



SELÇUK
ÜNİVERSİTESİ

T.C.
SELÇUK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



HELİKOPTERİN OTOMATİK İNİŞ VE
KALKIŞLARININ BULANIK MANTIK
YOLUYLA SAĞLANMASI

Murat HACIMURTAZAOĞLU

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Elektronik ve Bilgisayar Sistemleri
Eğitimi Anabilim Dalı

Ağustos - 2016
KONYA

TEZ KABUL VE ONAYI

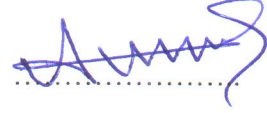
Murat HACIMURTAZAOĞLU tarafından hazırlanan “Helikopterin Otomatik İniş Ve Kalkışlarının Bulanık Mantık Yoluyla Sağlanması” adlı tez çalışması 08/08/2016 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektronik ve Bilgisayar Eğitimi Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Doç. Dr. Adem Alpaslan ALTUN



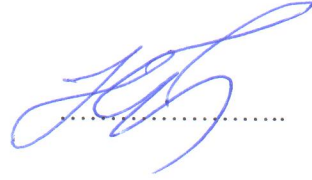
Danışman

Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ



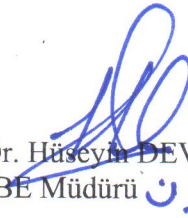
Üye

Yrd. Doç. Dr. Hasan Erdinç KOÇER



Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Doç. Dr. Hüseyin DEVECİ
FBE Müdürü

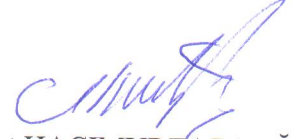


TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.



Murat HACIMURTAZAOĞLU

Tarih: 05.08.2016

ÖZET**YÜKSEK LİSANS****HELİKOPTERİN OTOMATİK İNİŞ VE KALKIŞLARININ BULANIK
MANTIK YOLUYLA SAĞLANMASI****Murat HACIMURTAZAOĞLU****Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektronik ve Bilgisayar Sistemleri Eğitimi Anabilim Dalı****Danışman: Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ****2016, 123 Sayfa****Jüri****Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ
Doç Dr. Adem Alparslan ALTUN
Yrd. Doç. Dr. Hasan Erdiñ KOÇER**

Bu çalışmada bir helikopterin iniş ve kalkışını insan kontrolü olmadan, belirtilen irtifa içinde, kendi başına yapması için kontrol ünitesi geliştirilmesi ve uygulaması amaçlanmıştır. Bu amaçla, helikopterlerin yapısı, aerodinamik yapısı, kontrol mekanizması ve kontrol sistemi, bu güne kadar insansız helikopter kontrol sistemi tasarımı ile ilgili çalışmalar araştırılmıştır. Bu tasarımlar ve helikopter kontrolü ile ilgili bilgi verilmiş ve elde edilen bilgilerin geliştirilecek olan kontrol sistemine katkıları, deney süreçleri ve sonuçları hakkında bilgi verilmesi amaçlanmıştır.

Helikopterin kontrol sistemi için bulanık kontrol ünitesi tasarlanması, elde edilen girdi değerlerin bu kontrol ünitesinde işlenerek çıkış değerlerinin üretilmesi ve uygulama yapılması amaçlanmıştır.

Uygulamada helikopterin bulunduğu eksen verileri (x, y, z koordinat verileri) giriş değer olarak alınacak ve okunan değerler filtrelenerek net giriş değerleri elde edilecektir. Elde edilen giriş değerleri bulanıklaştırma ve durulama işlemlerinden sonra helikopter üzerinde kontrol edecek olan ESC ve servo motor kontrollerine etki edecek net çıktı değerleri elde edilecektir.

Sonuç olarak, elde edilen deney ve simülasyon sonuçları incelenecek ve tasarlanan modelin uygulaması yapılmaya çalışılacaktır.

Anahtar Kelimeler: Bulanık kontrol, bulanık mantık kontrol sistemi, helikopter iniş ve kalkışı, helikopter kontrolü, insansız hava araçları

ABSTRACT**MS THESIS****PROVIDING AUTOMATIC LANDING AND TAKEOFF OF THE
HELICOPTER USING FUZZY LOGIC****Murat HACIMURTAZAOĞLU****THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
SELÇUK UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE / DOCTOR OF PHILOSOPHY
IN ELECTRONICS AND COMPUTER SYSTEMS EDUCATION BRANCH****Advisor: Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ****2016, 123 Pages****Jury****Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ
Doç Dr. Adem Alparslan ALTUN
Yrd. Doç. Dr. Hasan Erdiñ KOÇER**

In this project it is aimed to develop and implement control unit for the helicopter to do take off and landing within the signified altitude without human control. For this purpose, studies on physical and aerodynamic structures of helicopters, control mechanisms and control systems, and unmanned helicopter control system designs that have been done up till today have been explored. Information about these designs and helicopter control was brought and it is aimed to give insight into the contribution of information drawn on control system to be improved, test processes and results.

It is aimed to design fuzzy control unit for helicopter control system, creating and implementing output values after the input values are processed in this control unit.

In practice, the helicopter axis data (x, y, z coordinates data) will be taken as input values and input values obtained readings are filtered clear. After the obtained input values blur and rinsing process will impact on who will control the helicopter ESC and servo motor controls the net output value will be obtained.

As a result, experiment and simulation results will be examined and it will be tried to practice the implementation of the designed model.

Keywords: Fuzzy controllers, fuzzy logic control systems, helicopter landing and takeoff, helicopter control, unmanned air vehicles,

ÖNSÖZ

Helikopterler hareket kabiliyetlerinden dolayı her alanda kullanımı tercih edilen hava araçlarıdır. Döner kanatlı hava aracı olan helikopterlerin kontrol edilmesi de zor bir uğraşı gerektirmektedir. Ayrıca, gerek hava olayları, gerekse diğer unsurlar dikkate alındığında, tehlike arz eden uçuş durumları söz konusudur. Bu bağlamda, insansız hava araçları tehlike arz eden durumlar başta olmak üzere kullanım alanlarının geniş olması ile sürekli artan bir ilgiye sahiptir.

Bu tezin konusu olan “Helikopterin Otomatik İniş ve Kalkışlarının Bulanık Mantık Yoluyla Sağlanması” çalışması helikopterlerin gerek insansız uçuşunda iniş ve kalkışlarını kontrol edecek gerekse insanlı uçuşlarında iniş ve kalkış kontrollerinde pilota yardımcı olacak şekilde tasarlanmıştır. Yapılan çalışma helikopter kontrol sistemleri üzerinde yapılan araştırma ve çalışmalara örnek teşkil etmektedir.

