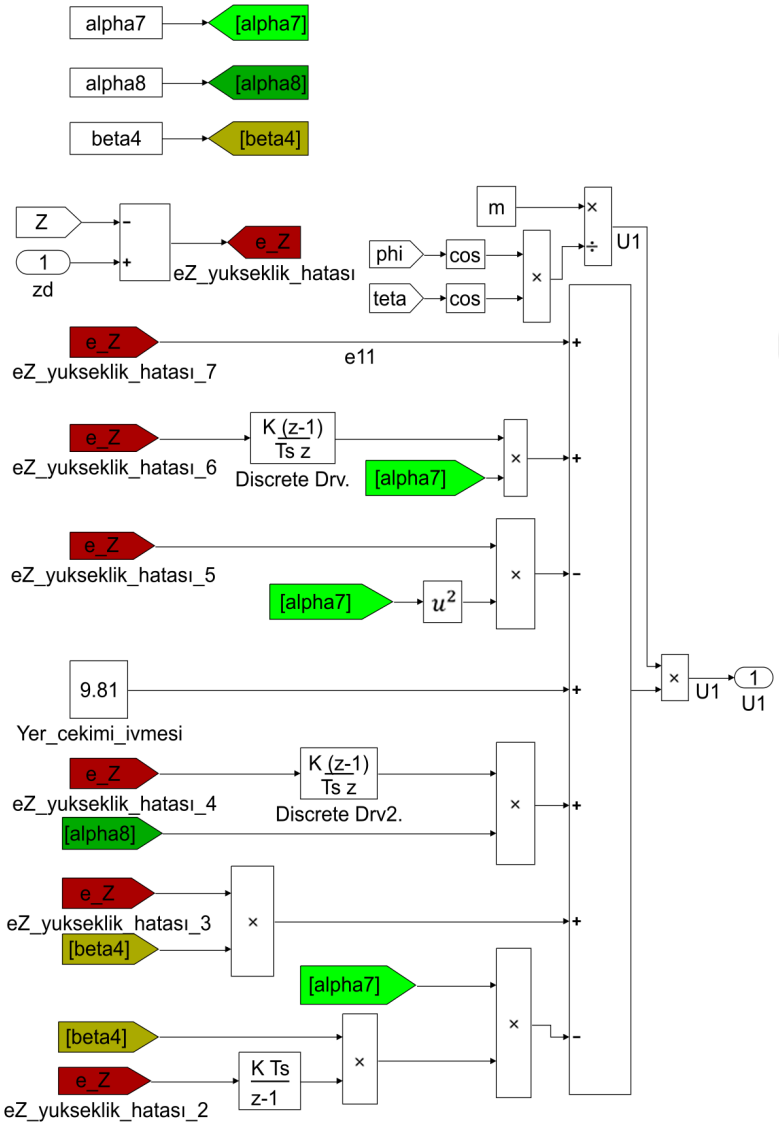
5.1 Kontrol Bloklarının İç Yapısı

Kontrol bloklarının içyapısı aşağıdaki şekillerde gösterilmektedir.

5.1.1 Toplam İtki Kuvveti

U_1 toplam itki kuvveti için aşağıda verilen denklem blok diyagramlarla oluşturulmuştur.

$$U_1 = -\frac{m}{cosx_1 cosx_3}\left[g + (1 - \alpha_7^2 + \beta_4)e_7 + (\alpha_7 + \alpha_8)e_8 - \alpha_7\beta_4\lambda_4\right] \tag{5.1}$$

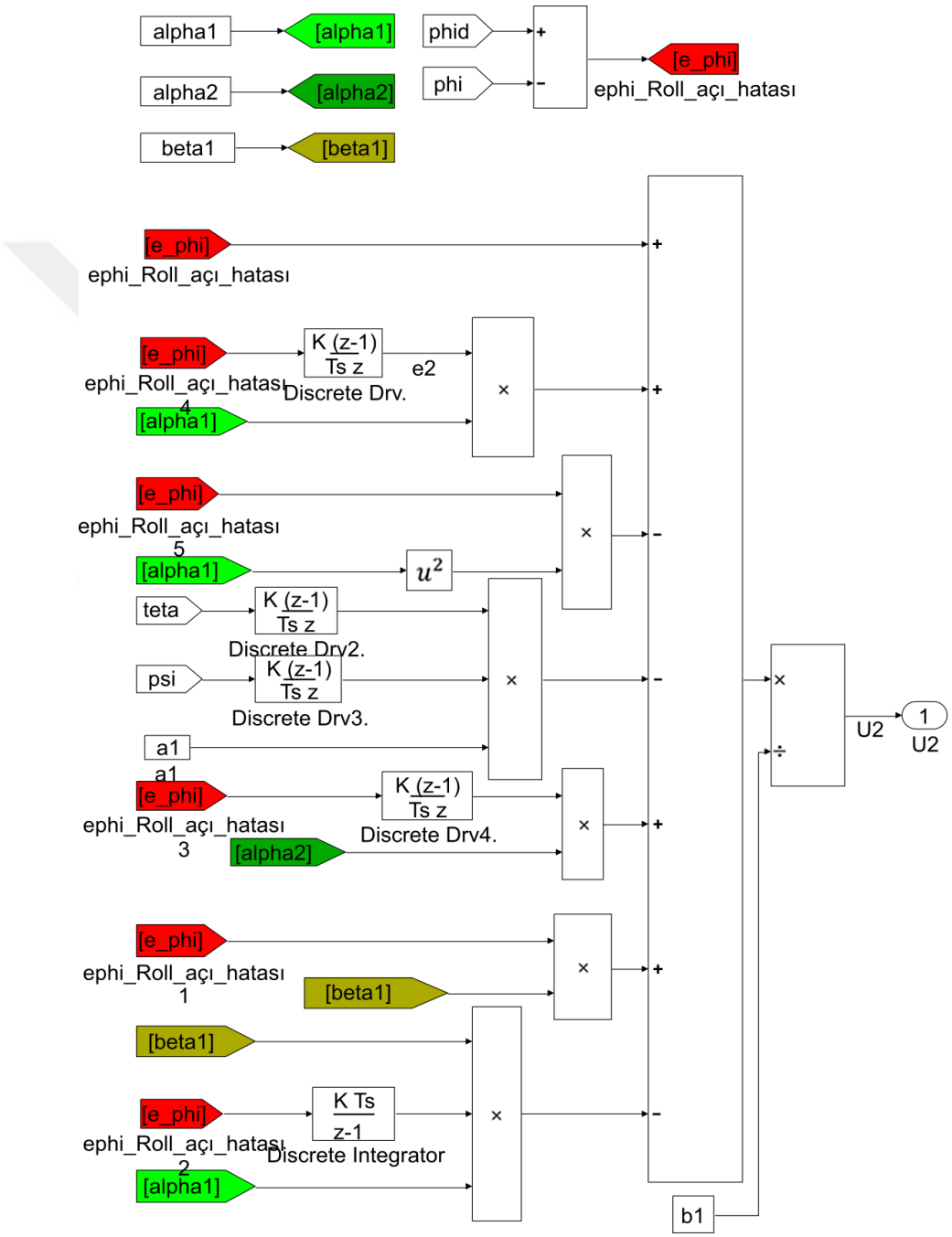


Şekil 5.3 U_1 toplam itki kuvveti kontrol bloğu içyapısı

5.1.2 Yuvarlanma Moment Kuvveti

U_2 yuvarlanma moment kuvveti için aşağıda verilen denklem blok diyagramlarla oluşturulmuştur.

$$U_2 = \frac{1}{b_1}\left[(1-\alpha_1^2+\beta_1)e_1+(\alpha_1+\alpha_2)e_2-\alpha_1\beta_1\lambda_1-x_4x_6a_1\right] \tag{5.2}$$

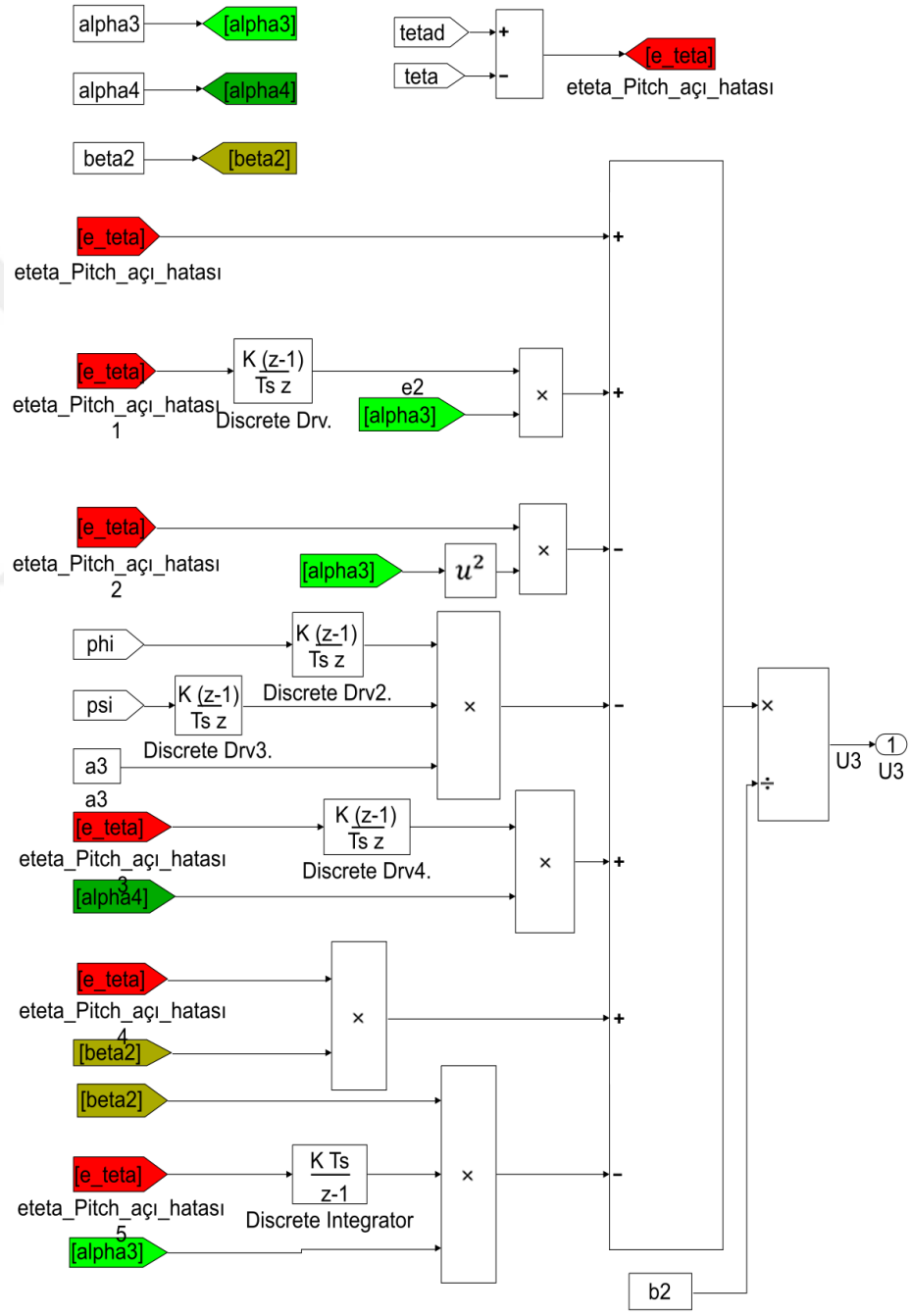


Şekil 5.4 U_2 yuvarlanma moment kuvveti kontrol bloğu iç yapısı

5.1.3 Yunuslama Moment Kuvveti

U_3 yunuslama moment kuvveti için aşağıda verilen denklem blok diyagramlarla oluşturulmuştur.

$$U_3 = \frac{1}{b_2}\left[(1-\alpha_3^2+\beta_2)e_3+(\alpha_3+\alpha_4)e_4-\alpha_3\beta_2\lambda_2-x_2x_6a_3\right] \tag{5.3}$$

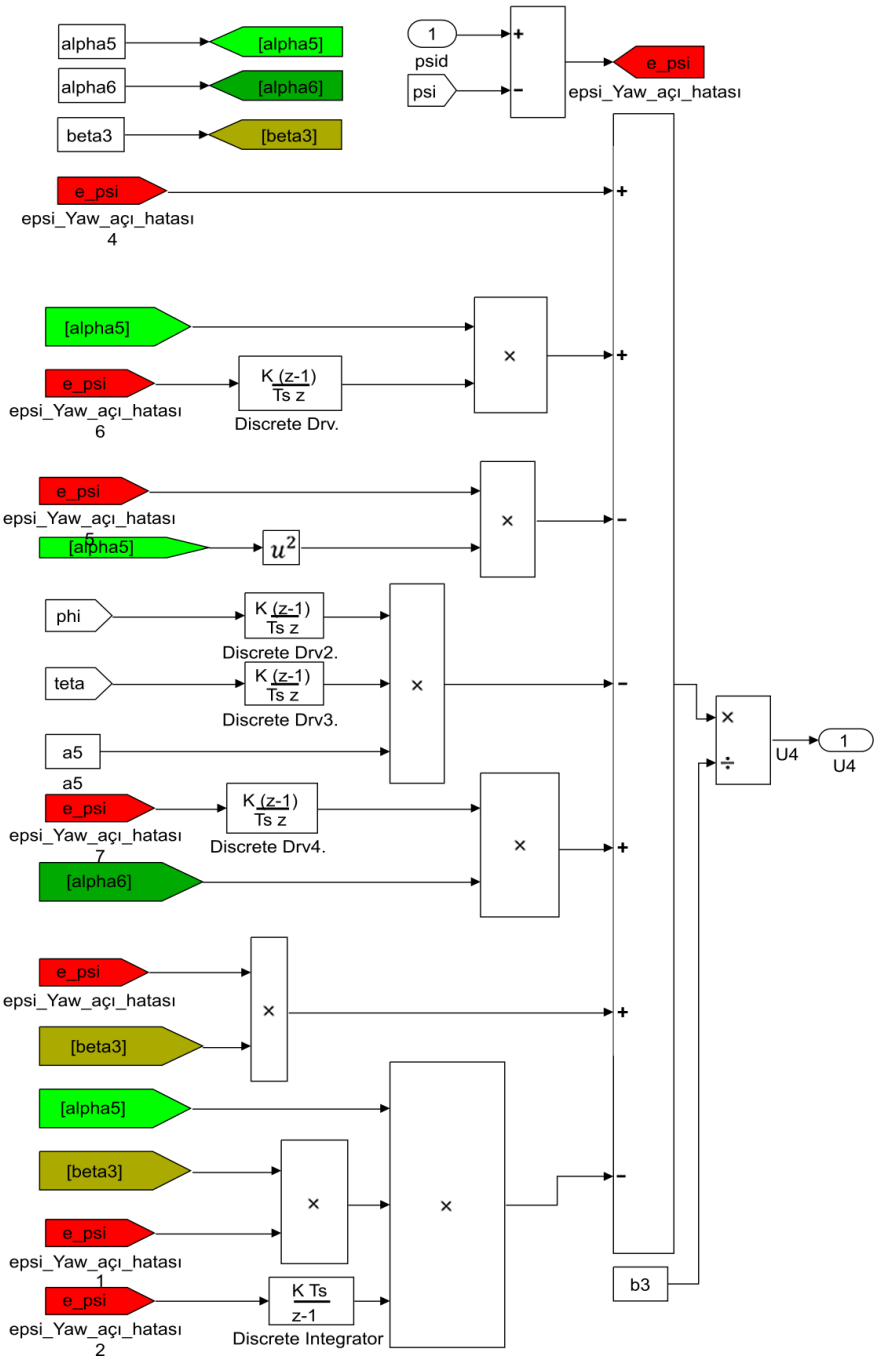


Şekil 5.5 U_3 yunuslama moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı

5.1.4 Yönelme Moment Kuvveti

U_4 yönelme moment kuvveti için aşağıda verilen denklem blok diyagramlarla oluşturulmuştur.

$$U_4 = \frac{1}{b_3}\left[(1-\alpha_5^2+\beta_3)e_5+(\alpha_5+\alpha_6)e_6-\alpha_5\beta_3\lambda_3\right] \tag{5.4}$$



Şekil 5.6 U_4 yönelme moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı

Yukarıda dört ayrı kontrol girişi için oluşturulan blok diyagramları gösterilmiştir. Aşağıdaki kısımda ise direkt kontrol girişi olmayan ancak aracın X ve Y eksenlerindeki konum kontrolleri için gereken yuvarlanma ve yunuslama açılarının elde edilmesi için gerekli hesapların yapıldığı u_x ve u_y kontrol girişleri mevcuttur.

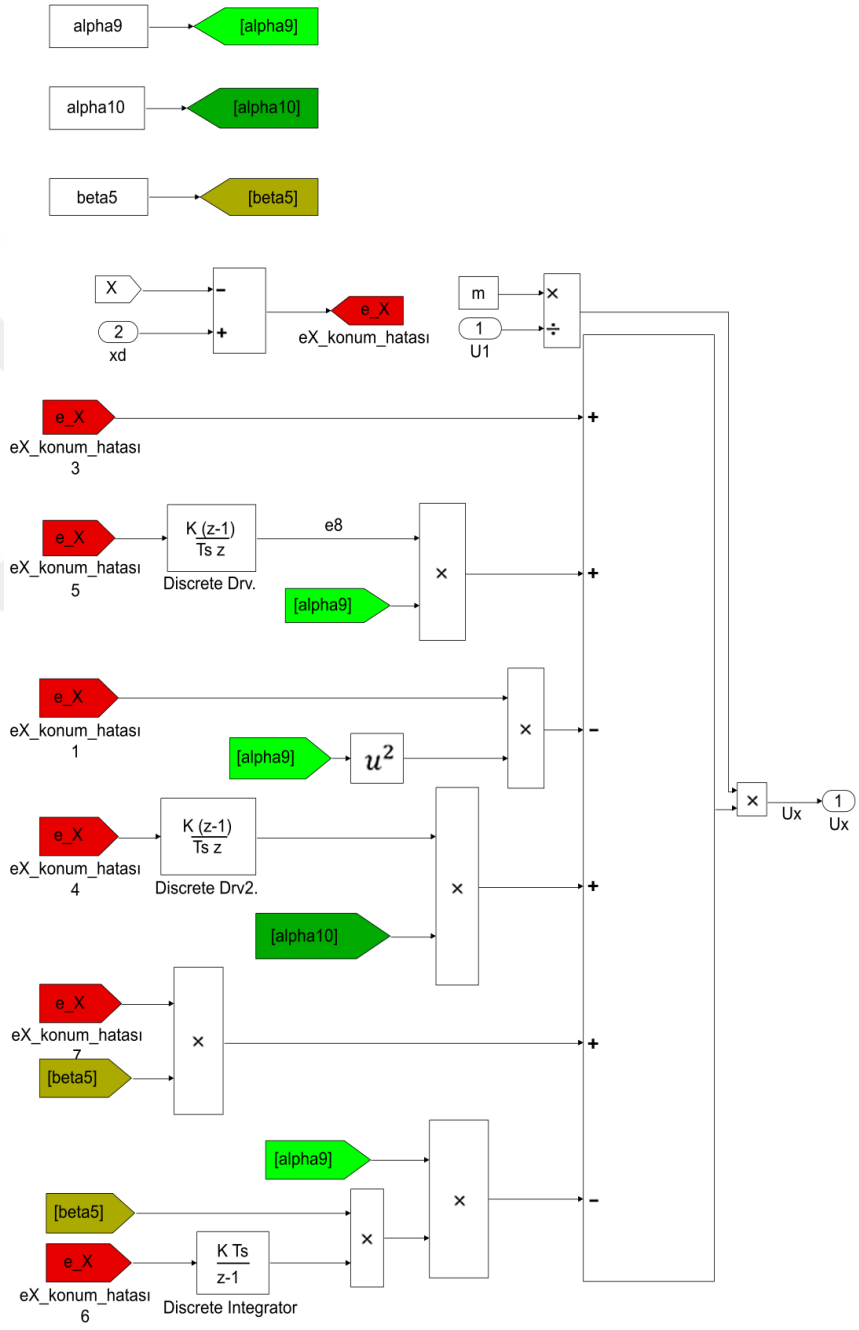
Denklemlerden de görüleceği gibi u_x ve u_y kontrol girişleri denklemlerinde toplam itki kuvveti U_1 de mevcuttur. Bu kontrol girişleri aracı XY düzleminde hareket ettirmek için U_1 in yuvarlanma ve yunuslama yönünde yöneliminden faydalanmaktadır.

Ayrıca bu denklemlerde araç kütlesi m'in de dahil olduğu görülmektedir.

5.1.5 İstenen Yuvarlanma Açısı İçin Gerekli Moment

İstenen yuvarlanma açısı için üretilmesi gereken momenti veren denklem ve blok diyagramı aşağıdaki gibidir:

$$u_x = \frac{m}{U_1}\left[(1-\alpha_9^2+\beta_5)e_9 + (\alpha_9+\alpha_{10})e_{10} - \alpha_9\beta_5\lambda_5\right] \tag{5.5}$$

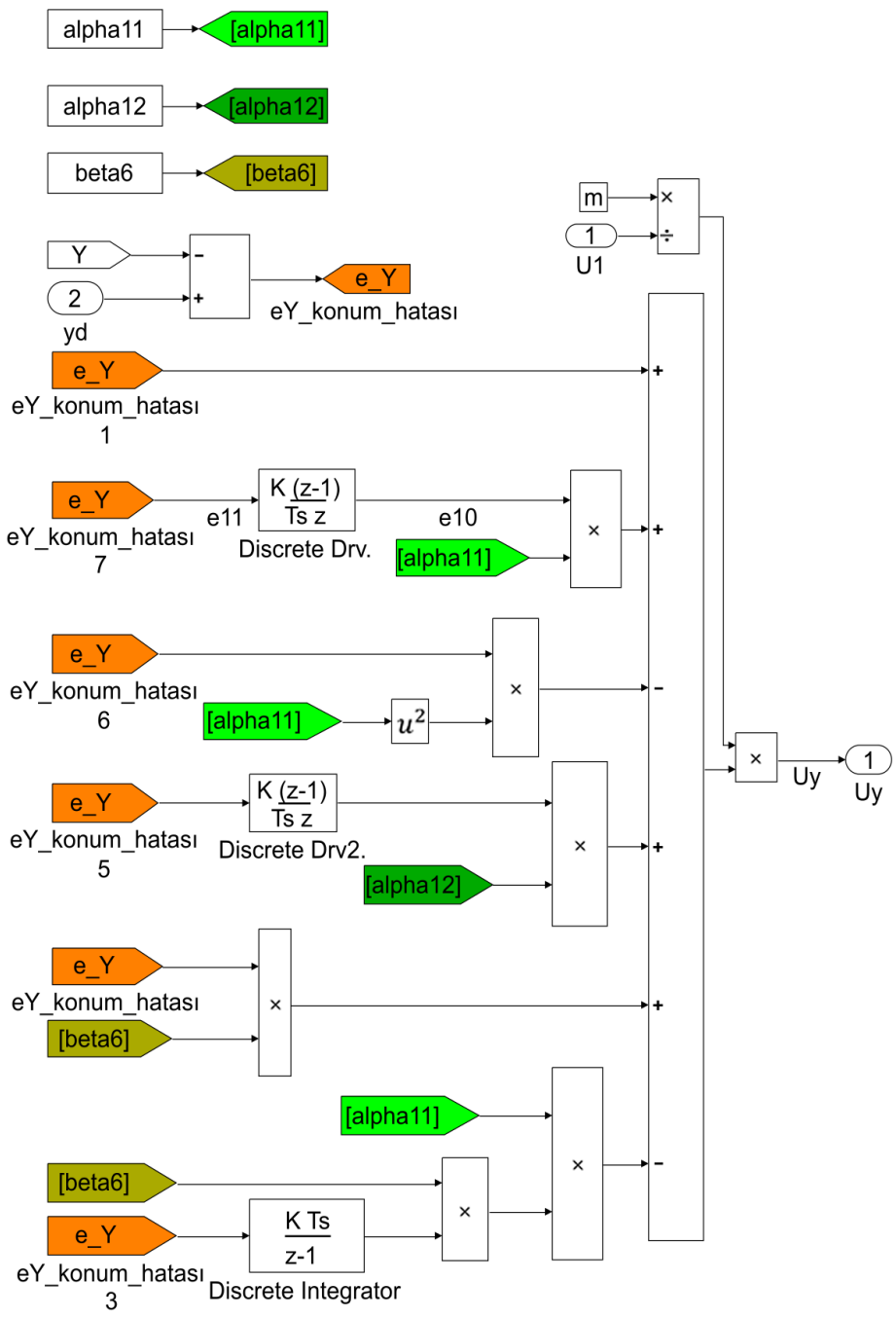


Şekil 5.7 u_x roll yönelimi moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı

5.1.6 İstenen Yunuslama Açısı İçin Gerekli Moment

İstenen yunuslama açısı için üretilmesi gereken momenti veren denklem ve blok diyagramı aşağıdaki gibidir:

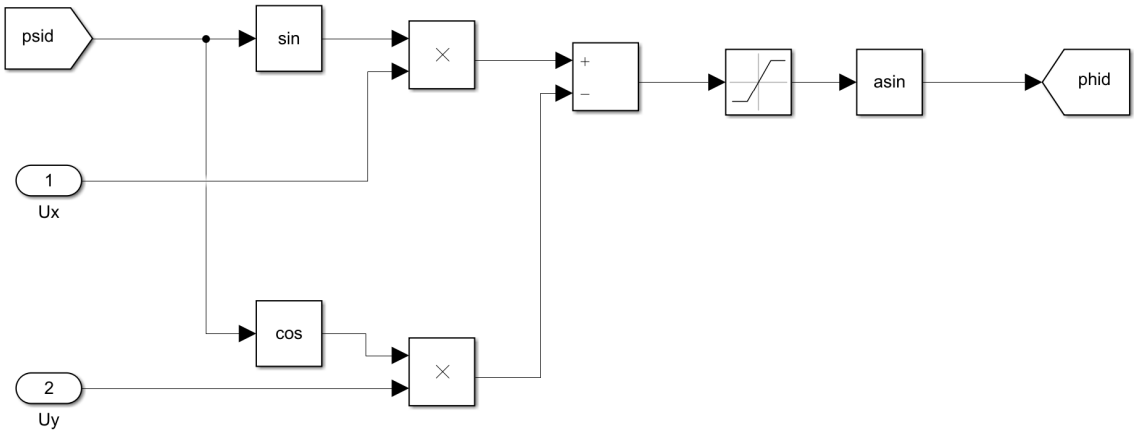
$$u_y = -\frac{m}{U_1}\left[(1-\alpha_{11}^2+\beta_6)e_{11}+(\alpha_{11}+\alpha_{12})e_{12}-\alpha_{11}\beta_6\lambda_6\right] \tag{5.6}$$



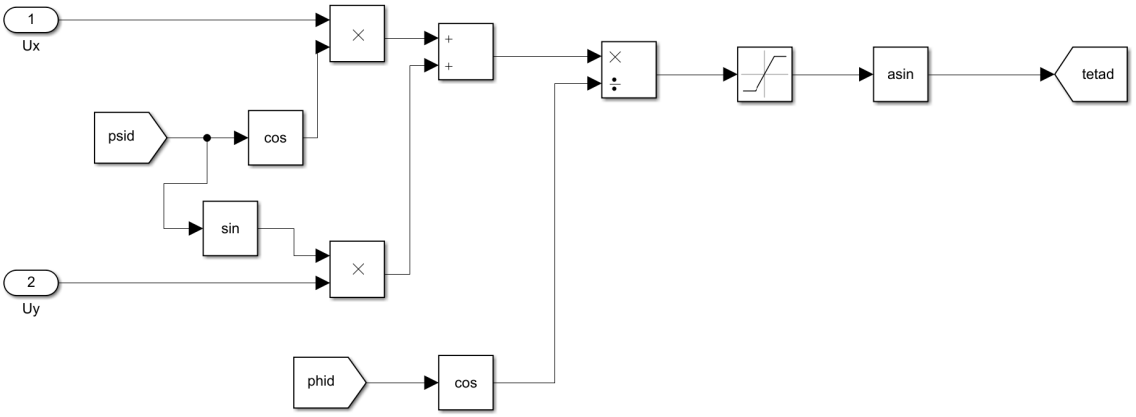
Şekil 5.8 u_y pitch yönelimi moment kuvveti kontrol bloğu içyapısı

5.1.7 Yuvarlanma ve Yunuslama Açı Hesabı

Yuvarlanma ve yunuslama açılarının hesabı için hem sisteme direkt olarak verilen yönelme açısından (psid) hem de yukarıdaki kısımda elde edilen u_x ve u_y girişlerinden faydalanılır. Blokların içyapıları aşağıdaki gibidir:



Şekil 5.9 phi_d açı hesabı bloğu içyapısı

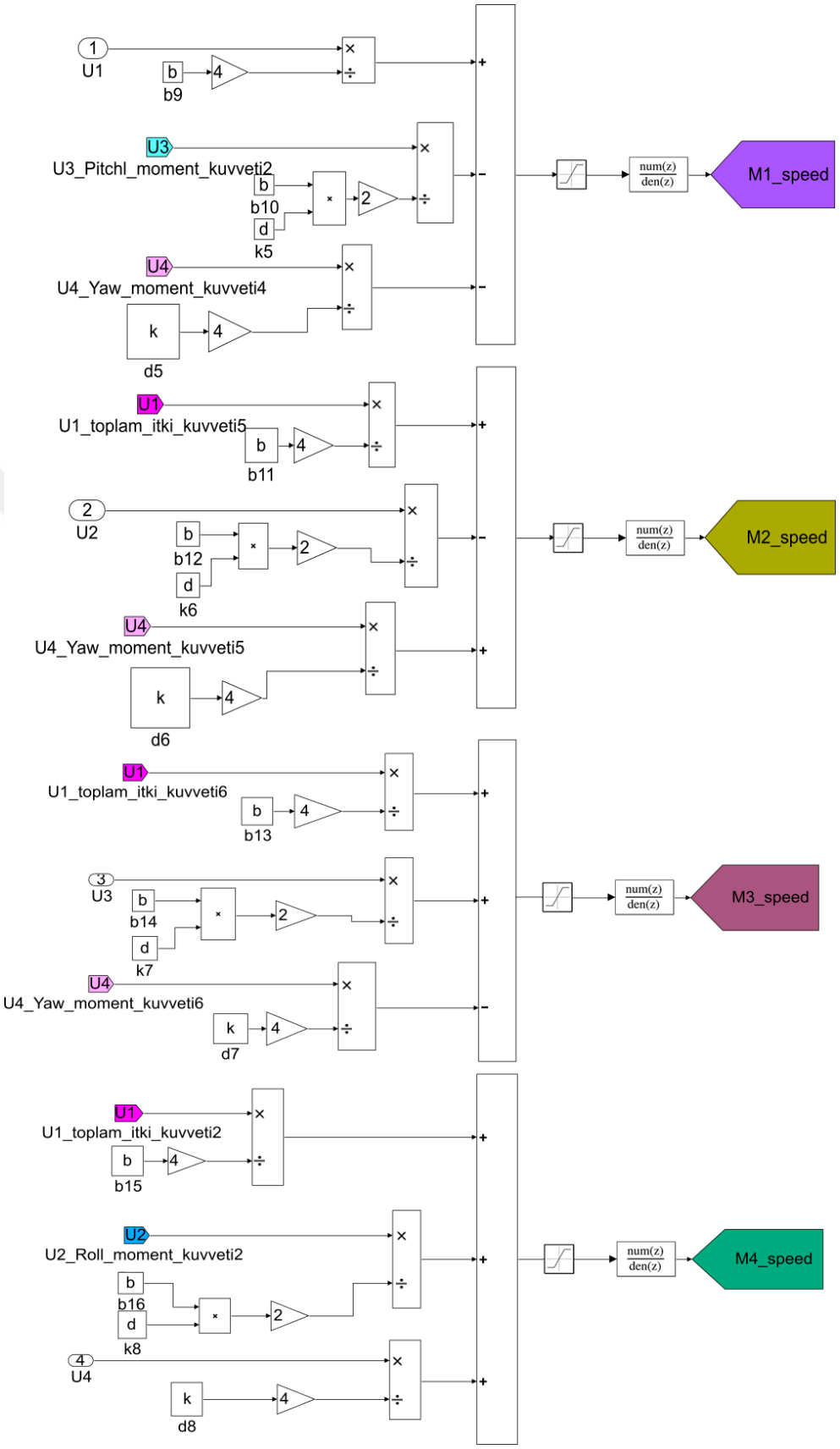


Şekil 5.10 $teta_d$ açı hesabı bloğu içyapısı

5.2 Motor Alt Sistemi

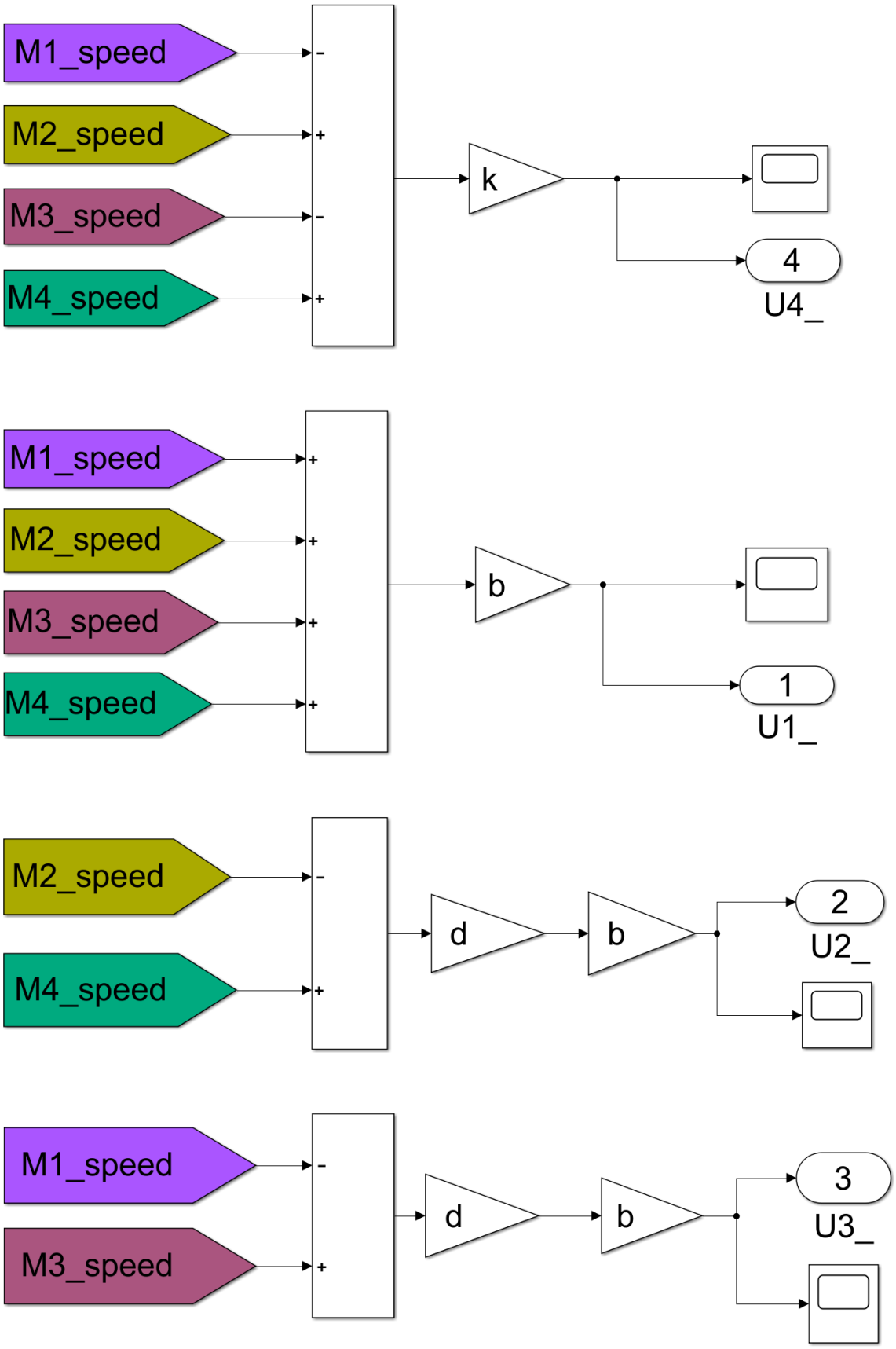
Kontrol sisteminden U kuvvetlerini giriş olarak alıp bu kuvvetleri uygun şekilde motorlara dağıttıktan sonra tekrar motor dönüşlerinden kuvvet değerlerinin elde edildiği kısımdır. Burada motorlar için bir transfer fonksiyonu belirlenerek gerçek motorları simüle edecek şekilde bir zaman gecikmesi sağlanmıştır. Sisteme ait bloklar aşağıda gösterilmiştir.