Bu çalışmanın gerçekleştirilmesinde tavsiyeleri ve sabrından dolayı tez danışmanım Sayın Prof. Dr. Novruz ALLAHVERDİ’ye teşekkürlerimi sunarım. Çalışmam esnasında yardımlarını esirgemeyen ve beni motive etmek için gayret gösteren Doç. Dr. Adem Alparslan ALTUN’a ve Öğr. Gör. Dr. Nevzat ÖRNEK’e teşekkür ederim.

Göstermiş oldukları sabır ve desteklerinde dolayı sevgili aileme teşekkür ediyorum.

Yapmış olduğum çalışmayı kaynağı Yüce Kur’an olan “Biz her insanın kaderini; kendi çabasına bağlı kıldık.” (İsra – 13) ayetine inançla Yüce Milletime ithaf ediyorum.

Murat HACIMURTAZAOĞLU
KONYA-2016

İÇİNDEKİLER

ÖZET	1
ABSTRACT.....	2
ÖNSÖZ	3
İÇİNDEKİLER	4
SİMGELER VE KISALTMALAR	5
1. GİRİŞ	7
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	10
3. MATERYAL VE YÖNTEM.....	17
3.1. Materyal	17
3.1.1. Bulanık mantık.....	17
3.1.2. Helikopter sistemi	20
3.1.3. Helikopterin dinamik modeli	22
3.1.4. Helikopter uçuş kontrolü	28
3.1.5. Model helikopter.....	31
3.2. Yöntem.....	40
3.2.1. Bulanık uzman sistemin (BUS) tasarlanması	40
3.2.2. Model helikopter BUS genel yapısı.....	51
4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....	77
4.2. Model İçin BUS Biriminin Tasarlanması	77
4.2.1. Giriş değerlerinin belirlenmesi	77
4.2.2. Bulanık çıkış değişkenleri.....	79
4.2.3. Giriş ve çıkış değerleri için bulanık ifadelerin elde edilmesi	79
4.3. Bulanık Kontrol İle Gerçek Zamanlı Kontrol Simülasyon Sonuçları.....	92
4.3.1. İniş ve kalkış hareketinin bulanık kontrolü.....	93
4.3.2. Dönme hareketi bulanık kontrolü	95
4.3.3. Yalpalama hareketi bulanık kontrolü.....	97
4.3.4. Yönelme hareketi bulanık kontrolü	100
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	103
5.1 Sonuçlar	103
5.2 Öneriler	105
KAYNAKLAR	106
EKLER	109
ÖZGEÇMİŞ	123

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

cm	: Santimetre
Dx, Dy, Dz	: (sırasıyla) x, y ve z koordinat değerleri için konum bilgisi
g	: G kuvveti
h	: Kafa (head) konumu
m	: (Alt küme hesaplamasında) Hedef değer
m_mesafe	: Mesafe verisi
n	: Hesaplanan alt küme
R	: Helikopter konumu (Vektörel)
Rx, Ry, Rz	: (Sırasıyla) x, y ve z ekseninde helikopterin konum bileşenleri
p, q, r	: (Sırasıyla) x, y ve z yönündeki açısız hız
s	: Hassasiyet
t	: Bulanık alt küme sayısı
u col	: Collective kontrol girişi (dikey hareket)
u lat	: Yanlamasına kontrol girişi
u long	: Uzunlamasına kontrol girişi
u ped	: Dümen kontrol girişi
us	: Mikro saniye
u, v, w	: (Sırasıyla) x, y ve z yönündeki doğrusal hız
x, y, z	: (Sırasıyla) x, y ve z yönündeki doğrusal yer değiştirme
μ	: Üyelik işlevi (Bulanık Küme)
$\mu(u_i)$: Üyelik fonksiyonu
ϕ, θ, ψ	: (Sırasıyla) x, y ve z yönündeki açısız yer değiştirme
Ω	: Ana rotor hız girişi
Θ	: Açısız yer değiştirme vektörü
\forall	: Her bir eleman değeri için
U	: Durulama işlemi sonucu uygulanacak kesin değer
u_i	: Bulanık mantık denetim çıkışı

Kısaltmalar

aileron_deg	: Aileron servosu pwm değeri
aileron_servo	: Aileron kontrol servosu
AS	: Aileron servo pozisyon değeri
BF	: Gövdeye sabitlenmiş eksen takımı
BUS	: Bulanık uzman sistem
ce	: Hata değişimi
C#	: Visual Studio C# programlama dili
dc	: Doğru akım
e	: Hata
EF	: Eksen takımı
elevator_deg	: Elevator servosu pwm değeri
elevator_servo	: Elevator kontrol servosu
ES	: Elevator servo pozisyon değeri
ESC	: Elektronik hız kontrolcüsü
HP	: Helikopter göbek düzlemi
HS	: Hata sıfır

GND	: Toprak (- uç)
I2C	: Tümleşik devreler arası haberleşme (Inter integrated circuit)
imu	: Gyro+ivmeölçer+manyetik pusula (inertial measurement unit)
max	: En büyük değer
Mh	: Model helikopter
min	: En küçük değer
M1	: Elevator servo
M2	: Pitch servo
M3	: Aileron servo
M4	: Kuyruk servo
NB	: Negatif büyük
NHB	: Negatif hata büyük
NHK	: Negatif hata küçük
NHO	: Negatif hatat orta
NK	: Negatif küçük
NO	: Negatif orta
PB	: Pozitif büyük
PHB	: Pozitif hata büyük
PHK	: Pozitif hata küçük
PHO	: Pozitif hata orta
PID	: Orantılı integral türetme (proportional–integral–derivative)
pitch_deg	: Collective pwm değeri
pitch_servo	: Collective servo (kollektif servo)
PK	: Pozitif küçük
PO	: Pozitif orta
PS	: Pitch servo pozisyon değeri
pulse	: Sinyal değeri
pwm	: Sinyal genişlik modülasyonu (Pulse width modulation)
RMce	: Mesafe verisinden okunan hata değışim değeri
Rme	: Mesafe verisinden okunan hata değeri
rpm	: (Revolution per moment) Dakikadaki devir sayısı
RXce, RYce, RZce	: (Sırasıyla) x, y ve konumlarından okunan hata değışim değeri
RXe, RYe, RZe	: (Sırasıyla) x, y ve konumlarından okunan hata değeri
S	: Sıfır
SCL	: Seri saat hattı (Serial clock line)
SDA	: Seri data hattı (Serial data line)
SF	: Uzaysal eksen takımı
tail_deg	: Kuyruk servosu pwm değeri
tail_servo	: Kuyruk servosu
TS	: Kuyruk servo pozisyon değeri
TTP	: Helikopter uç yol düzlemi
UAV / İHA	: (Unmanned air vehicles) İnsansız hava aracı
Vdd	: Besleme gerilimi (+ uç)
USB	: Universal serial port
x, y, z	: Koordinat verileri, eksen takımları
ZeroG	: 0 G kuvveti

1. GİRİŞ

Helikopterler, alan ve zemin tipi ayırmaksızın iniş ve kalkış hareketleri yapabilme ve havada askıda kalabilme kabiliyetine sahip olmalarından dolayı havacılık alanından yararlanan pek çok sektörde sıkça kullanılan hava araçlarıdır. Helikopterlerin itki, kaldırma ve kontrol kuvvetleri döner kanatları sayesinde sağlanmaktadır. Döner kanatlı araçlarda eksen üzerine uygulanan kuvvet haricinde diğer eksenler üzerinde istenmeyen etkilerinden kaynaklanan hareketlerin meydana gelmesiyle kontrol edilmesi oldukça zor hava araçlarıdır. Bu doğrultuda hava aracının belirtilen konum doğrultusunda hareketini sağlanması, çok yönlü kontrol hareketlerinin yapılması ve bu hareketleri destekleyecek kontrol sistemlerinin geliştirilmesini gerekli kılmaktadır.

Helikopterler pek çok şekil ve boyutta olabilirler. Ancak hepsinde aynı ana bileşenler kullanılır. Helikopteri oluşturan bileşenler, yük ve mürettebatın taşındığı kabin; motor gibi çeşitli parçaların eklendiği gövde; motordan gelen gücü, helikopterin uçuş aerodinamiğini sağlayan ana rotora taşıyan sistem (transmission); uzunlamasına, yanlamasına ve dikey itkiyi sağlayan ana rotor; pervanelerin dönmesiyle oluşacak olan torku dengelemek için ters tork oluşturmak amacıyla, bazı tip helikopterlerde kullanılan kuyruk rotor sistemi (tail rotor system); kızak, tekerlek, kayak ya da yüzebilen iniş takımları olarak sınıflandırılabilir (Anonymous, 2000). Şekil 1.1.'de helikopter bileşenleri gösterilmektedir.



Şekil 1.1. Helikopter bileşenleri

İnsansız hava cihazları, operatöre gerek duymadan hareket edebilen, havalanması ve uçabilmesi için aerodinamik etkileri kullanan, uzaktan kumanda edilebilir ya da otonom bir şekilde uçabilen hava araçlarıdır. İnsansız hava cihazlarının bu özellikleri, özellikle de operatöre ihtiyaç duymaması, insanlar tarafından çeşitli zor ve tehlikeli görevleri yerine getirmek amacıyla kullanılan son derece önemli araçlardır. Bu cihazların büyük öneme sahip olmaları, özellikle son yıllarda, bu tarz cihazlar

üzerinde kapsamlı araştırma çalışmaları yapılmasını ve bu teknolojinin ilgiyle takip edilmesini sağlamıştır.

İnsansız helikopter sistemleri öncelikli olarak gözlem ve keşif amacıyla geliştirilmiştir. Genellikle görüntü aktarımı, keşif ve ayrıntılı topoğrafik inceleme yapma amacıyla kullanılmaktadır. Günümüzde bu araçlar güvenlik, savunma, haritalandırma, keşif uçuşları alanlarında kullanılmaktadır.

İnsansız hava cihazları, doğal afetlerde kurtarma araçları, uzun süreli uçuşlarda aynı performansla hareket ve görev yapabilme kabiliyetleri, casus uçuşlar, güvenlik, askeri ve sivil alanda pek çok amaç için kullanılabilir.

Sabit kanatlı İHA'lar, döner kanatlı olan İHA'lara nazaran daha fazla tercih edilmektedir. Bunun temel nedeni sabit kanatlı İHA'ların basit yapıda olması, kolay imal edilmesi, bakım kolaylığı sağlaması, uzun menzilli olması, yüksek hızlı olması, kararlı olmaları ve yüksek verim alınabilmesidir.

Basit yapıda olması, dinamik birleşikliğinin olmaması ve simetrik olması nedeniyle sabit kanatlı İHA'larda kontrolcü tasarımı daha kolay bir şekilde gerçekleştirilmektedir (Shim, 2000).

Kalkış yapılacak ortamın uygunluğu, dikey kalkışın, havada askıda kalma durumunun, kendi etrafında dönme, yan gidiş, düşük hızda hareket gibi helikoptere özgü hareketlerin gereksinim duyulduğu durumlarda İnsansız helikopterlerin kullanılması avantaj sağlamaktadır.

Bu projede daha önceden yapılmış olan insansız hava cihazı uygulamaları ve kontrol sistemin modellemesi, çeşitli amaçlarla kullanılan helikopterlerin temel yapıları, hareket prensipleri ve özellikleri hakkında bilgi edinilmesi amaçlanmıştır. Edinilen bilgiler doğrultusunda, helikopterin iniş ve kalkışında etki eden faktörler dikkate alınarak, bulanık mantık yardımı ile esnek (yumuşak) bir iniş düzeneğinin tasarlanması amaçlanmıştır.

Tasarlanan sistem sonucunda, belirtilen konum doğrultusunda helikopterin iniş ve kalkış hareketini sağlayacak düzeneğin bulanık uzman sistemi (bus) yardımıyla yapılması öngörülmektedir. Yapılan çalışmada model helikopter üzerine sensörler yerleştirilerek konum ve mesafe değerleri okunmaktadır. Okunan değerler kontrol kartı (arduino) ile ana bilgisayara gönderilmekte ve bilgisayar üzerinde kontrol işlemi gerçekleştirilmektedir. Belirtilen hedef konum üzerinde hareket kontrolleri için motor pozisyon değerleri üretilerek kontrol kartı üzerinden model üzerindeki motorlar kontrol edilmektedir. Kontrol sisteminin tasarımı ve testler için gerçek zamanlı bir test

platformu geliştirilmiştir. Çalışma sonuçları test platformu üzerinde gerçekleştirilerek sonuçlar incelenmiştir.