Motor-1, Motor-2,Motor-3 ve Motor-4'ün blok diyagramları:



Şekil 5.11 Motor-1,Motor-2,Motor-3 ve Motor-4 için blok diyagramları

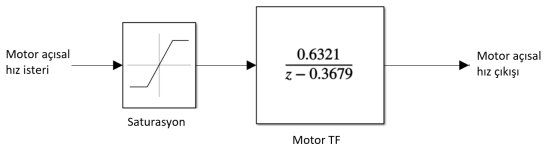
Motor hızlarının karesinden U kuvvetlerinin elde edilmesi:



Şekil 5.12 Motor hızlarının karesinden U kuvvetlerinin eldesi

Motor Modeli:

Oluşturulan motor modelinde motor birinci dereceden sistem olarak ele alınmış olup giriş/çıkış genlik oranı 1'dir. Gerçek modele benzeşim yapması için zaman gecikmesi yapması amacıyla modele dahil edilmiştir.



Şekil 5.13 Motor modeli

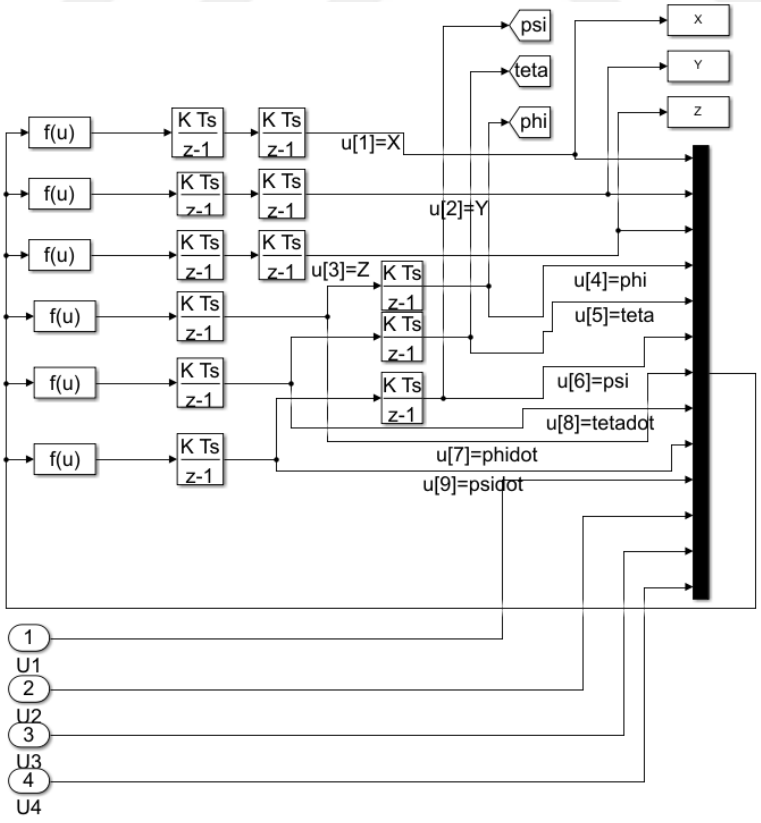
Araca ait bilgiler Tablo 5.1'de gösterilmiştir:

Tablo 5.1 Araç bilgileri

m=1.8 kg	d=0.226 m	$I_x = 8.5532 \times 10^{-4}\ kgm^2$
$I_y = 8.5532 \times 10^{-4}\ kgm^2$	$I_z = 2.90742 \times 10^{-2}\ kgm^2$	$b = 1.46 \times 10^{-5}\ Ns^2$
$k = 5.63 \times 10^{-6}\ Nms^2$		

Araç Modeli:

Araca ait dinamik denklemler bu bölümde yer almaktadır.



Şekil 5.14 Araç simulink modeli

5.3 Kontrol Katsayılarının PSO ile Bulunması

Doğada sürü halinde dolaşan canlıların balıklar, kuşlar, arılar, karıncalar vs. davranışlarından esinlenerek geliştirilmiş bir optimizasyon yöntemidir. Diğer optimizasyon yöntemlerine göre uygulaması nispeten daha kolaydır. Optimizasyon için çalışan bireylerin birbirleriyle haberleşmesi ve öğrenmesi özelliklerinden faydalanılır. Bireyler eski durumla yeni durum arasındaki farkı öğrenebilirler ve buldukları durumları sürüdeki diğer bireylerle paylaşabilirler. Örnek olarak bireylerden birinin davranışı incelenecek olursa:

Sürünün amacı en iyi pozisyonu bulmak olsun.

Bireyin pozisyonu: $\underset{X_i(t)}{\rightarrow}$

Bireyin hızı: $\underset{V_i(t)}{\rightarrow}$

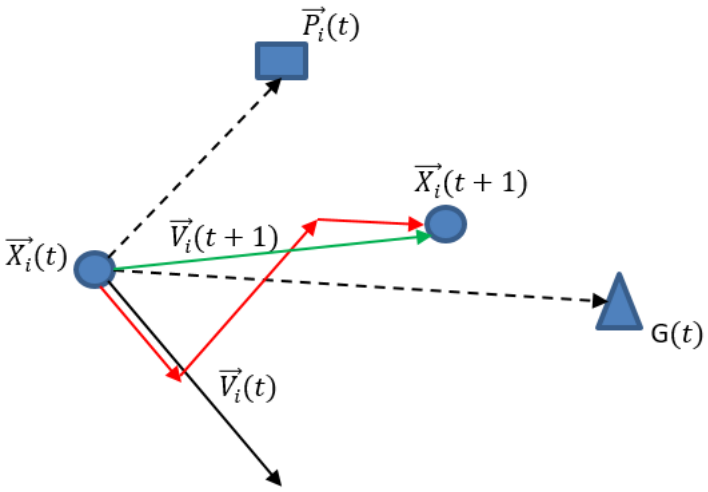
Bireyin en iyi pozisyonu: P_i(t)

Sürünün bulduğu en iyi pozisyon: G(t) olsun.

Yukarıdaki tanımlamalarda i ile ifade edilen i. sürü elemanıdır.

Not: Kullanım kolaylığı açısından vektörel gösterimler kaldırılıp skaler gösterimlerle devam edilecektir.

Her birey kendi bulduğu en iyi pozisyonu hafızasında tutar ve aynı zamanda sürünün diğer bireyleriyle de paylaşır. Her bir iterasyonda her bireyin hız ve pozisyon bilgisi güncellenir. Optimizasyon mantığı aşağıdaki şekilde gösterilmektedir.



Şekil 5.15 Parça sürü optimizasyonu çalışma modeli

Birey ilk olarak X_i(t) pozisyonunda iken o anki hız vektörü V_i(t) , kendi bulduğu en

iyi pozisyon P_i(t) ve sürünün komplesinin bulduğu global en iyi pozisyon G(t) olsun. Bir sonraki iterasyon adımında yeni hız vektörü; eski hız vektörünün(kırmızı), bireyin mevcut posizyonundan daha önce bulduğu en iyi pozisyona olan vektörün(kırmızı) ve bireyin mevcut pozisyonundan global en iyi pozisyona olan vektörün(kırmızı) bileşkesi şeklinde bir vektör olacaktır. Yeni hız vektörü(yeşil) ile mevcut pozisyon toplandığında bireyi yeni pozisyonuna taşır.

Bireyin hız bilgisi aşağıdaki gibi güncellenir.

$$V_i(t+1) = WV_i(t) + C_1P_i(t) - X_i(t) + C_2G(t) - X_i(t)) \tag{5.7}$$

dolayısıyla konum bilgisi de aşağıdaki gibi güncellenmiş olur.

$$X_{i+1}(t) = X_i(t) + V_i(t+1) \tag{5.8}$$

Daha detaylı olarak bireyin hız bilgisi aşağıdaki şekilde güncellenmektedir:

$$V_{ij}(t+1) = WV_{ij}(t) + r_1C_1P_{ij}(t) - X_{ij}(t) + r_2C_2G_j(t) - X_{ij}(t)) \tag{5.9}$$

5.9 denkleminde W ile gösterilen atalet katsayısı; C_1 ve C_2 ile gösterilenler ise bireysel ivme katsayısı ve global ivme katsayısı olarak geçmektedir. r_1 ve r_2 katsayıları (0,1) aralığında rastgele değişen katsayılardır. Ayrıca 5.9 denklemindeki ilk kısım atalet bileşeni, ikinci kısım bilişsel terim ve son kısım ise sosyal bileşen olarak geçmektedir [22].

Bu çalışmada 18 adet kontrol katsayısının bulunması için yapılan iterasyonda sistem kararlılığı açısından bulunacak katsayıların sıfırdan büyük olması gerekliliği akılda tutularak kontrol katsayıları için alt limit 0.00001 ve üst limit ise incelenen diğer çalışmalar göz önünde bulundurularak 20 olarak seçilmiştir.

Sürüdeki birey sayısı 50 ve iterasyon sayısı da yine 50 olarak seçilmiştir. PSO'nun hız denkleminde yer alan W, C_1 ve C_2 ifadeleri; standart PSO algoritmasındaki haliyle sırasıyla 1, 2, 2 olarak seçilmiştir.

Optimizasyon sonucunda aşağıdaki değerler bulunmuştur:

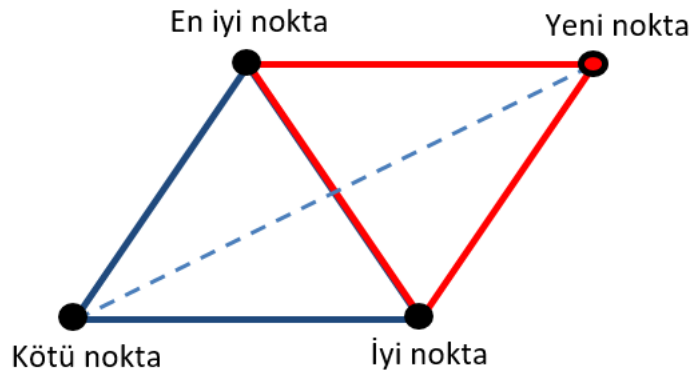
Tablo 5.2 PSO algoritmasıyla bulunan katsayılar

$alpha_1$=0.00015774	$alpha_2$=1.4243	$alpha_3$=0.1571
$alpha_4$=0.6726	$alpha_5$=0.00010392	$alpha_6$=5.0524
$alpha_7$=0.1338	$alpha_8$=2.3114	$alpha_9$=0.3146
$alpha_{10}$=2.1156	$alpha_{11}$=0.3281	$alpha_{12}$=0.7630
$beta_1$=0.00046615	$beta_2$=0.00034102	$beta_3$=0.00029036
$beta_4$=0.00028177	$beta_5$=0.00026274	$beta_6$=0.00036661

5.4 Kontrol Katsayılarının Nelder-Mead Algoritmasıyla Bulunması

Optimizasyon yöntemlerinden biri de Nelder-Maead metodudur. Matlab'de "fminsearch" fonksiyonunun arka planında bu algoritma çalışmaktadır. Algoritma istenen fonksiyon çıkışına göre tanımlı değişken uzayında ya global minimum ya da global maksimum değeri verecek noktaları bulmak üzere çalışmaktadır.

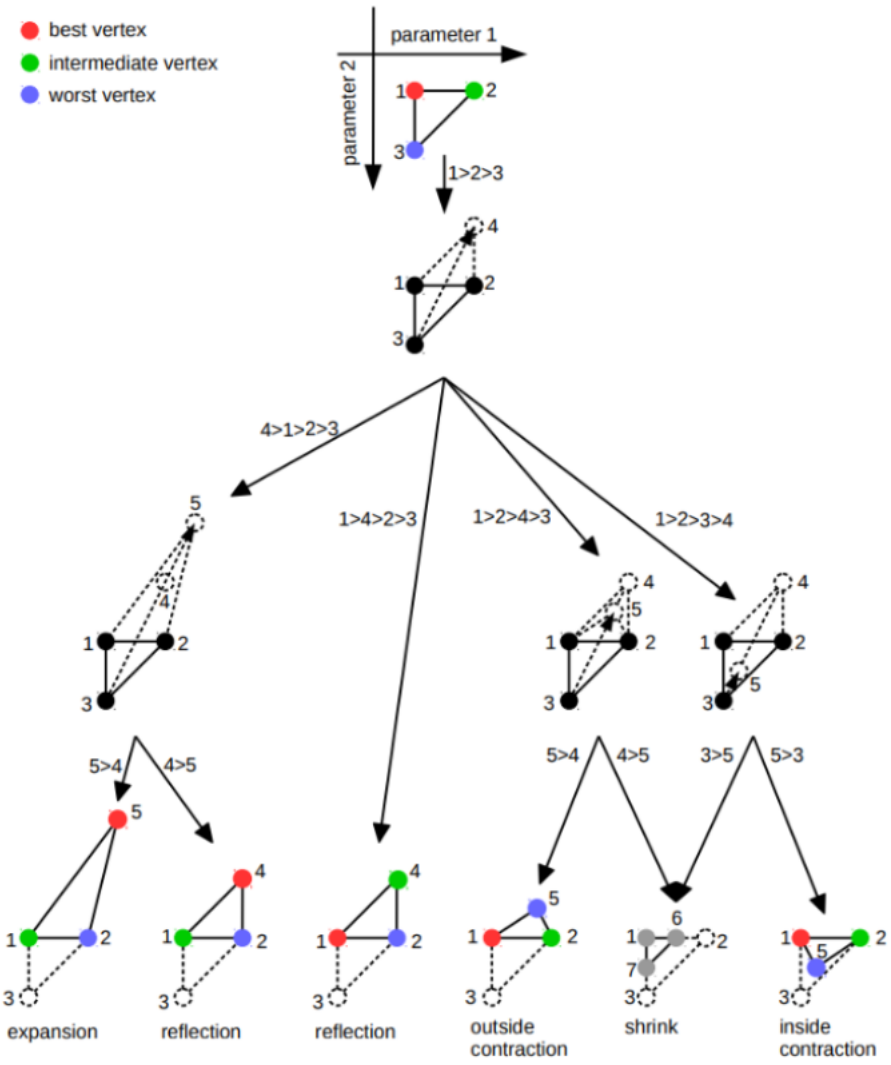
Örnek olarak iki değişkenli bir fonksiyon ele alınacak olursa bu metod iki değişkenli bir fonksiyon için öncelikle üçgensel yapılar oluşturmaktadır. Şekil 5.16'de üçgenin köşe noktalarındaki değişken değerlerine göre fonksiyonun aldığı değer karşılaştırılır. Örneğin fonksiyonu maksimum yapacak değerler aranıyorsa iterasyonun o anki adımında üçgenin köşelerinden foksiyonun değerinin en küçük olduğu nokta kötü nokta olarak seçilir. Diğer iki nokta ise en iyi nokta ve iyi nokta olarak atanıp bu noktaların kesişiminden oluşan doğrunun merkezinden geçecek şekilde kötü nokta yansıtılır. Yansımayla birlikte yeni bir üçgensel form oluşmuş olur. Temel olarak yansıma sonucu oluşan noktanın değeri yansıtılan noktadan daha iyiyse yeni üçgensel form kabul edilerek işlemler yeni form üzerinden devam eder. Daha kötü ise yansıtma yerine Şekil 5.17'de gösterilen farklı nokta atama teknikleri kullanılır.



Şekil 5.16 Nelder-Mead metodunda kullanılan üçgensel yapı

Bu yöntemin avantajlarından biri, geniş bir tanım aralığı içerisinde tesadüfi olarak atanan değişken değerlerinin kullanıldığı optimizasyon yöntemlerindense (Örneğin

PSO algoritması gibi) Nelder-Mead metoduyla bölgesel en iyi komşuya yaklaşacak şekilde ilerleyerek katsayı bulma işlemlerinin daha hassas gerçekleştirilebilmesidir [23].



Şekil 5.17 Nelder-Mead metodunda optimizasyon akışı

Dolayısıyla ilk önce tanımlanan değer aralığında geniş bir alanda optimum katsayıları bulmak üzere PSO algoritması çalıştırılıp optimizasyon sonucu bulunan değerler başlangıç değeri seçilerek daha hassas değerler bulmak üzere Matlab'de "fminsearch" komutu kullanılarak Nelder-Mead metoduyla bir optimizasyon daha yapılmıştır.

Optimizasyon sonucu aşağıdaki değerler bulunmuştur:

Tablo 5.3 Nelder-Mead algoritmasıyla bulunan katsayılar

$alpha_1$=0.1166	$alpha_2$=3.0468	$alpha_3$=0.1638
$alpha_4$=3.1028	$alpha_5$=0.5708	$alpha_6$=1.2570
$alpha_7$=0.000013	$alpha_8$=1.799	$alpha_9$=0.0001455
$alpha_{10}$=2.0790	$alpha_{11}$=0.1507	$alpha_{12}$=1.2948
$beta_1$=0.00016597	$beta_2$=0.00023438	$beta_3$=0.00047472
$beta_4$=0.00021704	$beta_5$=0.00033717	$beta_6$=0.00032591

5.5 Simülasyon Sonuçları

Simülasyon sonuçları verilirken öncelikle doğrusal hareket isterine araç kontrolünün nasıl tepki verdiği gösterilecektir. X,Y ve Z eksenlerinde 1'er m git komutuna karşılık hem aracın bu eksenlerdeki hareketi hem de doğrusal hareketin gerçekleşebilmesi için oluşacak yuvarlanma ve yunuslama açı değişimleri gösterilecektir.

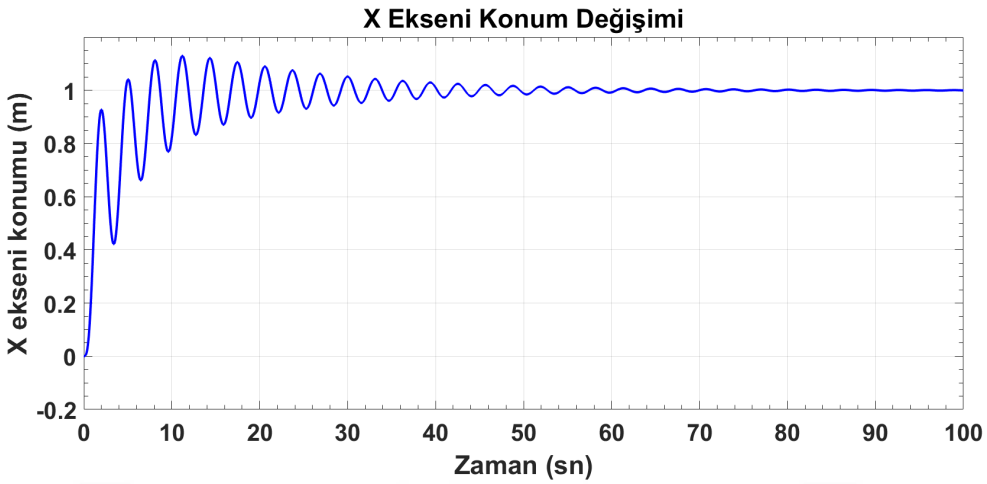
Öncelikle PSO ile bulunan katsayılarla oluşan grafikler gösterilecektir. Sonrasında ise PSO ile bulunan katsayıları başlangıç kabul edip yeni katsayılar bulan Nelder-Mead metoduyla elde edilen katsayıların kullanıldığı kontrolcüye ait grafikler gösterilecektir.