Yapılan çalışma sonunda elde edilen sonuçların verimliliği değerlendirilerek, en iyi düzeye getirilip tasarlanan kontrol sisteminin daha sonraki süreçte gerçek bir helikopter sistemi üzerinde denenmesi amaçlanmaktadır. Bu amaca ulaşmak için öncelikle bir deney düzeneğinin hazırlanması ve modelin girdi ve çıktılarının işlenerek uygun sonuçlarla sistem üzerinde denenmesi düşünülmektedir.



2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Helikopter kontrol çalışmaları incelendiğinde, tek ana rotor ve kuyruk rotoruna sahip helikopterlerin kontrolleri zor olduğundan yapılan çalışmaların çoğunun dört ve daha fazla rotorlu hava araçlarını kontrol amacıyla yapıldığı görülmektedir. Bu bölümde helikopter kontrol çalışmaları ile ilgili literatürdeki çalışmalara yer verilmiştir.

Kadmiry ve Driankov (Kadmiry ve Driankov, 2001), IFSA World Congress and 20th NAFIPS International Conferance’da sunmuş oldukları, “Fuzzy control of an autonomous helicopter” isimli çalışmalarında, bulanık mantık kullanarak insansız helikopterin yatay hız kontrolünü gerçekleştirmeyi amaçlamışlardır. Helikopterin istenilen irtifada yatay hızını kontrol eden çalışmalarında Mamdani ve Takagi – Sugeno bulanık kontrol sistemlerini kullanmışlardır.

Iakovou (Iakovou, 2002), University of Twente’de, yüksek lisans tez çalışması olarak “Fuzzy Control for Helicopter Aviation” adlı bulanık kontrol ile helikopter uçuş kontrolü çalışmasını gerçekleştirmiştir. Çalışmasında Matlab kullanarak helikopterin matematiksel modeli ve bulanık kontrol sistemi geliştirmiştir. Çalışmasının sonuçlarının Matlab Gui kullanarak test etmiştir.

Kıyak’ın (Kıyak, 2003), Anadolu Üniversitesi’nde, “Bulanık Mantık Yöntemiyle Uçuş Kontrol Uygulamaları” isimli, bir uçağın yatay eksen üzerindeki hareketinde hız ve irtifanın bulanık mantıkla modellemesi ve iniş aşamasında uygun taşıma kuvveti yaratması için uçak kanadında uygun açının verilmesi problemlerine çözüm getirmeye yönelik çalışması bulunmaktadır.

Tanaka ve arkadaşlarının (Tanaka ve ark., 2004) , IEEE Control Systems Society’de yayınlanan, “A practical design approach to stabilization of a 3_Dof Rc helicopter” isimli çalışmalarında 3 eksen pusula serbestlik derecesine sahip RC helikopter tasarlanmıştır. Tasarlanan çalışmada Takagi-Sugeno bulanık modeli kullanılmış ve helikopterin doğrusal olmayan bulanık modeli oluşturulmuştur.

Kadmiry ve Driankov’un (Kadmiry ve Driankov, 2004), Fussy Sets and System’de yayınlanan, “A fuzzy flight controller combining liguistic and model-based fuzzy control” adlı çalışmalarında, insansız helikopterlerin manevra kabiliyetlerini sağlayan bulanık uçuş kontrolcüsü tasarlanması amaçlanmıştır. Yapılan çalışma APID-MK3’ün doğrusal olmayan MIMO modeli kullanılarak test edilmiştir.

Fogh ve arkadaşları (Fogh ve ark., 2004), Aalborg Üniversitesi’nde (AAU) yapmış oldukları “Autonomous Helicopter” adlı çalışmalarında özerk helikopter

modellemesi ve kontrol çalışmalarını YAMAHA R 50 model helikopter üzerinde gerçekleştirmiştir.

Hald ve arkadaşları (Hald ve ark., 2005), Aalborg Üniversitesi'nde (AAU) yapmış oldukları “Autonomous Helicopter – Modelling and Control” adlı çalışmalarında özerk bir helikopterin modellemesi ve kontrol edilmesi üzerine çalışma gerçekleştirmişlerdir.

Jensen ve Nielson (Jensen ve Nielsen, 2005), Aalborg Üniversitesi'nde (AAU) yapmış oldukları “Robust Control of Autonomous Helicopter” adlı çalışmalarında özerk bir helikopterin dayanıklılık kontrolü Futura SE model bir model helikopter üzerinde modelleme gerçekleştirmişlerdir. Yapılan çalışma model doğrulama ve Futura SE model helikopter için kumanda kontrolünü hedeflemektedir.

Işık (Işık, 2006), Anadolu Üniversitesi'nde, doktora tez çalışması olarak, “Genetik Algoritma Tabanlı Bulanık Kontrolün Uçuş Kontrol Sistem Tasarımına Uygulanması” adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada uçuş kontrol sisteminde irtifa kontrolünün genetik bulanık PD denetleyici kullanılarak tasarımı incelenmiştir.

Demirci (Demirci, 2006), İstanbul Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “Donanım İçeren Simülasyon Sistemleri ve Simülatör Tasarımı” adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada donanım içeren simülasyonlar ve gerçek zamanlı simülasyonlar hakkında araştırma ve örnek uygulama yapılmıştır. Helikopter kontrol sisteminin tasarımı ve testleri için gerçek zamanlı helikopter simülatörü geliştirilmiştir.

Molenaar (Molenaar, 2007), Technische Universiteit Eindhoven'da, doktora tez çalışması olarak, “Model Predictive Control to Autonomous Helicopter Flight” adlı özerk bir helikopterin model öngörülü kontrol çalışmasını gerçekleştirmiştir. Çalışmalarında helikopter dizaynı, helikopterin LQR ile ve MPC ile kontrol çalışmaları ve simulink üzerinde modelleme tanımlamaları hakkında bilgi sunulmuştur.

Erginer (Erginer, 2007), İstanbul Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “Quadrotor Vtol Aracının Modellenmesi ve Kontrolü” isimli çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada quadrotor helikopterin matematiksel modeli çıkartılmıştır. Modeli kontrol edebilmek için PD ve bulanık PD kontrolcüler tasarlanmıştır.

Mete (Mete, 2007), İstanbul Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “Helikopter Rotor Performansının Sayısal Analizi” adlı çalışmasını

gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada iki palalı izole edilmiş bir rotor sistemi sayısal analizi için oluşturulan simülasyonların doğruluğunu test etmek amacıyla kullanılmıştır.