5.5.1 Doğrusal Hareket Sonuçları

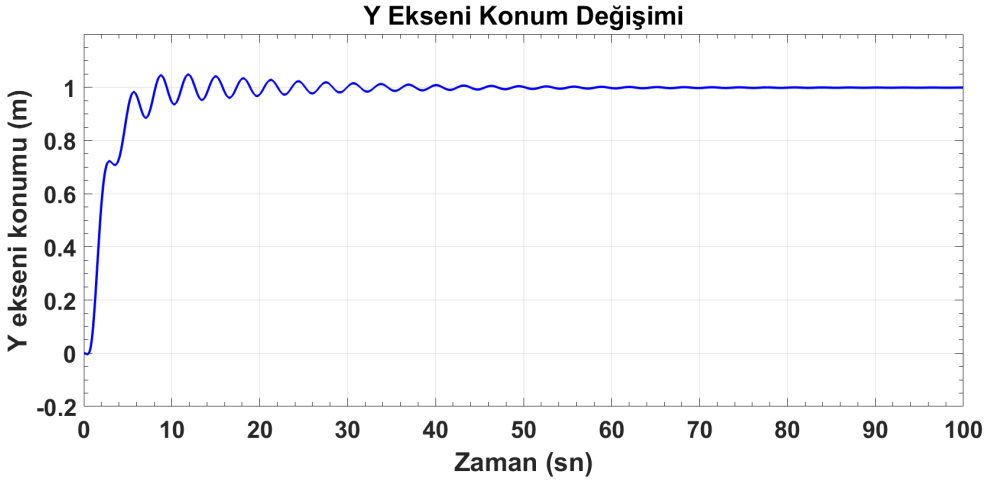
5.5.1.1 PSO Metoduyla Bulunan Katsayılar ile Simülasyon Sonuçları

PSO kullanılarak bulunan kontrol katsayıları ile çalıştırılan simülasyon sonrasında elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir:

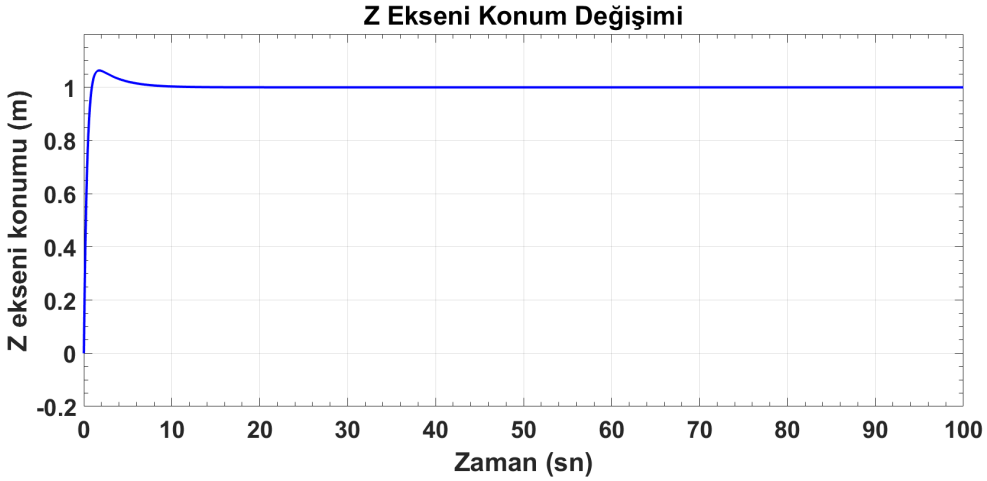
Aracın X,Y ve Z eksenlerinde orijinden 1 m'ye gitmesi için basamak girişi verildiğinde araç aşağıdaki davranışı göstermiştir:



Şekil 5.18 X ekseni konum değişimi

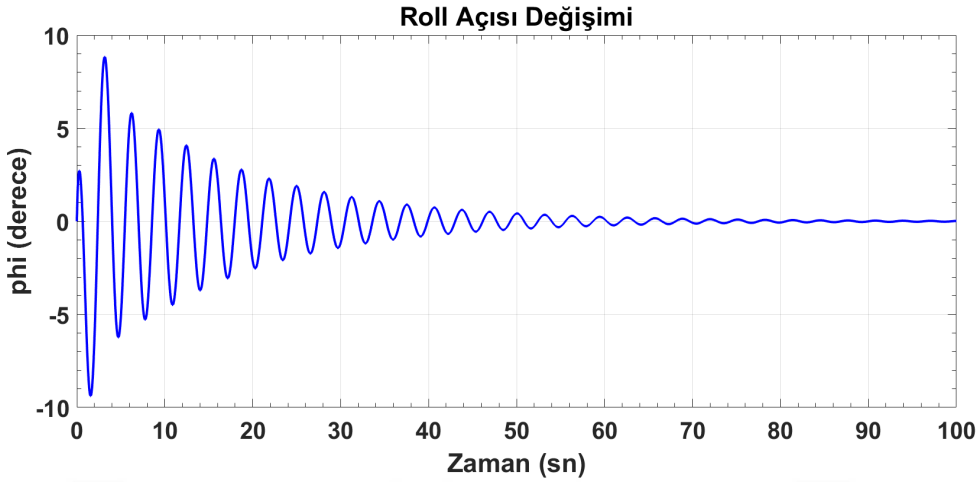


Şekil 5.19 Y ekseni konum değişimi

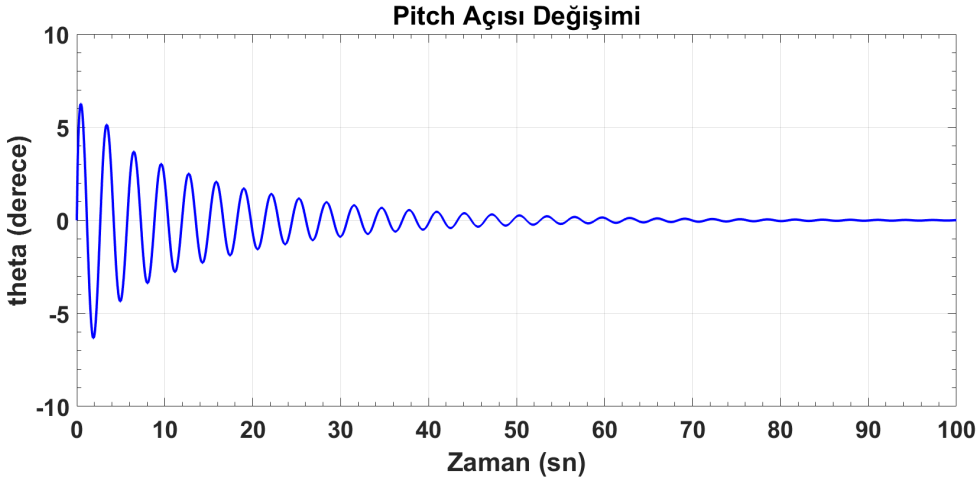


Şekil 5.20 Z ekseni konum değişimi

Aracın X-Y eksenlerinde 1 m gitmesi için yuvarlanma ve yunuslama açıları aşağıdaki davranışı göstermiştir:



Şekil 5.21 Y ekseninde 1 m gitme komutu için roll açısı değişimi

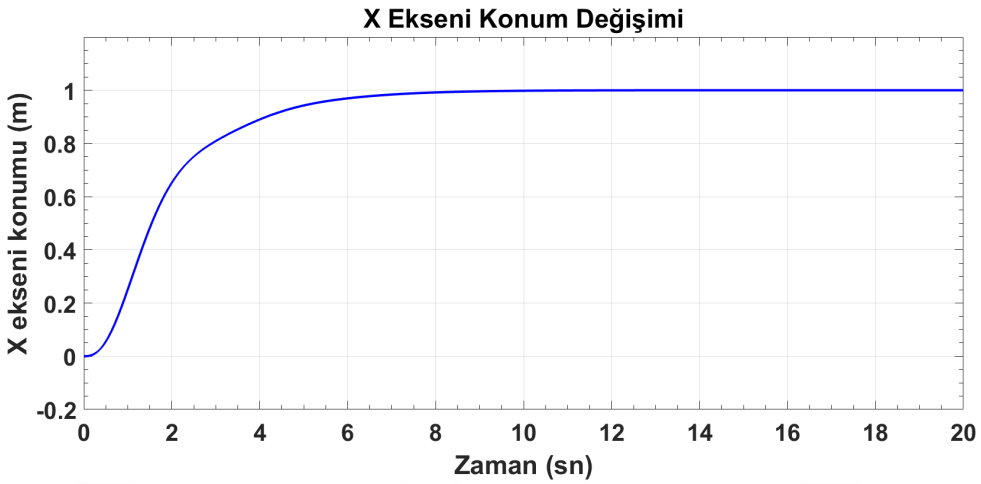


Şekil 5.22 X ekseninde 1 m gitme komutu için pitch açısı değişimi

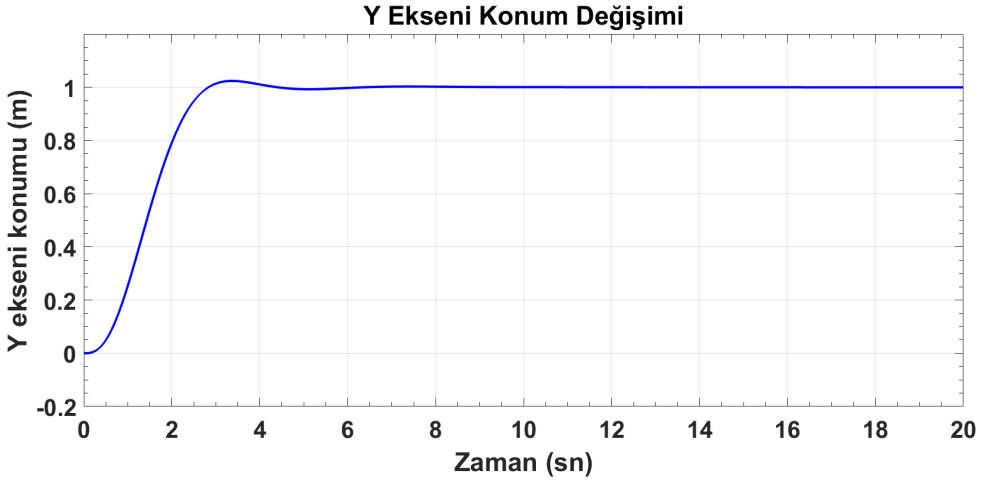
5.5.1.2 Nelder-Mead Metoduyla Bulunan Katsayılar ile Simülasyon Sonuçları

Nelder-Mead metoduyla bulunan kontrol katsayıları kullanılarak çalıştırılan simülasyon sonrasında elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir:

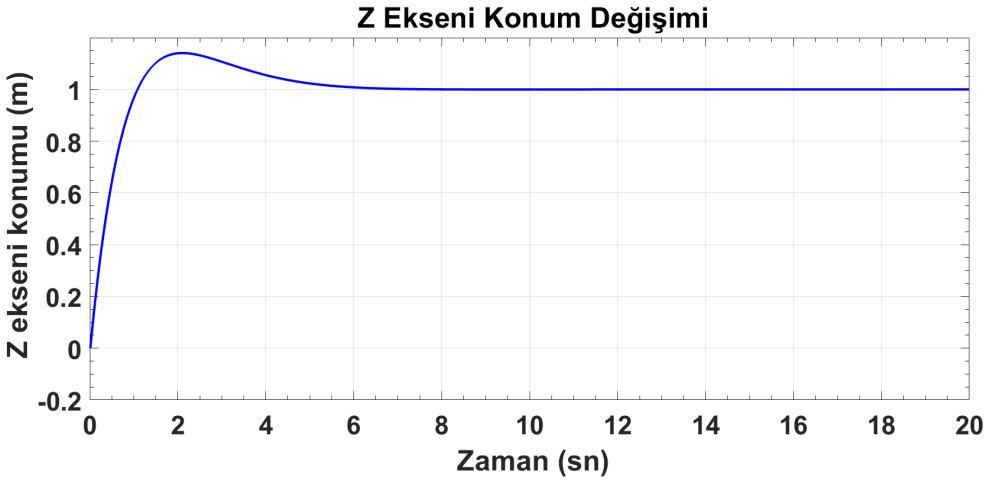
Aracın X,Y ve Z eksenlerinde orijinden 1 m'ye gitmesi için basamak girişi verildiğinde araç aşağıdaki davranışı göstermiştir:



Şekil 5.23 X ekseni konum değişimi

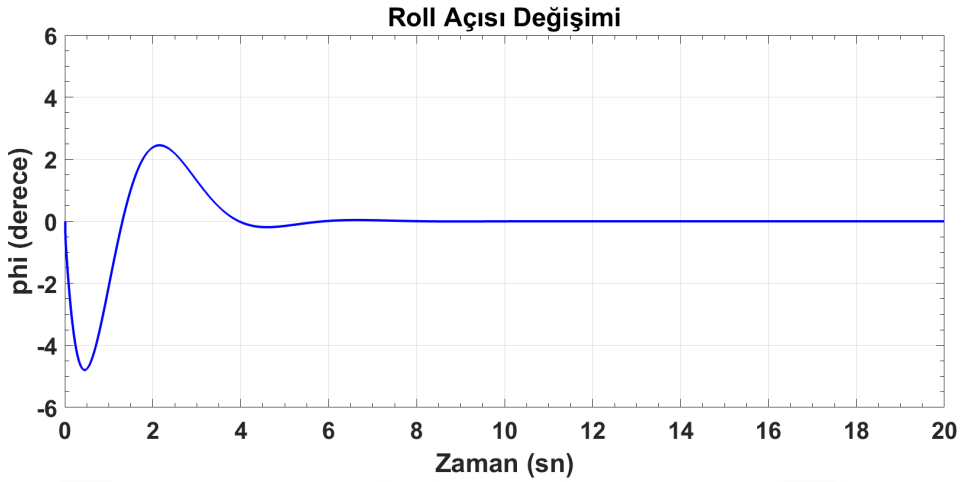


Şekil 5.24 Y ekseni konum değişimi

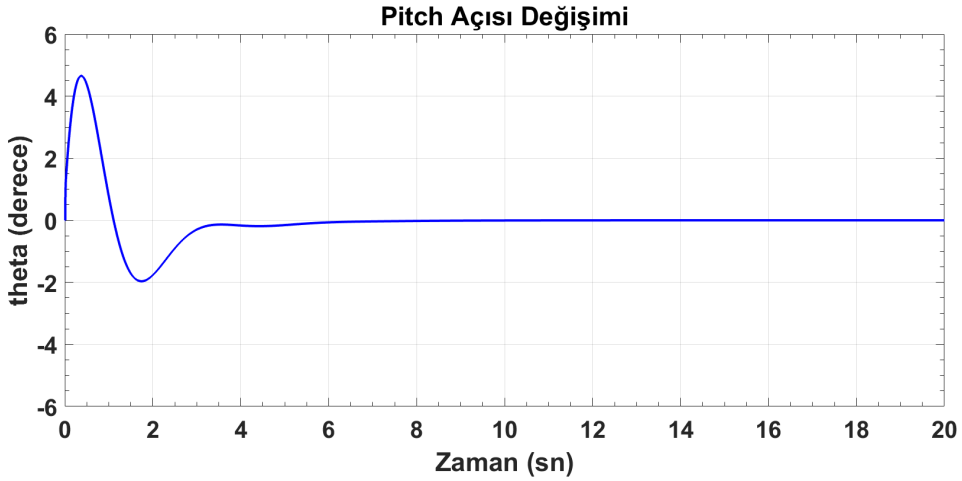


Şekil 5.25 Z ekseni konum değişimi

Aracın X-Y eksenlerinde 1 m gitmesi için yuvarlanma ve yunuslama açıları aşağıdaki davranışı göstermiştir.



Şekil 5.26 Y ekseninde 1 m gitme komutu için roll açısı değişimi



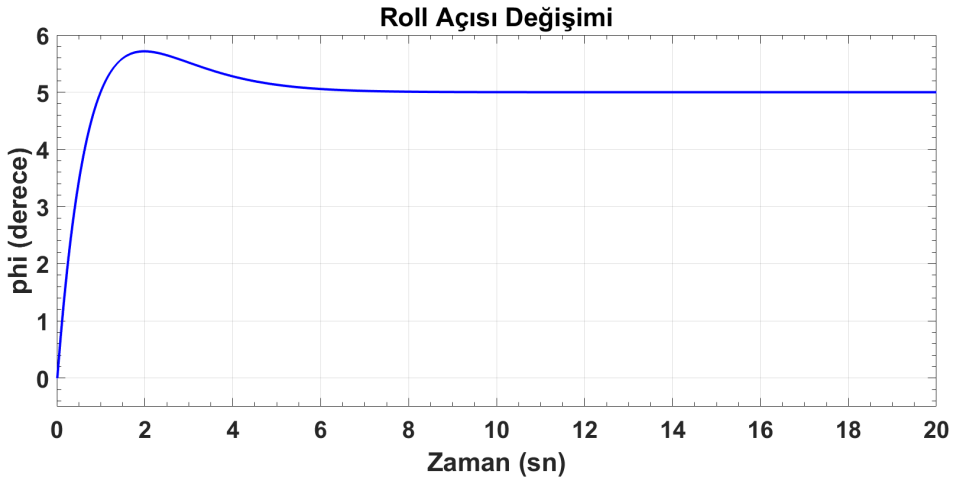
Şekil 5.27 X ekseninde 1 m gitme komutu için pitch açısı değişimi

5.5.2 Açısal Hareket Sonuçları

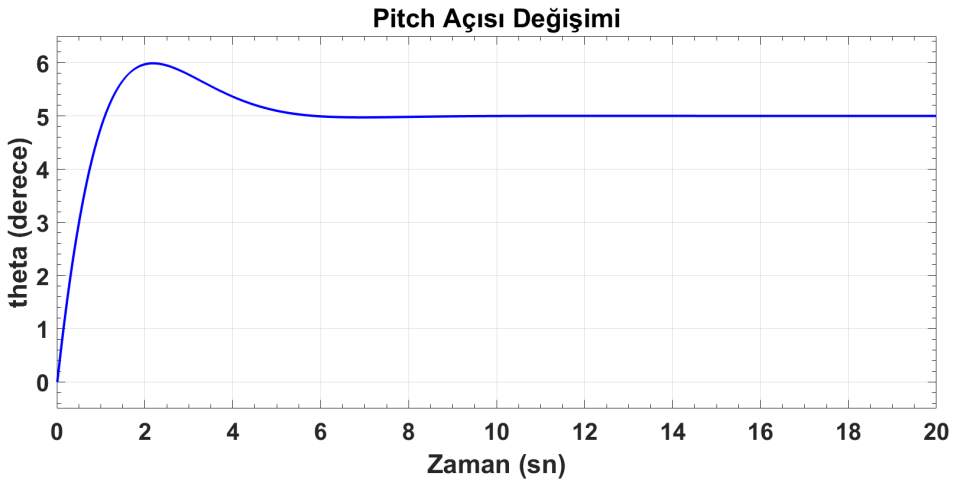
5.5.2.1 PSO Metoduyla Bulunan Katsayılar ile Kontrol