Yılmaz (Yılmaz, 2008), Orta Doğu Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, "Gerçekçiliği Değişken Helikopter Modellerinin Değerlendirilmesi ve Karşılaştırılması" adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada değişik gerçekçilik seviyelerine sahip UH-1H helikopter simülasyon modellerinin geliştirilmesi, test edilmesi ve karşılaştırılması süreçleri hakkında bilgi verilmiştir.

Vural (Vural, 2008), İstanbul Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, "Küçük Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı" adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada uzunlamasına ve yanlamasına kontrolör tasarımı klasik kontrol, lineer kuadratik regülatör tasarımı ve bulanık mantık temelli kontrol olarak 3 metotla gerçekleştirilmiş ve metotlar karşılaştırılmıştır.

Köse ve arkadaşları (Köse ve ark., 2008), Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi dergisinde yayınlanan "Küçük Ölçekli İnsansız Helikopter Kontrol Deney Seti Tasarımı ve Simülasyonu" adlı çalışmalarında PIC16f84A mikro denetleyici kullanarak küçük ölçekli insansız helikopter için, helikopter üzerindeki tork ve anti tork etkisini gözlemleyebildikleri, deney seti gerçekleştirmişlerdir. Oluşturdukları sistemin matematiksel modelini Matlab/Simulink programıyla simülasyon etmişlerdir. Deney sonucu elde ettikleri değerler ile simülasyon sonucu elde ettikleri değerleri karşılaştırmışlardır.

Raptis ve arkadaşları (Raptis ve ark., 2009), Journal of Intelligent & Robotic Systems'de yayınlanan, "System Identification for a Miniature Helicopter at Hover Using Fuzzy Models" adlı çalışmalarında helikopterin askıda kalma hareketi için uygun sistem tanımlama yöntemi sunmayı amaçlamışlardır. Tasarlanan kontrol modelinde Takagi - Sugeno bulanık sistemi kullanılmıştır. Tasarlanan sistemin uygulaması X-Plane uçuş simülatörü üzerinde test edilmiştir.

Ateş (Ateş, 2009), İstanbul Teknik Üniversitesi'nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, "Küçük Bir Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı" adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Yapmış olduğu çalışmada küçük bir insansız hava aracının otonom olarak verilen koordinatlara hareketini sağlayacak oto pilot sistemi ve otonom kalkış ve iniş hareketini sağlayacak algoritma geliştirmeyi amaçlamıştır. Çalışması için Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarında tasarlanmış olan mikroaviyonik sistem kullanmıştır. Kullandığı sistemi test etme amacıyla öncelikli olarak yer aracında test etmiştir. Yer aracında yapılan test sonucu sistem küçük bir hava aracına aktarılarak test edilmiştir.

Yapılan çalışmada HIL simülatörü kullanılmış ve simülatör üzerinden kontrol döngüleri tasarlanmış ve hava aracında test edilmiştir.

Ömürlü ve arkadaşları (Ömürlü ve ark., 2009) yapmış oldukları “İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Uçuş Kontrol Sistemi” adlı çalışmada, farklı kontrol algoritmalarının denenmesi amacıyla, yere sabit, sınırlı/kontrollü serbestlik derecesine sahip dört rotorlu bir helikopterin tasarımı gerçekleştirilmiştir. Sistemin serbestlik derecesi sınırlandırılarak, yükselme, yunuslama, yalpalama ve sapma hareketlerinin birbirinden bağımsız kontrolüyle, algoritmaların etkilerini incelemeyi hedeflemişlerdir. Mekanik, mekatronik ve yazılım bazında tasarım anlatılmış ve sonuçta sistem ve simülasyon çıktıları birbiriyle karşılaştırılarak deney sisteminin kullanılabilirliği gösterilmeye çalışılmıştır.

Franko (Franko, 2010), İstanbul Teknik Üniversitesi’nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “İnsansız Helikopterin Model Öngörülü Kontrolü” adlı çalışmasını yapmıştır. Çalışmasında helikopterin doğrusal olmayan dinamik modelini incelemiştir. LQR ve MPC tipi kontrolcü üzerinde kontrol çalışmalarının sonuçlarını incelemiştir.

Özçukurlu (Özçukurlu, 2010), Başkent Üniversitesi’nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “Helikopter Denetimi Uygulamaları” adlı çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada, helikopterin dikey, yanal ve boylamasına hareketlerinin analizlerinin yapılması ve helikopter için model oluşturulması hakkında bilgi sunulmuştur.

Buğday (Buğday, 2010), Tobb Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi’nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “İki Eksenli Bir Helikopterin Kontrolü” isimli çalışmasını gerçekleştirmiştir. Bu çalışmada 2 eksen helikopterin kontrolü, gerçek zamanlı kontrol uygulaması, 2 eksen helikopter modeli hakkında bilgi sunulmaktadır.

Hoffman ve arkadaşları (Hoffmann ve ark., 2011), The 2nd IFAC Workshop on Dependable Control of Discrete Systems için yapmış oldukları, “Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed” adlı çalışmada quadrotor helikopter için aerodinamik model sunmaktadır. Modelin kontrolörlerini, mevcut yöntemleri kullanarak elde edilen ve mevcut yöntemlere göre gelişme gösterdiklerini düşündükleri STARMAC test platformunda gerçekleştirmişlerdir. Test platformu tasarımı hakkında bilgi sunulmuş ve uçuş sonuçları quadrotor üzerinde gösterilmiştir.

Joelianto ve arkadaşları (Joelianto ve ark., 2011), Aircraft Engineering and Aerospace Technology’de yayınlanan, “Model predictive control for autonomous

unmanned helicopters” adlı çalışmalarında model tahmin kontrolü yöntemini kullanarak küçük ölçekli helikopterin kontrol çalışmasını yapmayı amaçlamışlardır.

Dai ve arkadaşları (Dai ve ark., 2011), 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications için yapmış oldukları, “Fuzzy control for the autonomous airship” adlı çalışmada deneysel olarak hazırlanmış insansız hava aracı için bulanık kontrol sistemi tasarlamıştır. Sistem belirtilen hedef noktaya hava aracını en kısa sürede ulaştıracak navigasyonu kontrol etmek amacıyla programlanmıştır. Sistem tasarımı sonucunda test amacıyla pid kontrol de uygulanmıştır. Karşılaştırma sonucunda bulanık kontrolün daha geçerli olduğu belirtilmektedir.

Bayraktar ve arkadaşları (Bayraktar ve ark., 2012), Hava Harp Okulu’nda, “İnsansız Hava Araçları İçin Otonom İniş Sistemi Simülatörü Tasarımı” adlı çalışmasıyla bulanık mantık tabanlı otonom iniş gerçekleştirebilen bir İHA sistemi için simülatör dizaynını ele alan bir çalışma gerçekleştirmiştir.

Tanaka ve arkadaşları (Tanaka ve ark., 2012), 51st IEEE Conference on Decision and Control için yapmış oldukları, “A Takagi-Sugeno fuzzy model approach to vision-based control of a micro helicopter” isimli çalışmalarında bir tek görsel sensörden geri bildirim sunarak mikro helikopter kontrolünün gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır. Helikopter kontrolü kamera yardımıyla, paralel izleme ve haritalama yaparak gerçekleştirilmektedir. 6 serbestlik derecesine sahip test helikopterinin doğrusal olmayan dinamik modeli Takagi-Sugeno bulanık modeli ile dönüştürüldüğü görülmektedir.

Camilleri ve arkadaşları (Camilleri ve ark., 2012), 16th IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference da yayınlanan, “Autonomous flight control for an RC helicopter” adlı çalışmasında RC helikopter için simülasyon ortamında gerçekleştirilen oto pilot sistemi tasarlamışlardır. Sistem kontrolünü kolaylaştırmak amacıyla bulanık mantık kullanılarak tasarlanmıştır. Sistem kullanıcı tarafından tanımlanmış herhangi bir konuma ulaşmak için helikopterin sapma hareketini sabit tutarak kalkış ve iniş işlemini kontrol etmektedir.

Gül ve Arısoy (Gül ve Arısoy, 2013), Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisinde yayınlanan, “Dört Rotorlu Hava Aracı İçin Gerçek Zamanda Bulanık Mantıkla Kontrolör Tasarımı” adlı çalışmalarında doğrusal olmayan dinamiklere sahip dört rotorlu hava aracının oryantasyon kontrolü için gerçek zamanlı deneysel ortam kullanarak bulanık mantık ile kontrolör tasarlamayı amaçlamışlardır. Yaptıkları çalışmada, bulanık mantık ile tasarlanan kontrolörden elde ettikleri performans ile

klasik PID ile gerçekleştirdikleri kontrolör performansı karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda bulanık kontrolörün performansının yörünge takibi açısından daha başarılı olduğu belirtilmektedir.

Abbasi ve Mahjoob (Abbasi ve Mahjoob, 2013) “Controlling of Quadrotor UAV Using a Fuzzy System for Tuning the PID Gains in Hovering Mode” adlı çalışmalarında dört rotorlu quadrotor hava aracının dikey kalkış ve iniş kontrolünü sağlamayı amaçlamışlardır. Sistemin matematiksel modelini Euler-Newton denklemleri ile ifade etmektedirler. Sistemi gerçekleştirmek için klasik kontrol ve bulanık kontrol kullanılmıştır. Sistemi test etmek için Matlab Simulink kullanılmıştır. Performans testleri sonucunda klasik kontrolün daha elverişli olduğu ifade edilmektedir.

Ye ve arkadaşları (Ye ve ark., 2013), 25th Chinese Control and Decision Conference’da yayınlanan, “Fuzzy control of small-scale unmanned helicopter” adlı çalışmada küçük ölçekteki insansız helikopterin uçuş karakteristiği analiz edilmektedir. Yapılan çalışmada uzman pilot bilgi ve tecrübesinden yararlanılarak durum, irtifa ve pozisyon kontrolü için bulanık kurallar oluşturulmuştur. Yükseklik, enlem ve boylamdaki sapmaları kontrol için bulanık kontrolcü tasarlanmıştır. Kontrolörleri uygulamak için uçuş simülasyon ortamı oluşturulmuştur.

Koçer (Koçer, 2014), İstanbul Teknik Üniversitesi’nde, yüksek lisans tez çalışması olarak, “Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellemesi ve Kontrolü” isimli çalışmasını gerçekleştirmiştir. Çalışmada modelleme için T-REX 450 model helikopter kullanmıştır. Helikopterin matematiksel modeli oluşturulmuştur. Matlab Simulink ile doğrusal olmayan model doğrulanmış ve doğrusal modele uygulanan kararlılık testleri sonucunda kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Khizer ve arkadaşlarının (Khizer ve ark., 2014), Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science’de yayınlanan, “Takagi-Sugeno Fuzzy Model Identification for Small Scale Unmanned Helicopter” adlı çalışmalarında, küçük bir insansız hava aracının askıda uçuşu için Takagi Sugeno bulanık modeline dayalı tanımlama sistemi üzerine bilgi sunulmaktadır. İnsansız helikopterin, bilinmeyen, doğrusal olmayan modeli Takagi Sugeno sistemi ile belirlenmektedir. Elde edilen değerler X-Plane uçuş simülatörü ile test edilmektedir.

Khanesar ve Kayacan’ın (Khanesar ve Kayacan, 2015) yapmış oldukları, Recent Advances in Sliding Modes: From Control to Intelligent Meshatronics’de yayınlanan, “Controlling the Pitch and Yaw Angles of a 2-DOF Helicopter Using Interval Type-2 Fuzzy Neural Networks” adlı çalışmalarında, 2 serbestlik derecesi, dönme ve

yunuslama hareketlerini kontrol için tip-2 bulanık sinir ağı kullanarak kontrolcü tasarlamışlardır. Kontrolörde tip-2 bulanık sinir ağı ile geleneksel kontrolcü birlikte kullanılmıştır. Yaptıkları çalışmanın simülasyon sonuçlarında, önerdikleri kontrol algoritması ile pitch ve yaw açıları için referans sinyallerinin izlenebileceğinin mümkün olduğunu ifade etmektedirler.

Karaman ve arkadaşlarının (Karaman ve ark., 2015), 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO) konferansında sundukları, “Controlling 3-DOF helicopter via fuzzy PID controller” adlı çalışmalarında, doğrusal olmayan 3 serbestlik derecesine sahip helikopterin gerçek zamanlı bulanık PID kontrolörünü gerçekleştirecek çalışma gerçekleştirmişlerdir. Yapılan çalışmayı kontrol etmek için deney düzeneği olarak Quanser 3 serbestlik dereceli helikopter sistemi kullanılmıştır.