PSO kullanılarak bulunan kontrol katsayıları ile çalıştırılan simülasyon sonrasında elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir:

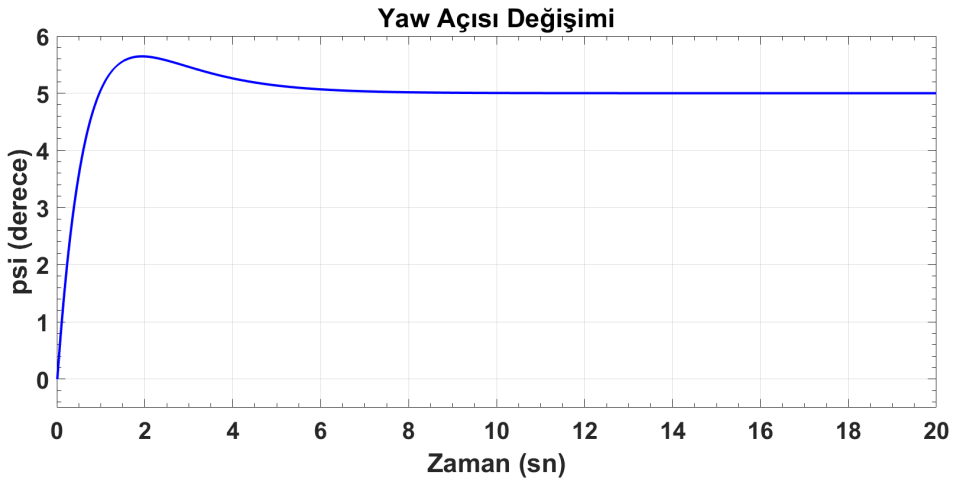
Aracın yuvarlanma, yunuslama ve yönelme eksenlerinde 5 dereceye gitmesi için basamak girişi verildiğinde araç aşağıdaki yönelim davranışlarını göstermiştir:



Şekil 5.28 Roll açısı değişimi



Şekil 5.29 Pitch açısı değişimi

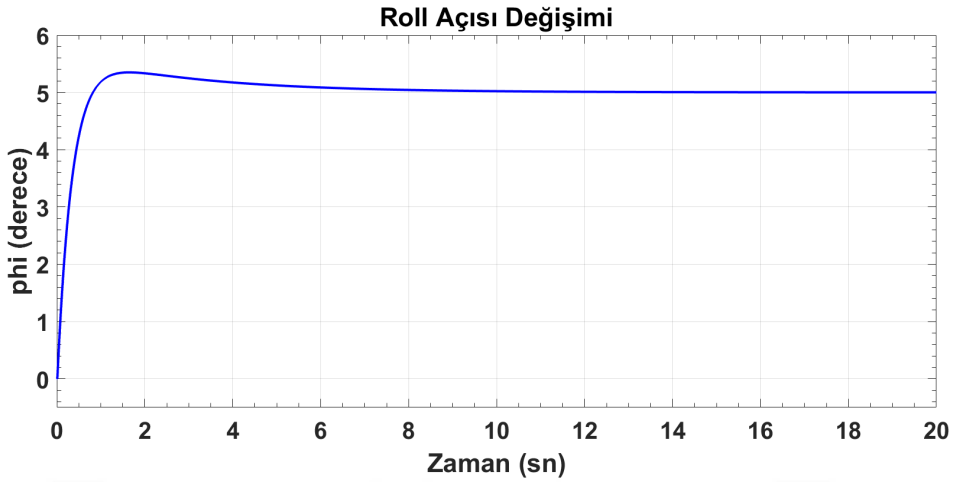


Şekil 5.30 Yaw açısı değişimi

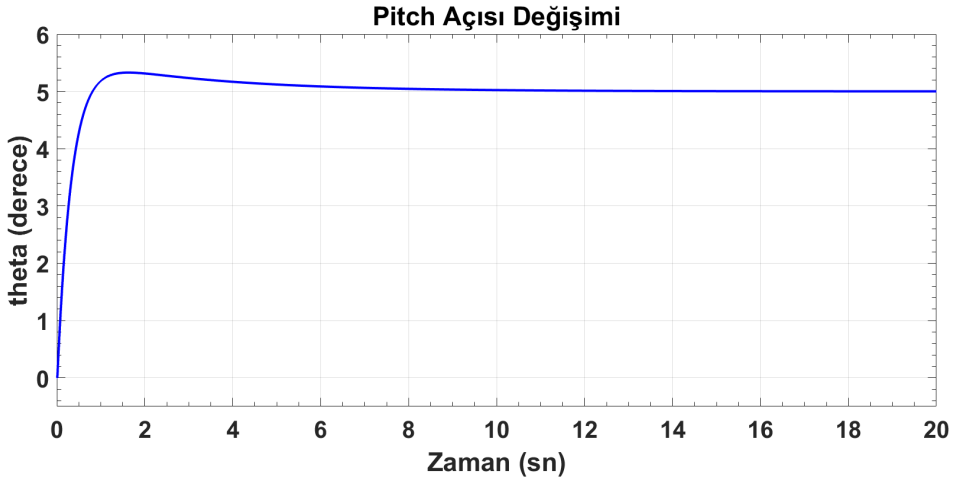
5.5.2.2 Nelder-Mead Metoduyla Bulunan Katsayılar ile Kontrol

Nelder-Mead metoduyla bulunan kontrol katsayıları kullanılarak çalıştırılan simülasyon sonrasında elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir:

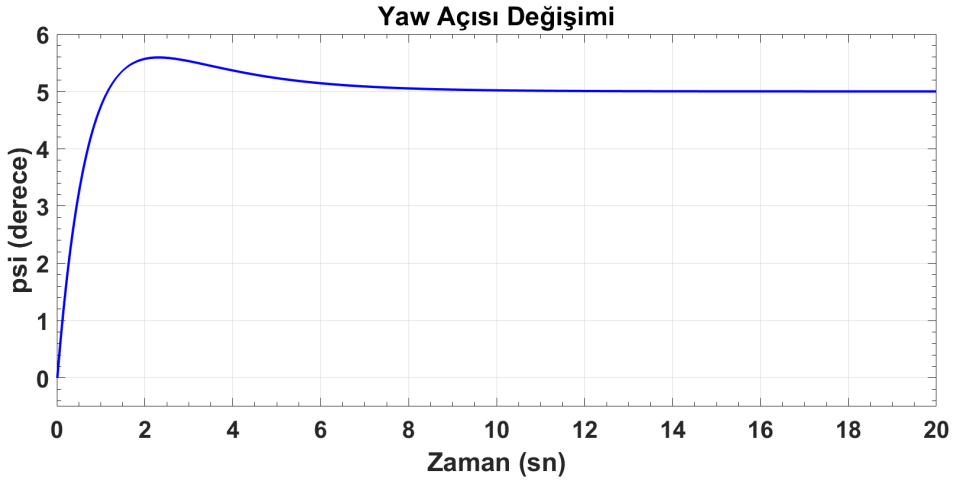
Aracın yuvarlanma, yunuslama ve yönelme eksenlerinde 5 dereceye gitmesi için basamak girişi verildiğinde araç aşağıdaki yönelim davranışlarını göstermiştir:



Şekil 5.31 Roll açısı değişimi



Şekil 5.32 Pitch açısı değişimi



Şekil 5.33 Yaw açısı değişimi

6
Gerçek Sistem Çalışmaları

Simülasyon çalışmaları sonucu sistemin kararlı olduğu görüldükten sonra kontrolcünün gerçek sistemde denenmesi aşamasına geçilmiştir.

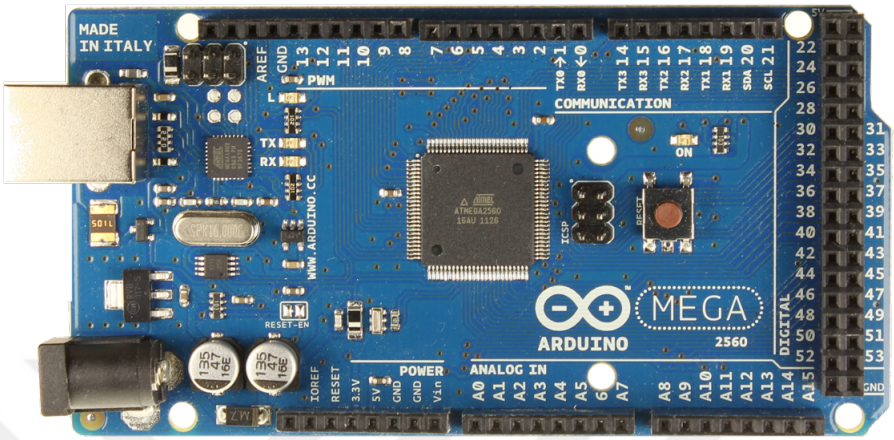
Kontrol edilecek hava aracı DJI firmasının F450 model çerçevesi üzerine dört adet fırçasız doğru akım motoru ve elektronik hız kontrolcüleri ile bu sürücüleri kontrol edecek Arduino Mega 2560 kontrol kartı kullanılarak oluşturulmuştur. Aracın batarya dahil ağırlığı yaklaşık olarak 1,8 kg olup kol uzunluğu 0.22 m'dir.



Şekil 6.1 Araç yuvarlanma test düzeneğine bağlıyken

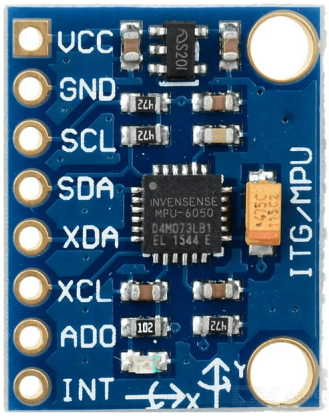
Kontrolcü olarak Arduino Mega 2560 kontrol kartı kullanılmıştır. Kartın üstünde Atmega 2560 işlemci vardır. 54 adet dijital giriş çıkış kanalı olan kartın 15 kanalı PWM

çıkışı olarak kullanılabilmektedir. 16 adet analog girişi bulunan kartın işlemci frekansı 16 MHz'dir. Kontrolcü kart 256 KB anlık hafızaya sahiptir. 8 adet programlanabilir seri haberleşme portu vardır. I2C üzerinden haberleşme imkanı sunmaktadır. Bu çalışmada kullanılan IMU ile Arduino kartın haberleşmesi I2C üzerinden sağlanmıştır.



Şekil 6.2 Arduino Mega 2560 kontrol kartı

Araç stabilizasyonunun sağlanması için gerekli ivme ölçümleri ve açı ölçümleri MPU6050 sensörüyle yapılmıştır. Bu sensör kiti üzerinde bulunan ivmeölçer ve jiroskop ile 3 eksen ivme ve 3 eksen açısal hız ölçümü yapılabilmektedir. SDA ve SCL pinleri üzerinden Arduino ile I2C protokolüyle haberleşir.



Şekil 6.3 MPU6050 ivmeölçer ve jiroskop sensör kiti

Üzerinde bulunan açısal hızölçer ve yer çekimi ivmesini kullanarak eğimi ölçen ivmeölçer yardımıyla aracın yönelimi ölçülür. Bu işlem yapılırken tamamlayıcı filtreden(complimentary filter) yararlanılır. Tamamlayıcı filtre ivmeölçerden ve jiroskoptan gelen açı bilgilerini katsayılandırarak sonuçta iki ölçümün ürünü olan yeni ve daha doğru(filtrelenmiş ve gürültülerden arındırılmış) bir açı değeri verir.

$$Aci = (0.98)\times(Aci+(JiroskopOlcumu)dt)+(0.02)\times(IvmeolcerdenHesaplananAci) \quad (6.1)$$

6.1 denkleminde yer alan katsayılar uygulama durumuna ve sensör gürültülerine göre değişebilmekle birikte literatürde genel kullanımı denklemdeki gibidir. Bu katsayılar kullanılarak ivmeölçere alçak geçiren filtre uygulanmış olur ve böylelikle ivmeölçer üzerinde oluşan yüksek frekanslı gürültüler arındırılır. Jiroskoba ise yüksek geçiren filtre uygulanır. Böylelikle jiroskop üzerinde sıcaklık vs. den dolayı oluşan kalıcı hal kayması giderilir.

Araçta A2212/13T model fırçasız DC motor kullanılmıştır. Motorun maksimum gücü 150 Watt'tır. Motorun kendi ağırlığı 52 gr olup kaldırabileceği yük kapasitesi kullanılan pervaneye de bağlı olmakla birlikte maksimum $\sim$ 800 gr'dır. Motorlara ait akım-gerilim-RPM ilişkisi Tablo 6.1'de verilmiştir.



Şekil 6.4 Araçta kullanılan BLDC motor

Tablo 6.1 Motor akım-gerilim-RPM ilişkisi

Gerilim (V)	Akım (A)	Dönüş Hızı (RPM)
7	0.6	7380
8	0.65	8460
10	0.75	10500

Motorları sürmek için Şekil 6.5'te gösterilen 30A ESC(Electronic Speed Conroller) elektronik hız kontrolcüsü kullanılmıştır.



Şekil 6.5 Motor sürücüsü

Motorlara 1045 olarak isimlendirilen ve Şekil 6.6'da gösterilen saat yönüne ve saat yönünün tersine dönüşlerde itki üretmek üzere açıları tasarlanmış iki çift pervane takılmıştır.



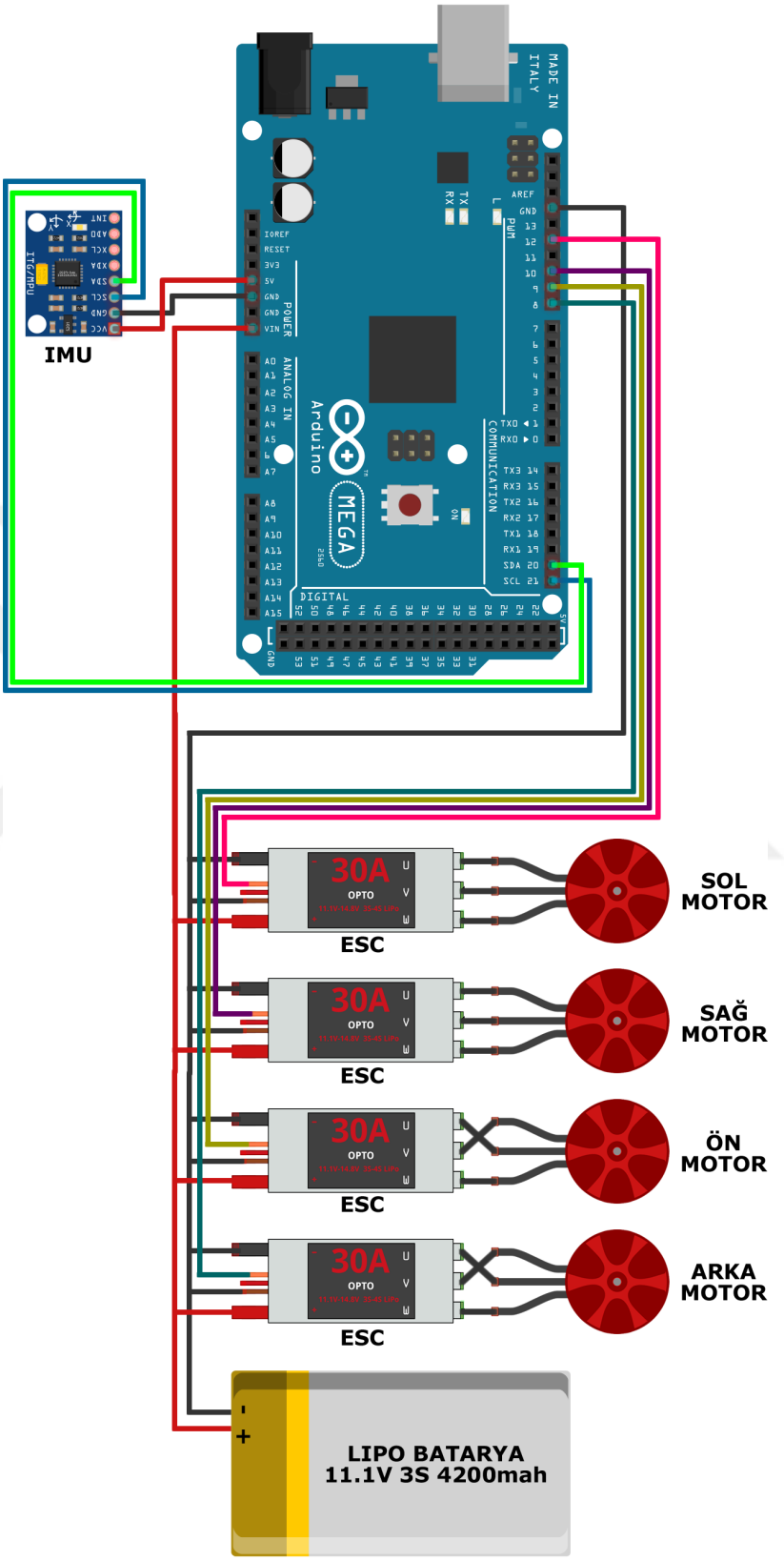
Şekil 6.6 Pervaneler

Güç kaynağı olarak Şekil 6.7'de gösterilen 3 s 11.1 V 4200mAh LiPo batarya kullanılmıştır.



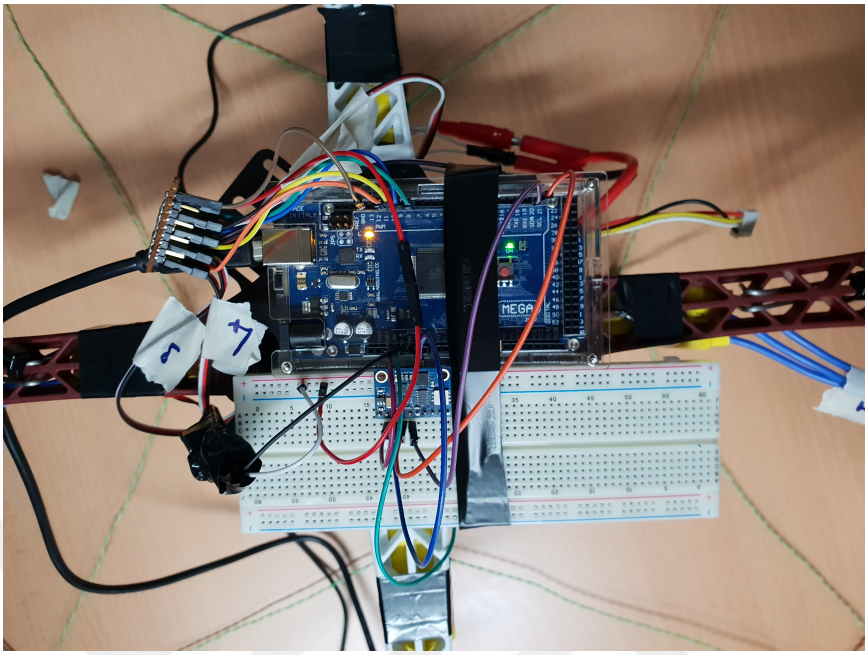
Şekil 6.7 LiPo batarya

Aracın devre şeması aşağıdaki gibidir:



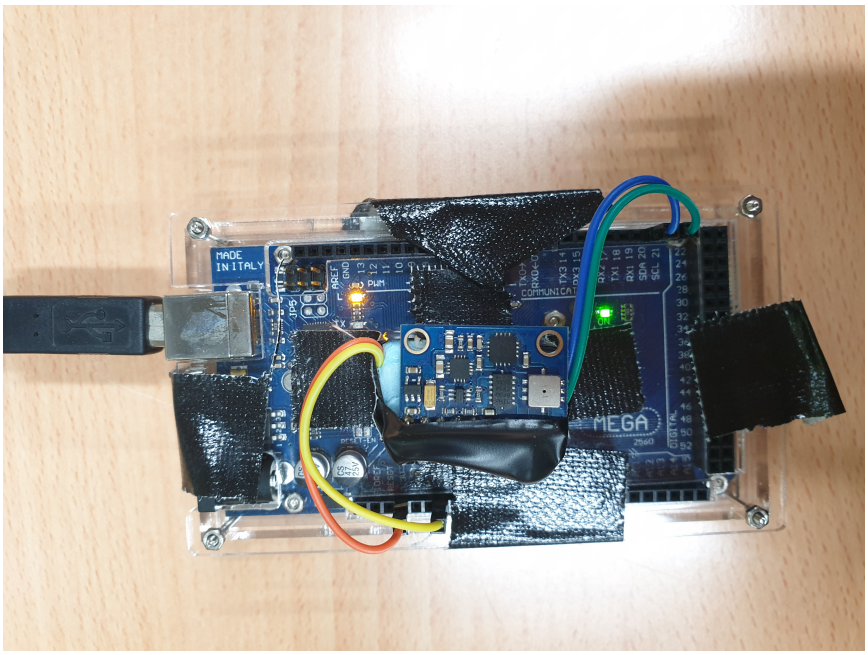
Şekil 6.8 Aracın devre şeması

Araç kontrolü için IMU yerleşimi ve IMU'dan doğru açı-konum bilgisi almak büyük öneme sahiptir. Çalışmanın başlarında pratik kullanım açısından IMU elektronik devre tahtası üzerine yerleştirilip araç gövdesine konularak denemeler yapılmıştır.



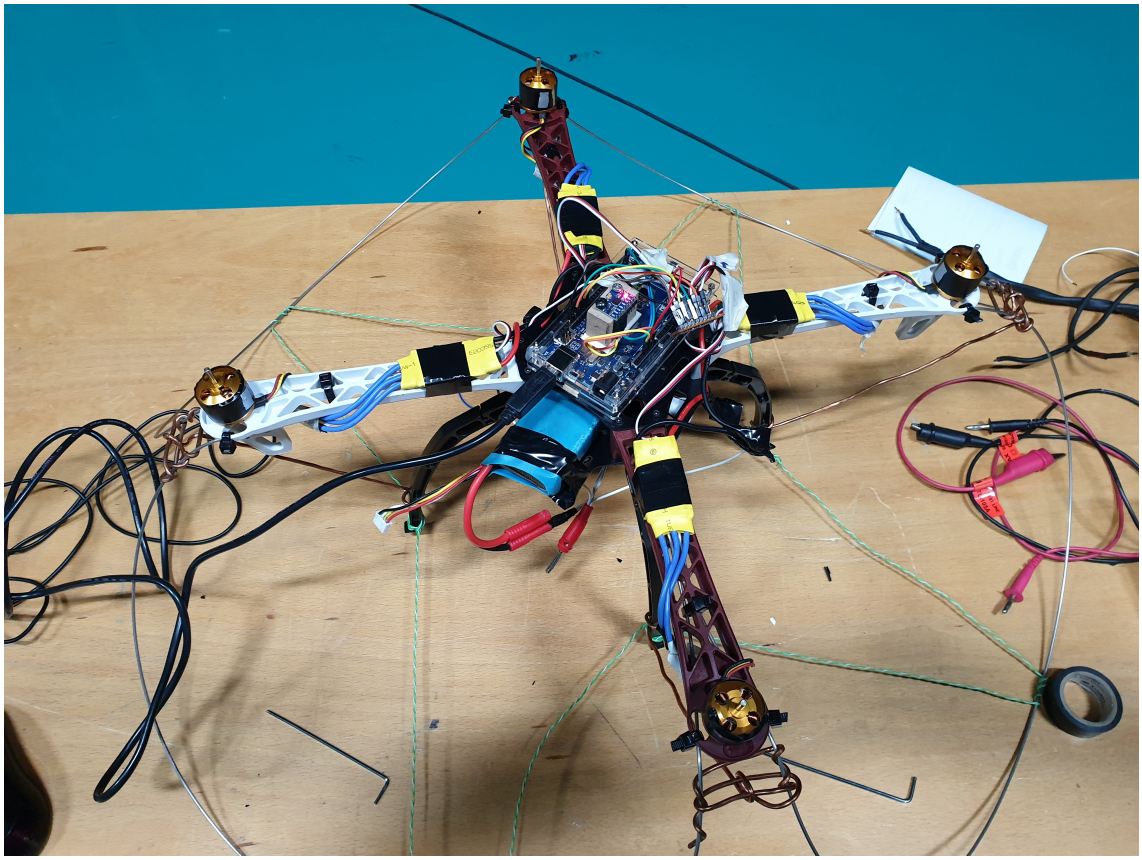
Şekil 6.9 IMU elektronik devre tahtası üzerine yerleştirilmiş halde

Kablo bağlantılarının gevşemesi ve dolayısıyla veri aktarımında sıkıntı olması sebebiyle IMU poliüretan köpük bir malzeme üzerine sabitlenerek kontrol kartı üzerine yapıştırılıp denemeler yapılmıştır.



Şekil 6.10 IMU köpük malzeme üzerine yerleştirilmiş halde

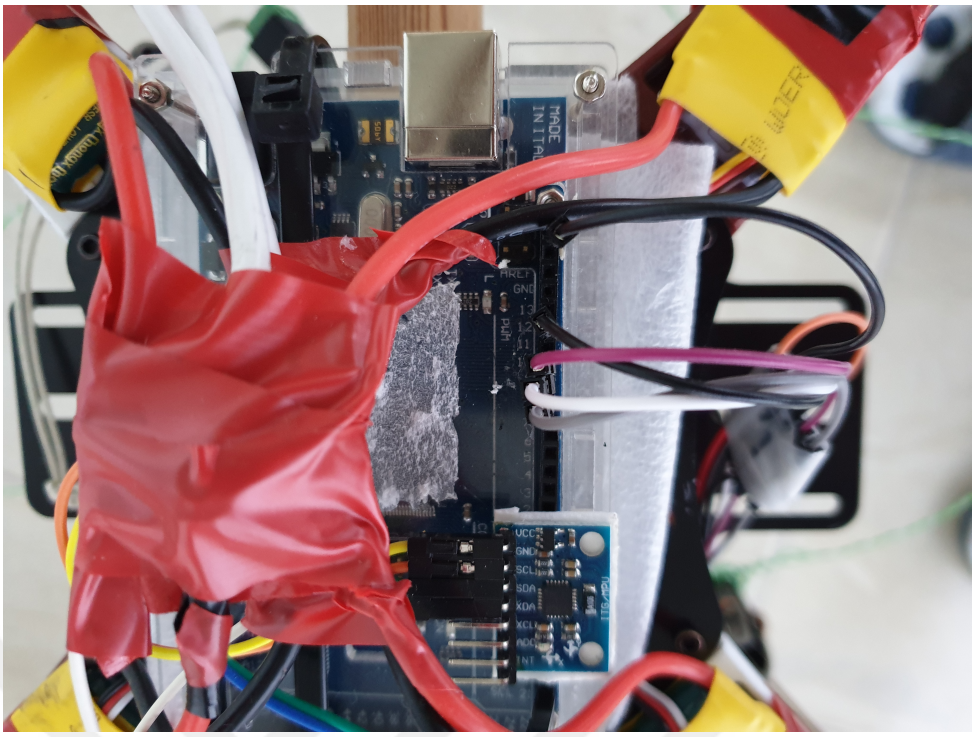
Ancak köpük malzemenin esnemesinden dolayı hatalı veriler alındığı düşünülerek köpük malzeme yerine aynı boyutlarda tahta malzeme kesilip IMU tahta parçaya sabitlenmiş, tahta parça da kontrol kartıyla birlikte araç gövdesine sabitlenerek denemeler yapılmıştır.



Şekil 6.11 IMU tahta parça üzerine yerleştirilmiş halde

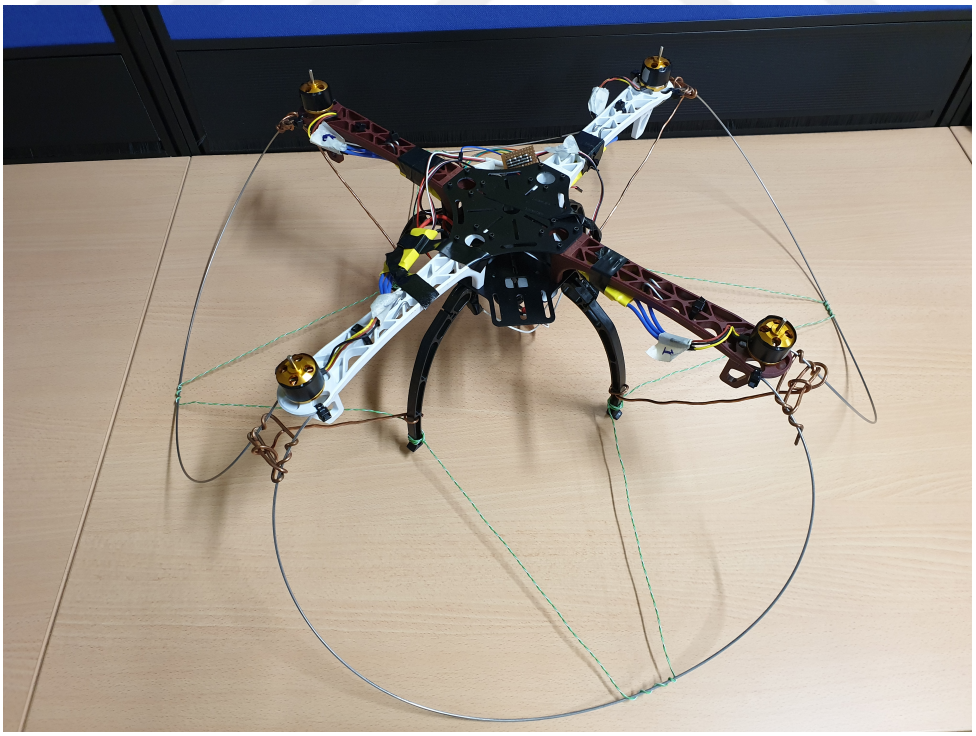
IMU tahta parça üzerindeyken, motorlar döndüğü zaman okunan sensör verilerinde çok fazla gürültü olduğu görülmüştür.

Bunun nedenlerinden biri tahta parçanın üzerine gelen titreşimi sönümleyememesidir. Açı değeri hesaplanırken ivmeölçerlerden de yararlanıldığı için titreşimin sönümlenememesi açı değerinin de yanlış okunmasına neden olmaktadır. Sensör verilerinin gürültülü olmasının bir başka nedeni olarak da tahta parçanın yüksekliğinden dolayı motorlar dönerken parça üzerinde çok küçük bükülme hareketlerinin olabileceği düşünülmektedir. Bu nedenle IMU çok ince ve esnek bir köpük malzemenin üzerinde direkt olarak kontrol kartına sabitlenmiştir. Araç kontrolü deneme çalışmaları sistem bu haldeyken yapılmıştır.



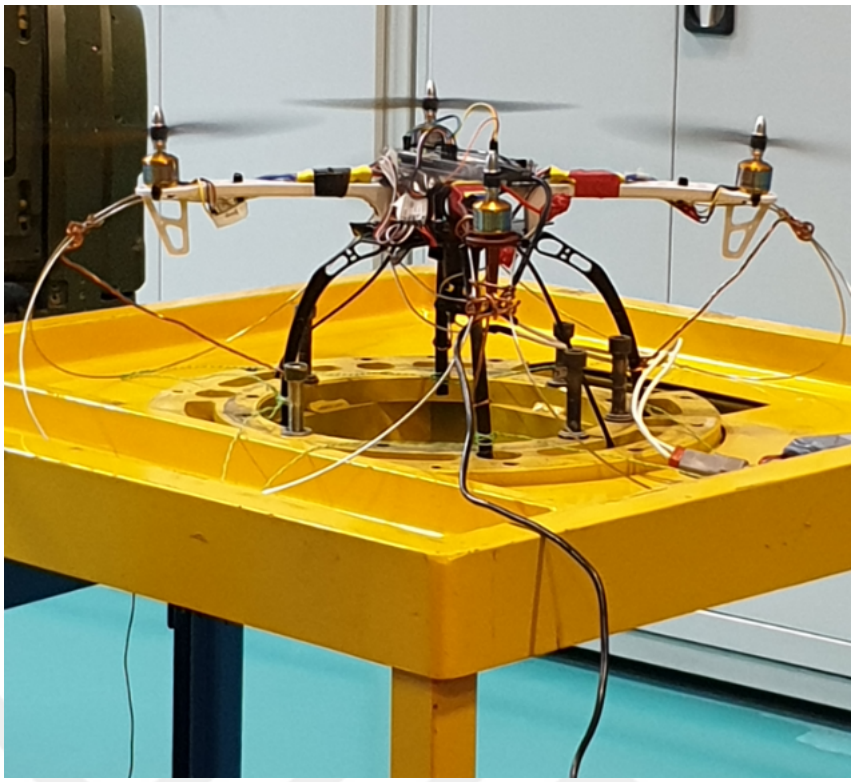
Şekil 6.12 IMU kontrol kartı üzerine yerleştirilmiş halde

İlk denemeler sırasında güvenlik önlemi olarak ve aynı zamanda pervanelerin kırılmasını önlemek için araç gövdesinin etrafı tellerle desteklenmiştir.



Şekil 6.13 Araç gövdesi tellerle desteklenmiş haliyle

Kontrol denemelerinden önce araç gövdesi sabitlenerek motorların sıfırdan maksimum hıza çıkışlarının sorunsuz olduğundan emin olunmuştur.



Şekil 6.14 Motor hızları sıfırdan maksimuma denenirken

Bu çalışmada kullanılan denklemler "+" şeklindeki araç yönelimine göre çıkarılmıştır. Karşılaştırma amacıyla araç yöneliminin "x" şeklinde olduğu durum da denenmiş ve benzer sonuçlar alınmıştır.



Şekil 6.15 X yönelimli araç modeli yuvarlanma ekseni denemeleri

Gerçek sistem denemelerinin ilk aşamasında IMU olarak GY-80 modeli kulanılmıştır. İvmeölçer ve jiroskop verilerinin IMU'dan okunması için Simulink ortamında "S-function" lar oluşturulmuştur. Simulink ortamında oluşturulan kontrol blokları MATLAB'in Arduino eklentisi sayesinde "C" koduna dönüştürülerek kontrol kartına aktarılmıştır. Ancak MATLAB'in yaptığı bu dönüşümde kod yükü fazla olduğu için kontrol kartının çalışma frekansı saniyede 20 işleme kadar düşmüştür. Periyodun 0.05 sn seviyelerine kadar yükselmesi araç kontrolünü imkansız kılmaktadır. Kontrol döngüsü aracın o anki konumuna tepki verene kadar araç yeni bir konuma geçmekte dolayısıyla kontrol işlemi sağlıklı olmamaktadır.

Bu durumu bertaraf etmek için kontrol komutları direkt olarak "C" kodunda yazılıp Arduino Mega kontrol kartına yüklenmiştir. Böylelikle kontrol döngüsü saniyede 250 işlem yapabilecek kadar hızlanmıştır.

6.1 Gerçek Sistem Sonuçları

Simülasyon ortamında aracın stabilizasyon kontrolünün mümkün olduğu ve aracın istenen yönelim hareketlerini yaptığı görülmüştü.

Bu kısımda araç yuvarlanma-yunuslama test düzeneğine alınarak kontrolcünün bu eksenlerdeki stabilizasyon performansına ve istenilen yönelim hareketlerini takip edebilme yeteneğine bakılacaktır. Katsayı değişimlerinin kontrol performansı üzerindeki etkilerinin incelenebilmesi için yuvarlanma ekseninde denemeler yapılacaktır. Araç denge konumundayken 10 derecelik roll açısı basamak girişi olarak araca uygulanıp aracın tepkilerine bakılacaktır.



Şekil 6.16 Araç 10 derece yuvarlanma açısı yapmışken

Simülasyon sonucu bulunan katsayılar ile simülasyon ortamında stabilizasyon sağlansa da gerçek sistemin stabilizasyonu için bu katsayıların yeniden ayarlanması gerekmektedir.

Yuvarlanma ekseninde:

$alpha_1$=0.1166, $alpha_2$=3.0468 ve $beta_1$=0.00016597 olarak bulunmuştu.

Araç test düzeneğinde iken bu katsayılar aşağıdaki şekilde ayarlanmıştır:

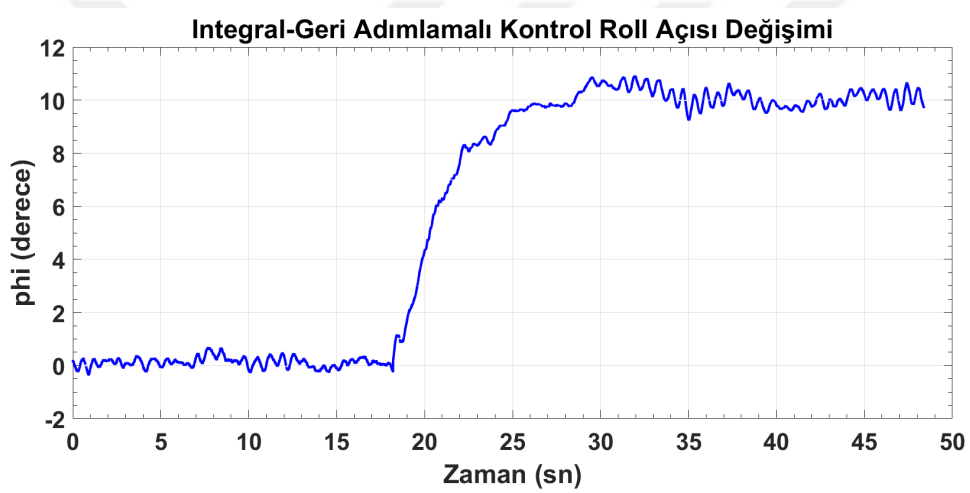
$alpha_1$=0.13, $alpha_2$=0.1 ve $beta_1$=1.1

Bu katsayıların değişiminin araç kontrolü üzerindeki etkileri aşağıdaki grafiklerde mevcuttur.