Shim ve arkadaşlarının (Shim ve ark., 2016), International Conference on Unmanned Aircraft System (ICUAS) konferansında sunmuş oldukları, “Hybrid fuzzy-PID control and modeling of coaxial rotor helicopter” adlı çalışmada, geleneksel kontrol (PID kontrol) sistemine ek olarak koaksiyel rotor helikopter için hibrid bulanık PID kontrolörü geliştirilmiştir. Çalışmada helikopter sisteminin doğrusal olmayan dinamikleri modellenmektedir. Kontrol sisteminin, ani ve büyük hız değişiminde sistem davranışını iyileştirmek için yeterli performans sağladığı ileri sürülmektedir.

Yapılan çalışmalarda, genel olarak, hareket ve kontrol kolaylığından dolayı dört ya da daha fazla rotorlu modellerin kullanıldığı görülmektedir. Tek rotorlu helikopterlerin kontrol edilmesi, bütün aksamaların kontrol edilmesi ile mümkün olduğundan, çalışmalarda çokça tercih edilmediği düşünülmektedir.

İncelemeler sonucunda, yapılan çalışmaların bir kısmı mevcut uçuş simülatörleri üzerinde test edilmekte olduğu, bir kısmının ise sadece uçuş analizi yaparak kontrolcü üzerinde test edildiği görülmektedir.

Bazı çalışmaların, mevcut uçuş platformlarını ya da uçuş deney setlerini kullanarak kontrol edildiği görülmektedir. Bu çalışmalarda genelde belirli bir eksen üzerinde hareket kontrolleri gerçekleştirilmektedir.

Çalışmada, diğer uygulama örneklerinden farklı olarak, kendi oluşturduğumuz test platformu üzerinde, kendi oluşturduğumuz bulanık değer hesaplama formülleri ile hesaplama işlemlerinin gerçekleşmesini ve bu hesaplamalardan elde ettiğimiz sonuçlar doğrultusunda helikopter modeli için tasarladığımız uzman sistem ile kontrol çalışmasını gerçekleştirmekteyiz.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

3.1. Materyal

3.1.1. Bulanık mantık

Loufi Zadeh'e (Zadeh, 1965) göre bulanık mantık çoklu değerli ifade etmektedir. Klasik mantığın 0 – 1 önermelerine karşılık bulanık mantık, üç veya daha fazla sayıda önerme oluşturmaktadır. Bulanık mantıkta önerme 0 – 1 arası sürerlilik göstermektedir.

Bulanık mantık, temel olarak Sayıların Komşuluğu felsefesine dayanır. Karar sürecinde bir durum bir sayıyla ifade ediliyorsa, söz konusu durumun kabul edilirliliği o sayının gerçekleşmesinde sağlanacaktır. Ancak söz konusu sayıya yakın sayılar karar sürecinin bir parçası olarak algılanmayacaktır. Oysa belirli bir güven katsayısında bu sayıların farklı popülasyonların üyeleri olduğunu öne sürmek de istatistiksel açıdan yanlış olacaktır. Bu durumda aynı temel amaca hizmet eden sayıların komşuluğundan söz etmek mümkün olacaktır.

Zadeh tarafından önerilen bu yöntem, 1970'li yıllardan başlayarak bir çok uygulamalarda kullanılmaktadır. Özellikle kontrol problemlerinde bu yöntemin kullanılması, verimli sonuçlar üretmektedir.

3.1.1.1. Bulanık küme

Bulanık küme tanımını Zadeh (Zadeh, 1965), Altaş (Altaş, 1999)'a göre bulanık küme; bulanık sistemlerin en temel elemanı bulanık kümedir. Bulanık bir küme, değişik üyelik yani ait olma derecelerine sahip elemanları olan bir küme türüdür. Böyle bir küme, elemanlarının her birine 0 ile 1 arasında üyelik değeri atayabilen bir üyelik fonksiyonu ile karakterize edilebilir.

Kümeye dahil olmayan elemanların üyelik değerleri 0, kümeye tam dahil olanların üyelik değerleri de 1 olarak atanmaktadır. Kümeye dahil olup olmadıkları belirsiz olan elemanlara ise belirsizlik durumuna göre 0 ile 1 arasında değerler atanır (Altaş, 1999).

Bulanık kümeleri karakterize eden üyelik fonksiyonları farklı şekillerde olabilir. Kullanımlarını kolaylaştırmak amacıyla bulanık kümeleri temsil eden üyelik

fonksiyonları (karakteristik fonksiyonlar) parametrelerine bağı olarak formüle edilirler (Zadeh, 1973).

Klasik kümelerin tersine, bulanık kümelerin yapısal olarak sahip olduğu bu esneklikten dolayı, uygulama alanının farklılığına göre bu işlemleri temsil etmek için daha uygun farklı fonksiyonların tanımlanması mümkündür. Yani, bulanık küme teorisi üzerine kurulan matematiksel analiz çerçevesinde, sadece bulanık kümelerin üyelik fonksiyonları değil, onlar arasında gerçekleşecek işlemlerde çalışılan alanla yakından ilişkilidir. Uygun üyelik fonksiyonu tanımlama ve anlamlı işlemleri belirleme kapasitesi, bulanık küme teorisinin pratik faydasını artıran en önemli yönlerinden biridir.

Hangi şekil bir üyelik fonksiyonunun kullanılacağı çalışılan uygulama alanından elde edilecek verilere göre belirlenir. Ancak, bazı uygulamalar şekil değişikliklerine karşı duyarlılık göstermeyebilirler. Bu durumda, hesaplama açısından kolaylık sağlayan üyelik fonksiyonlarının seçilmesi daha uygun olacaktır. Bu durum, bulanık küme kavramının esnekliğini yansıtmaktadır. Parametrelerin ayarlanabilme kolaylığı, üyelik fonksiyonlarının da ayarlanabilmesini kolaylaştırır. Üyelik fonksiyonu olarak en çok kullanılan bulanık küme fonksiyonları, üçgen, yamuk, gaussian ve çan, fonksiyonu biçiminde olanlardır (Altaş, 1999).

3.1.1.2. Bulanık çıkarım sistemleri

Bulanık sistemler, genel anlamda, giriş değişkenlerinden çıkış değişkenlerine dönüşümü sağlamak amacıyla bulanık kümeleri kullanan sistemlerdir (Zadeh, 1965). Bulanık çıkarım sistemleri, özellikle insan deneyimlerinin ve sözel verilerin modele katılmasında büyük yarar sağlamaktadırlar. Bu amaçla modelin değişkenleri bulanık alt kümeler ile ifade edilirler ve söz konusu çıkarım için klasik küme işlemlerinin genelleştirilmesiyle elde edilen bulanık küme işlemleri yapılır. Bulanık mantık, model ya da verideki belirsizliklerin ele alınmasında kullanılan yöntemlerden biridir (Akyılmaz ve Tefvik, 2010).