$alpha_1$ değişiminin etkisi:

$alpha_1$ katsayısı kontrol denkleminde hem açı hatası hem açısal hız hatası hem de açı hatasının integraliyle ilişkili olup $alpha_1$'de oluşacak küçük değişimler araç kontrolü üzerinde belirgin etkiye sahiptir.

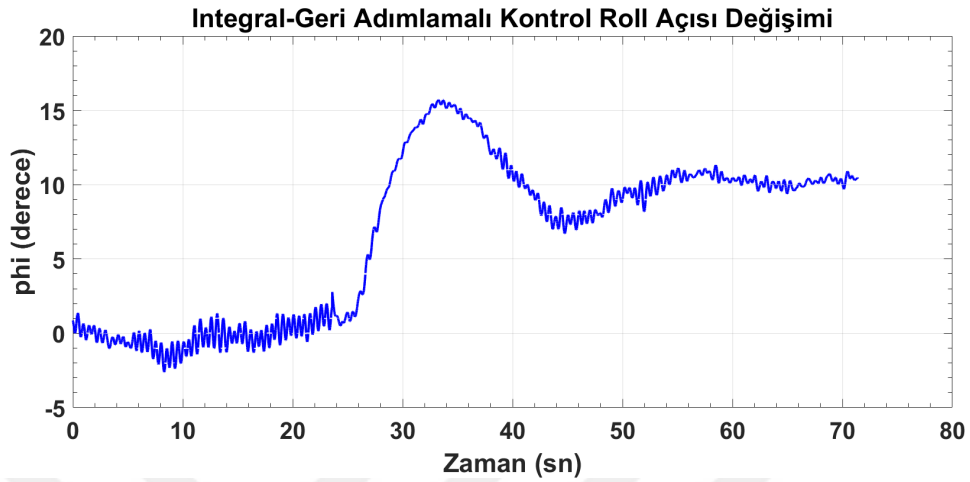
$alpha_1$=0.13 iken:



Şekil 6.17 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.13 iken

$alpha_1$ değeri küçültülüp 0.11 yapıldığında:

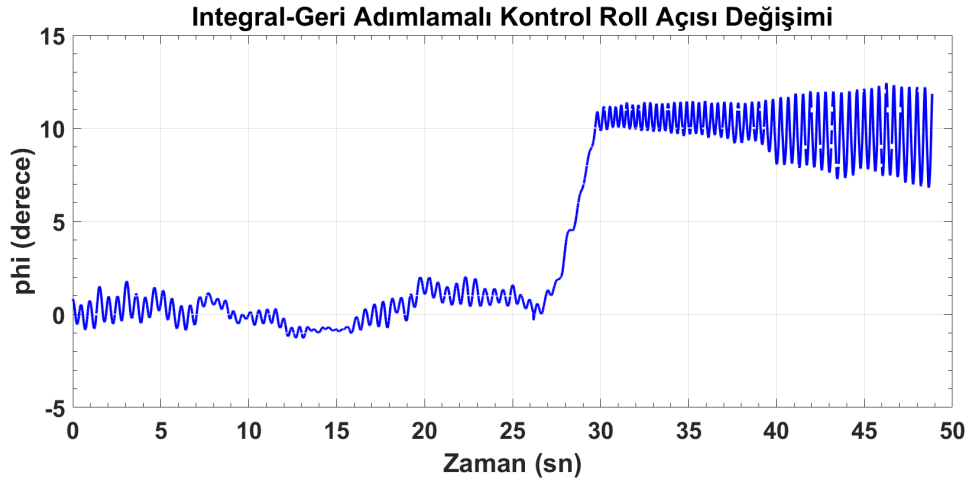
Araç yuvarlanma açısı 10 derece olması istendiği halde açı değeri hem 16 derecelere kadar aşım yapmakta hem de istenen değere oturması daha uzun sürmektedir.



Şekil 6.18 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.11 iken

$alpha_1$ değeri daha büyük seçilip 0.145 yapıldığında:

Aracın 10 dereceye ulaşma zamanı kısalmakta ancak 10 dereceye ulaştıktan sonra sistem osilasyon yaparak kararsız duruma geçmektedir.

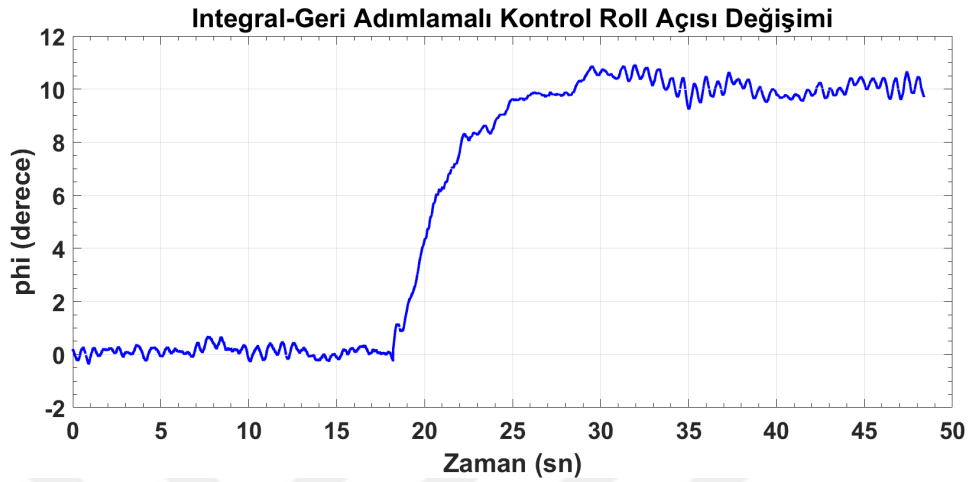


Şekil 6.19 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_1$=0.145 iken

$alpha_2$ değişiminin etkisi:

$alpha_2$ kontrolde sadece açısal hız hatasıyla ilgili kısımda yer almaktadır.

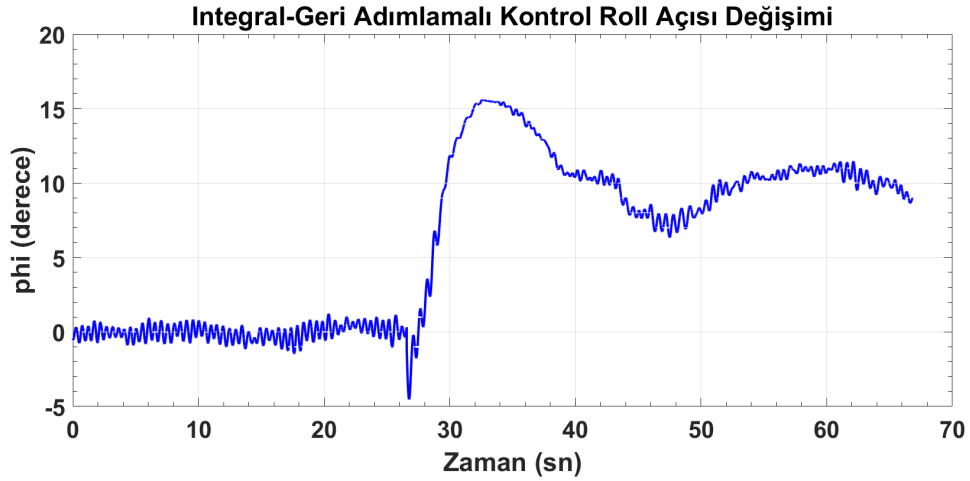
$alpha_2$=0.1 iken:



Şekil 6.20 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.1 iken

$alpha_2$ değeri küçültülüp 0.08 yapıldığında:

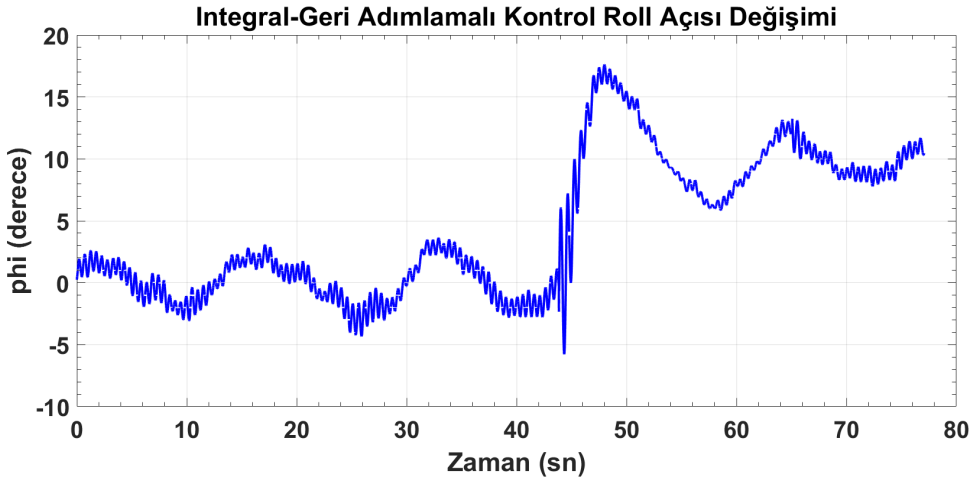
Araç yuvarlanma açısı 10 derece olması istendiği halde açı değeri hem 15 derecelere kadar aşım yapmakta hem de istenen değere oturması daha uzun sürmektedir.



Şekil 6.21 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.08 iken

$alpha_2$ değeri daha büyük seçilip 0.13 yapıldığında:

Aracın yuvarlanma açısında yine aşım oluşmakta, açı değerinini istenen değere oturması daha uzun sürmekte ve açı değerinde yüksek miktarda dalgalanma görülmektedir.

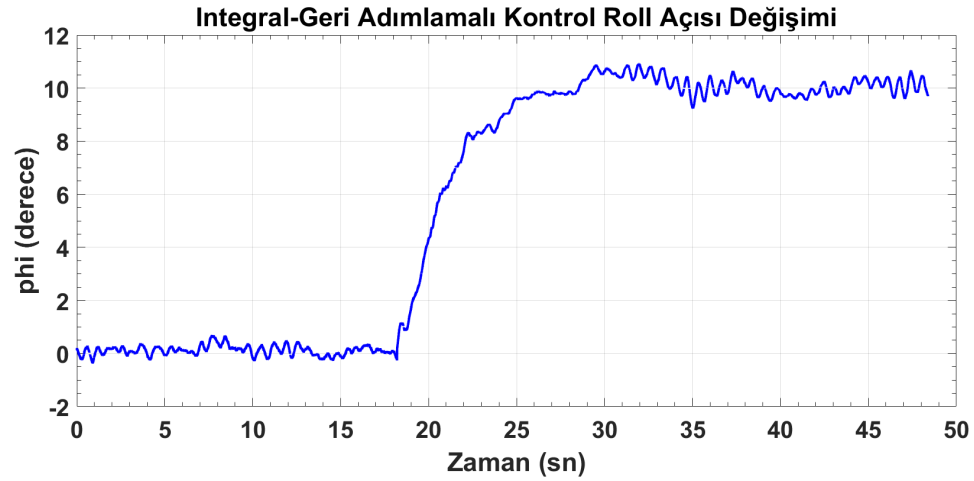


Şekil 6.22 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $alpha_2$=0.13 iken

$beta_1$ değişiminin etkisi:

$beta_1$ katsayısı kontrolde hem açı hatası hem de açı hatasının integraliyle ilgili kısımda yer almaktadır.

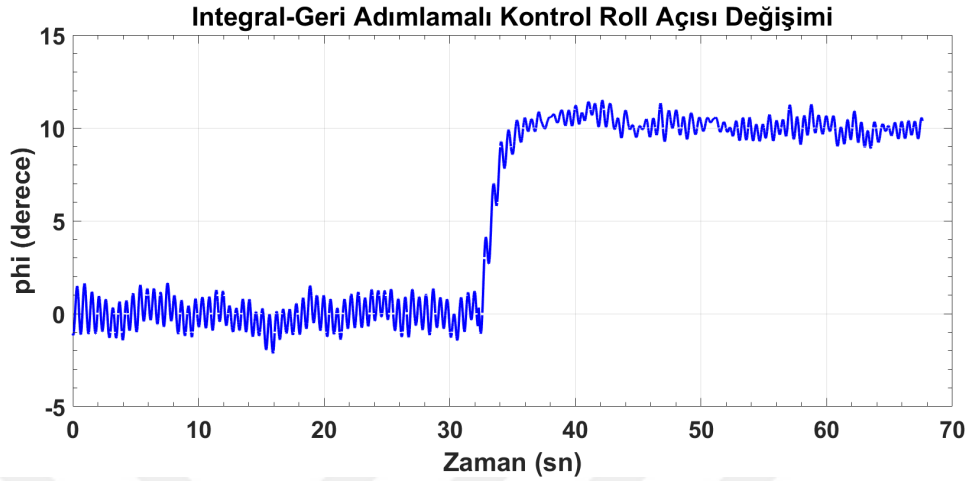
$beta_1$=1.1 iken:



Şekil 6.23 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=1.1 iken

$beta_1$ değeri küçültülüp 0.8 yapıldığında:

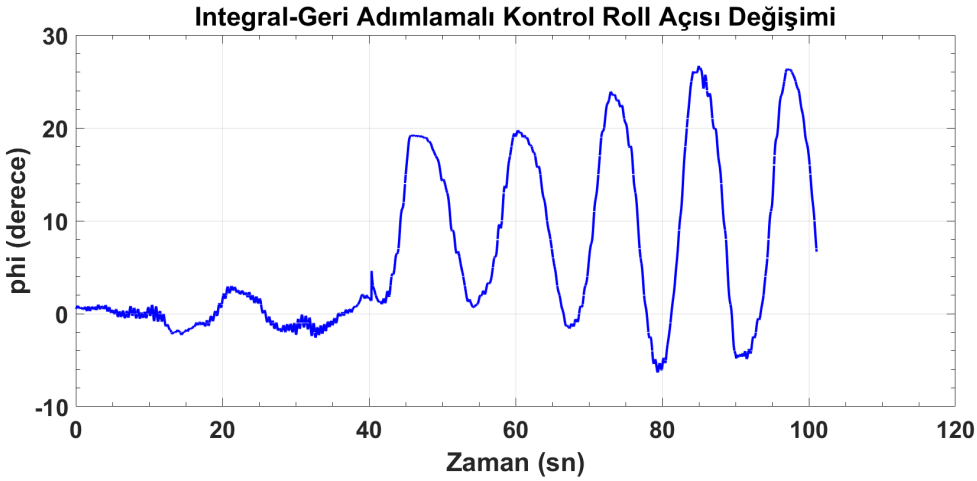
Açı değerinin oturma zamanı azalmakta ancak açı değerindeki salınım miktarı ve salınım frekansı artmaktadır.



Şekil 6.24 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=0.8 iken

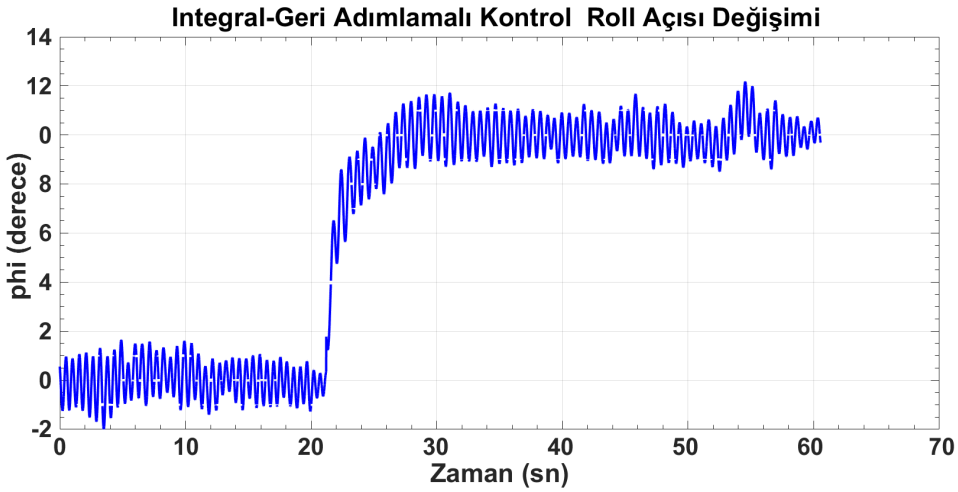
$beta_1$ değeri daha büyük seçilip 1.2 yapıldığında:

Sistem kararsız duruma geçmektedir.



Şekil 6.25 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket $beta_1$=1.2 iken

Bu çalışmada geri adımlamalı kontrolcünün yanında integral terimi de kullanılmıştı. Kontroldeki integral teriminin etkisinin de görülmesi adına integral kısmı 0.5 ile çarpılarak kontrol üzerindeki integral etkisi yarı yarıya azaltılırsa(Bu durum dolaylı yoldan $beta_1$'in etkisinin de azaltılması anlamına gelmektedir) :



Şekil 6.26 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket-integral teriminin etkisi yarıya indirildiğinde

Açı değerindeki salınım miktarı ve salınım frekansı artmıştır.

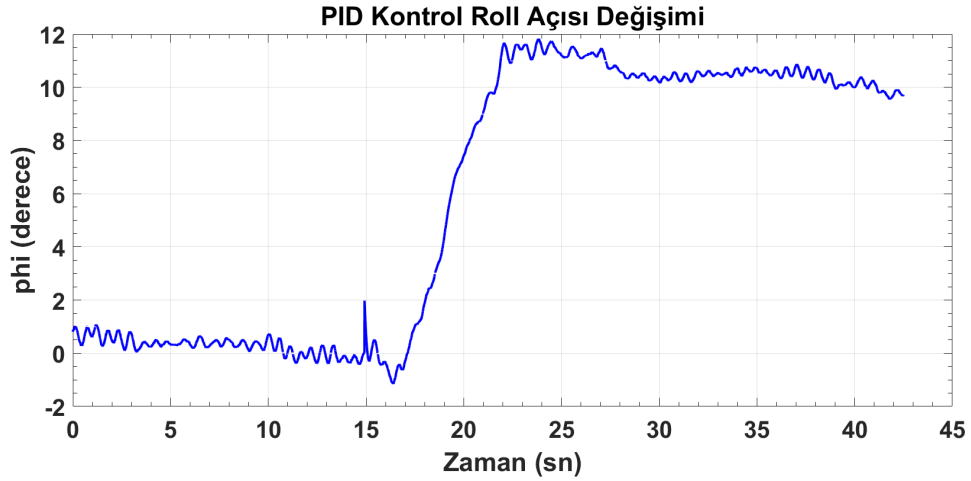
Sonuç olarak grafikler incelendiğinde kontrol için en uygun katsayıların,

$alpha_1$=0.13 , $alpha_2$=0.1 ve $beta_1$=1.1

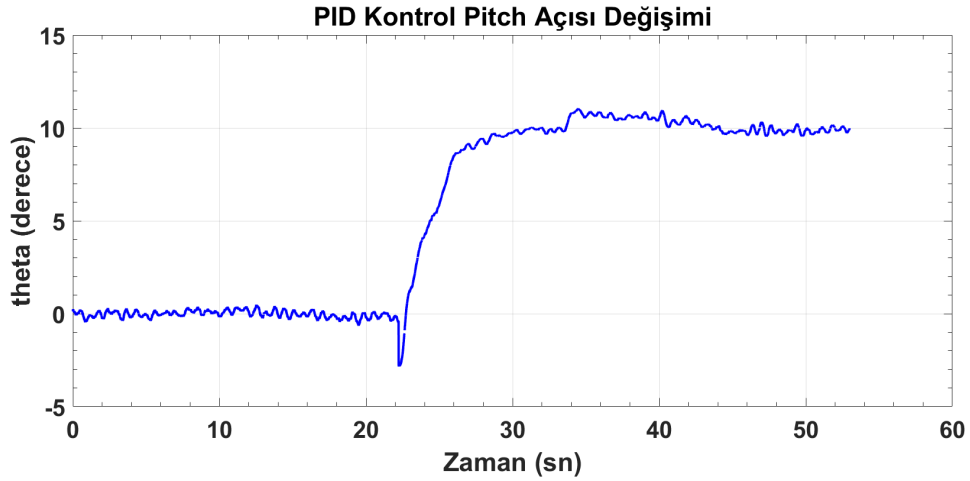
şeklinde olduğu tespit edilmiştir.

Aşağıdaki grafiklerde İntegral-Geri adımlamalı kontrolün sonuçlarının yanında PID kontrolcünün performans sonuçları da mevcuttur. Her iki kontrolcü için araca 10 derecelik yuvarlanma(roll) ve yunuslama(pitch) açıları yaptırılıp aracın bu açıları takip edip edemediğine bakılmıştır.

6.1.1 PID kontrolcüye ait grafikler

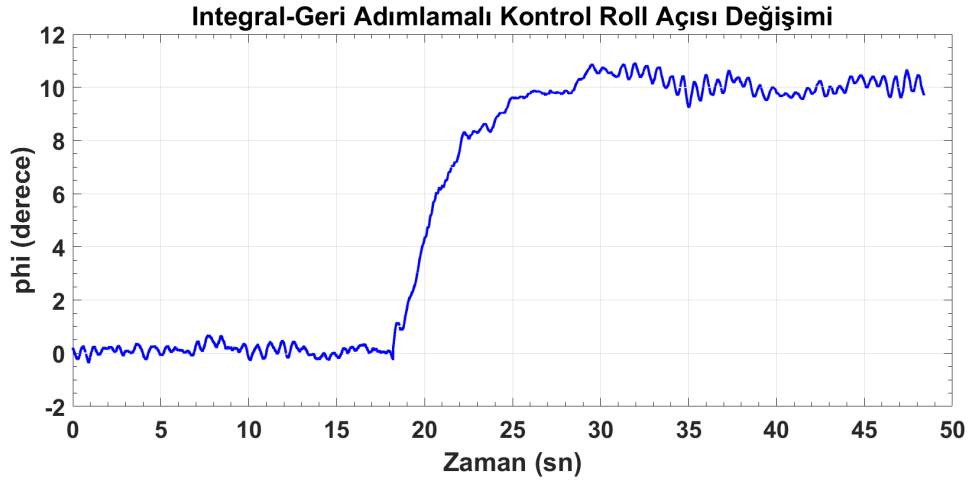


Şekil 6.27 PID kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket

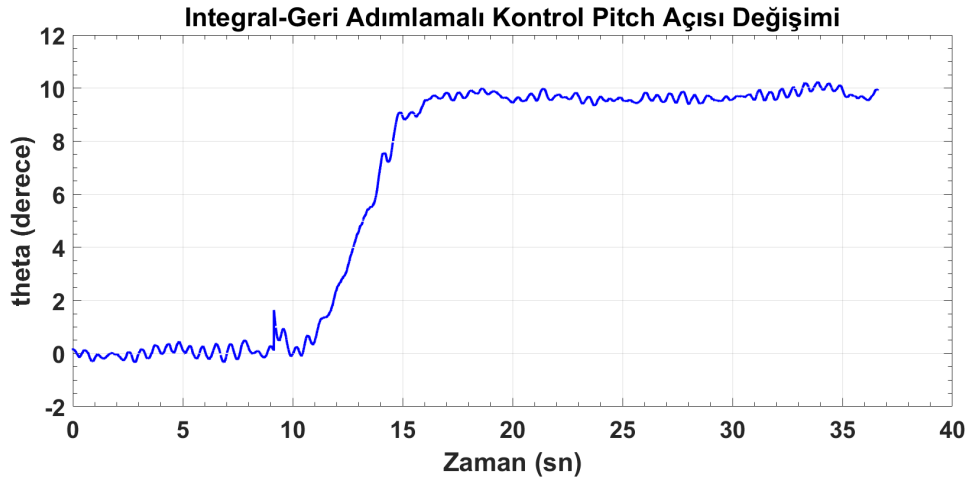


Şekil 6.28 PID kontrolcü-Pitch ekseninde 10 derecelik hareket

6.1.2 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcüye ait grafikler



Şekil 6.29 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Roll ekseninde 10 derecelik hareket



Şekil 6.30 İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü-Pitch ekseninde 10 derecelik hareket

7
Sonuç ve Öneriler

Bu çalışmada F450 model çerçeve üzerine inşa edilen insansız hava aracının Arduino Mega 2560 kontrol kartı ile İntegral-Geri adımlama yöntemi kullanılarak stabilizasyon ve yönelim kontrolü amaçlanmıştır. Kontrol katsayılarının bulunmasında bir takım optimizasyon yöntemlerinden faydalanılabileceği ve bu yöntemleri uygulamak için de ilk etapta MATLAB/Simulink ortamında araç modelinin oluşturulması ve bu model üzerinden araç kontrolünün sağlanması gerektiği düşünülmüştür.

Dört rotorlu bir insansız hava aracının kontrolüne yönelik yapılan çalışmada öncelikle araç-yer eksen tanımlamaları yapılmış ve aracın hareket denklemleri çıkartılmıştır. Hareket denklemlerinde sürtünme kuvvetleri, pervanelerin jiroskopik etkileri, pervanelere gelen kuvvetten dolayı pervane göbeğinin maruz kaldığı momentler, pervane kanatlarının ürettiği farklı kaldırma kuvvetlerinden dolayı oluşan moment etkileri vs. ihmal edilmiştir. Bunun yanında aracın havada asılı kaldığı hal göz önünde bulundurularak Euler açısal hızları ile araç eksenindeki açısal hızların aynı olduğu kabulü yapılmıştır.

Araç modeli MATLAB/Simulink ortamında oluşturulmuştur. İntegral-Geri adımlamalı kontrolcü de yine Simulink ortamında oluşturularak araç modeline uygulanmıştır. Araca X, Y, Z eksenlerinde ve yönelme(yaw) ekseninde basamak girişleri komut olarak verilip konum hatalarının toplamı sistem çıkışı olarak belirlenmiştir. PSO ve Nelder-Mead optimizasyon yöntemleri bu hatalar toplamını minimum yapacak katsayıları bulmak üzere simülasyon ortamında çalıştırılmıştır.

Elde edilen kontrol katsayıları kontrol denklemlerinde yerine koyularak Arduino Mega kontrol kartına yüklenmiştir. Yuvarlanma ve yunuslama eksenleri dışında diğer eksenlerin serbestlik dereceleri kısıtlanacak şekilde araç test düzeneğine bağlanmıştır. Düzeneğe bağlı halde araca yuvarlanma ve yunuslama eksenlerinde istenen açı komutları ayrı ayrı basamak fonksiyonu şeklinde verilerek aracın istenen açıya gidip gitmediği, ne kadar sürede gittiği, o açı değerinde stabil kalıp kalamadığı gibi durumlara bakılmıştır.

İntegral-Geri adımlama yöntemi, çalışmanın kontrol kısmındaki denklemlerde de gösterildiği gibi araç modeline direkt olarak bağlıdır. Bulunan kontrol katsayıları araç dinamik denklemlerinden elde edilen terimlerle işleme girdiğinden kontrolcünün performansı yine bu katsayılara da direkt olarak bağlıdır.

Yapılan bütün kabullere, basitleştirmelere ve ihmallere karşın İntegral-Geri adımlama kontrolü; araç modelinden ziyade hata odaklı çalışan PID kontrolle yaklaşık aynı performansı göstermiştir.

Dolayısıyla modellemenin daha detaylı yapılmasının ve kontrolü basitleştirmek adına yapılan bazı kabullerin yapılmamasının Integral-Geri adımlama kontrol yönteminin performansını iyileştireceği açıktır. Ayrıca açı bilgisi için mevcut çalışmada tamamlayıcı filtre(complimentary filter) kullanılmıştır. Bunun yerine gelecek çalışmalarda sistem durumlarından faydalanarak daha doğru ve gürültüsüz sonuçlar veren Kalman filtresinin kullanılması kontrol performansını artıracaktır.

Mevcut IMU'lar ile barometre kullanılarak yükseklik bilgisi net ölçülememektedir.

Mevcut çalışmada açı ve konum bilgilerini ölçmek için MPU6050 model IMU kullanılmıştır. Bu sensörden önce GY-80 model IMU da denenmiş ancak barometre hassasiyetinin beklenenden düşük olması sebebiyle yükseklik kontrolü yapılamamıştır.

Gelecek çalışmalarda açık alan uçuşları için GPS sensöründen yararlanılarak yükseklik bilgisi elde edilebilir.

Gelecek çalışmalarda üstünde durulacak bir başka konu da araç ağırlığının değişimi ve çevresel bozucu etkilerin araç kontrolündeki olumsuz etkilerinin bertaraf edilmesi olacaktır.

İnsansız hava aracının kendi çerçevesi haricinde ekstra ağırlık taşıması gereken ve görev durumuna göre aracın taşıdığı ağırlığın değişken olabildiği durumlar da mevcuttur(kargo paketi taşınması ya da askeri amaçlarla mühimmat taşınması gibi). Dolayısıyla aracın tasarım aşamasında kontrol algoritmasına girilen ağırlık değeri kullanım koşuluyla aynı olmayacaktır. Hatta ağırlığın araç üzerindeki yerleşimine göre ataletler de aracın boş haline göre farklı olabilir. Aracın taşıdığı ağırlık aracın altına bir halat, ip vs. gibi serbest salınımlı olarak bağlanırsa aracın üretmesi gereken itki kuvveti artacak, açısal yönelim hareketleri için gerekli torkları etkileyen atalet değerleri değişmeyecektir. Ancak taşınacak yük araca rijit şekilde bağlanırsa bu defa yükün kendi içindeki dağılımına göre modele girilen atalet değerlerinin de her bir dönüş ekseni için güncellenmesi gerekir. Bu durumların üstesinden gelmek için literatürde farklı yaklaşımlar mevcut olup bu yaklaşımların bazısında kontrolör yapısı

değiştirilmekte bazısında ise aracın ağırlığı, ataleti gibi bilgileri güncellenmektedir.

Bazı çalışmalarda adaptif kontrol yöntemleri seçilerek kontrolör katsayılarının anlık olarak değişebildiği durumlar oluşturulmuştur. Böylelikle kontrolörün tasarımı aşamasında belirlenen katsayılar aracın kullanım koşullarında araç modelinde oluşabilecek değişimlere ağırlık vs. göre anlık olarak güncellenebilecektir. Bu adaptasyon ayrıca rüzgâr gibi çevresel bozucu etkilerin de kontrol üzerindeki olumsuz etkilerini bertaraf etmektedir.

Ağırlık değişimi için kullanılabilecek yöntemlerinden biri de araç çerçevesi üzerindeki her bir kola yük hücresi yerleştirilerek kollarda oluşan gerilmeler ölçülüp aracın nominal durumu ile ağırlık eklenmiş durumu arasındaki fark kullanılarak yeni ağırlık değerinin güncellenmesi şeklinde olabilir. Nitekim literatürde uçuş öncesi ağırlık - motor itkisi kalibrasyonu yapmak amacıyla bu yöntem kullanılmaktadır.

Kullanılabilecek bir başka yöntem ise öncelikle uçuş öncesinde araç ağırlığını dengeleyecek olan motor dönüşlerinin tespit edilmesi ve daha sonra araç üzerine belirli ağırlıklar eklenerek her bir ağırlığa karşılık gelen motor dönüşleri miktarının kaydedilmesidir. Kaydedilen değerler kullanılarak ağırlık-motor dönüşü eğrisi çıkarılabilir. Daha sonra aracın ilk kalkış anı için motor dönüşleri değerine bakılarak araç ağırlığı tespit edilip kontrolöre ağırlık bilgisi gönderilebilir. Benzer şekilde aracın nominal durumu için araç test düzeneğine bağlanıp belirli motor hızı değişimleri ile yuvarlanma, yunuslama ve yönelme eksenlerinde araca açısal hareketler yaptırılıp IMU vasıtasıyla açısal hızlar ölçülüp daha sonra türev işlemiyle açısal ivmeye geçilir. Yine motor hızı değişimi – açısal ivme şeklinde bir eğri çıkarılır. Sonrasında bu eğri araç modelindeki atalet değerlerinin kullanım esnasında güncellenebilmesi için kullanılır. Araç uçuşa başlamadan önce araca önceden tanımlı hareketler yaptırılarak hem ağırlık için hem de ataletler için çıkarılan eğriler kalibrasyon amacıyla kullanılarak gerekli bilgiler kontrolöre gönderilir.

Kaynakça

[1] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," Epfl, Tech. Rep., 2007.

[2] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude stabilization of a vtol quadrotor aircraft," *IEEE Transactions on control systems technology, 14*, no. 3, pp. 562–571, 2006.

[3] E. Stingu and F. Lewis, "Design and implementation of a structured flight controller for a 6dof quadrotor using quaternions," in *2009 17th Mediterranean Conference on Control and Automation*, IEEE, 2009, pp. 1233–1238.

[4] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping control for a quadrotor helicopter," in *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, IEEE, 2006, pp. 3255–3260.

[5] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft," *IEEE Transactions on control systems technology, 12*, no. 4, pp. 510–516, 2004.

[6] C. Altın, *Dört rotorlu insansız hava aracının yükseklik ve konum kontrolü*, 2013.

[7] T. Jiřinec, *Stabilization and control of unmanned quadcopter*, 2011.

[8] E. Suiçmez, "Trajectory tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle (uav) via attitude and position control," *Educational & Industrial Television*, 2014.

[9] V. Praveen, S. Pillai, *et al.*, "Modeling and simulation of quadcopter using pıd controller," *International Journal of Control Theory and Applications, 9*, no. 15, pp. 7151–7158, 2016.

[10] E. Gopalakrishnan, "Quadcopter flight mechanics model and control algorithms," *Czech Technical University*, 2016.

[11] Vikipedi, *Alphonse pénaud vikipedi, özgür ansiklopedi*, [Erişim tarihi: 25-Mayıs-2019], 2016. [Online]. Available: %5Curl%7B//tr.wikipedia.org/w/index.php?%20title=Alphonse_P%C3%A9naud&oldid=16747869%7D.

[12] ——, *Wright kardeşler vikipedi, özgür ansiklopedi*, [Erişim tarihi: 25-Mayıs-2019], 2019. [Online]. Available: %5Curl%7B//tr.wikipedia.org/w/index.php?%20title=Wright_Karde%C5%9Fler&oldid=20552221%7D.

[13] M. Orsag and S. Bogdan, "Hybrid control of quadrotor," in *2009 17th Mediterranean Conference on Control and Automation*, IEEE, 2009, pp. 1239–1244.

[14] Vikipedi, *Helikopter vikipedi, özgür ansiklopedi*, [Erişim tarihi: 24-Mayıs-2019], 2018. [Online]. Available: %5Curl%7B//tr.wikipedia.org/w/index.php?title=Helikopter&oldid=20158891%7D.

[15] P.Lambermont, *Helicopters and autogyros of the world*, [Erişim tarihi: 25-Mayıs-2019], 1958. [Online]. Available: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bothezat.php.

[16] S. A. Al-Hiddabi, "Quadrotor control using feedback linearization with dynamic extension," in *2009 6th International Symposium on Mechatronics and its Applications*, IEEE, 2009, pp. 1–3.

[17] C. Coza and C. J. Macnab, "A new robust adaptive-fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization," in *NAFIPS 2006-2006 Annual Meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society*, IEEE, 2006, pp. 454–458.

[18] B. Özkan, "Mekatronik sistemlerde uygulanan belli başlı kontrol yöntemleri," *TÜBAV Bilim Dergisi, 2*, no. 3, pp. 302–316,

[19] A. Soumelidis, P. Gáspár, G. Regula, and B. Lantos, "Control of an experimental mini quad-rotor uav," in *2008 16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, IEEE, 2008, pp. 1252–1257.

[20] M. G. Earl and R. D'Andrea, "Real-time attitude estimation techniques applied to a four rotor helicopter," in *2004 43rd IEEE Conference on Decision and Control (CDC)(IEEE Cat. No. 04CH37601), 4*, IEEE, 2004, pp. 3956–3961.

[21] P. McKerrow, "Modelling the draganflyer four-rotor helicopter," in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004, 4*, IEEE, 2004, pp. 3596–3601.

[22] Yarpiz, *Particle swarm optimization*, [Erişim tarihi: 23-Mayıs-2019]. [Online]. Available: http://yarpiz.com/440/ytea101-particle-swarm-optimization-pso-in-%20matlab-video-tutorial.

[23] U. K. Çınar, *Nelder mead algoritması ve sınırlandırılmış optimizasyon*, [Erişim tarihi: 24-Mayıs-2019]. [Online]. Available: https://www.veribilimi.co/nelder-mead-algoritmasi-ve-optimizasyon/.

Tezden Üretilmiş Yayınlar

İletişim Bilgileri: canercopur59@hotmail.com

Konferans Bildirisi

1. Çopur, C. and Ömürlü V.E., (2019) "Integral-Backstepping Control of an Unmanned Aerial Vehicle", International Agean Symposium on Innovative Interdisciplinary Scientific Researches, 26-27 March 2019, İzmir, 31-40