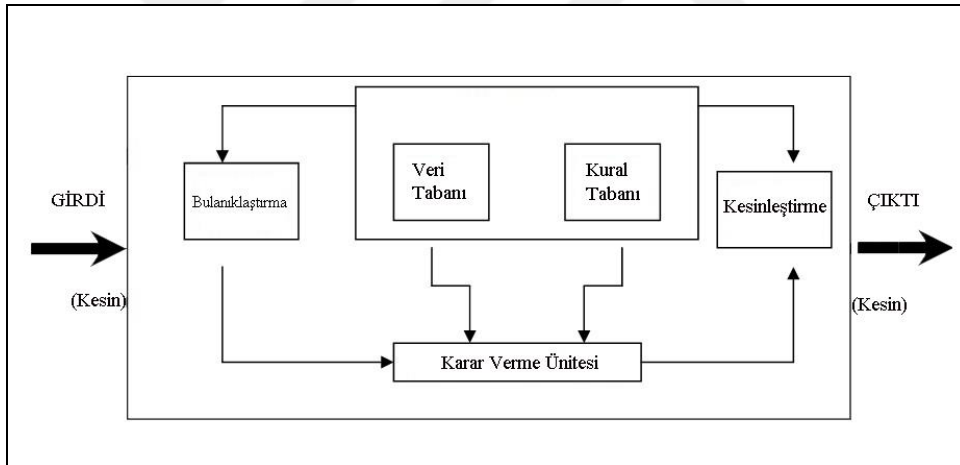
Bulanık çıkarım sistemi, bulanık küme teorisi, bulanık Eğer-İse kuralı ve bulanık muhakemeye dayalı kullanışlı bir hesaplama yapısı oluşturur. Bulanık metodolojinin en popüler yaklaşımı olan bulanık çıkarsama sistemi genellikle, girdilerin sistemin durum değişkenlerine ve çıktılarının kontrol sinyallerine karşılık geldiği durumlarda girdi-çıkı ilişkileri üzerinde performans gösterirler (Cherkassky ve Mulier, 1998).

Bulanık çıkarılma sisteminin temel yapısı (Şekil 3.1’de gösterilen) beş fonksiyonel bloktan oluşur (Dalkılıç, 2005);

- Kural Tabanı; bulanık kuralların seçimi,
- Veri Tabanı; bulanık kurallarda kullanılan üyelik fonksiyonunun tanımlanması,
- Muhakeme Mekanizması; Uygun bir çıktının türetilmesi prosedürünün oluşturulması,
- Bulanıklaştırma Kesiti; Kesin girdilerin sözel değerlerle eşleştirildiği derecelere dönüştürülmesi,

Bulanıklıktan Kesinliğe Dönüştürme Kesiti; Çıkarılmanın bulanık sonuçlarını kesin çıktılara dönüştürülmesidir.

Genel olarak kural tabanı ve veri tabanı birlikte “bilgi tabanı” olarak adlandırılır.



Şekil 3.1. Bulanık Çıkarım Sistemi

Bulanık çıkarım sistemleri, bulanık eğer-ise kuralları adı verilen bulanık kurallara dayanan sistemlerdir. Bu nedenle bulanık çıkarım sistemleri, bulanık kural tabanlı sistemler olarak da adlandırılır. Bazı kaynaklarda bulanık çıkarım sistemleri yerine bulanık model, bulanık çağrışimli bellek, bulanık mantık kontrolör (Jang ve ark., 1997) terimleri de kullanılmaktadır. Bulanık çıkarım sistemlerinin temeli olan bulanık eğer-ise kuralları, anlaşılacağı üzere öncül ve soncul kısımlardan oluşmaktadır. Öncül kısımda sonuca sebep olan giriş değişkenleri ve bunlar arasındaki mantıksal

ilişkiler, soncul kısımda ise bu giriş değişkenlerine bağlı olarak ortaya çıkan sonuç değişkenleri yer alır. Genel olarak bir bulanık kural aşağıdaki formdadır:

Kural: eğer A_1 (“koşul az”) ve A_2 (“koşul normal”) ise B (“sonuç normal”)

Burada A öncül kısımdaki girdi değişkenlerince tanımlanan koşulları, B ise soncul kısımdaki çıktı değişkenlerince tanımlanan sonuçları ifade eder (Akyılmaz ve Tefvik, 2010).

3.1.2. Helikopter sistemi

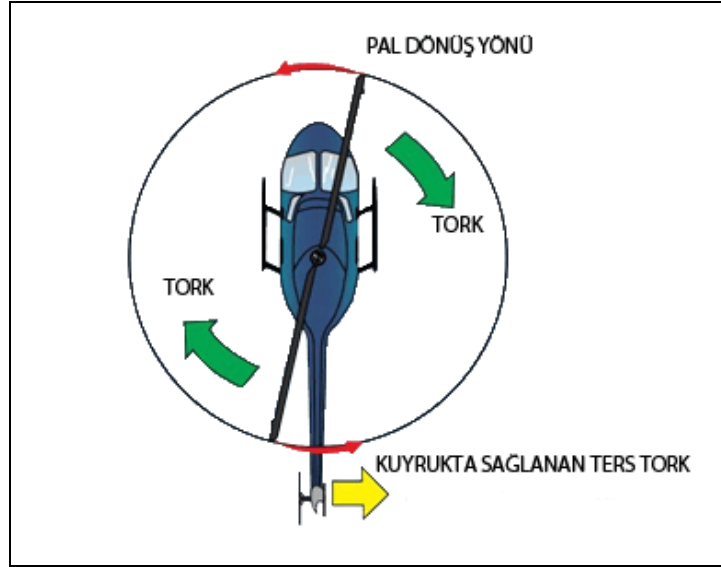
3.1.2.1. Ana rotor sistemi

Helikopterlerde, rotor çeşitlerine göre, tek ana rotor veya çift rotor sistemi bulunabilir. Çift rotor sisteminde, rotorlar ters yöne doğru dönerler. Böylece tek rotordan gelen tork kuvvetine karşılık diğer rotor anti tork kuvveti oluşturur. Oluşan zıt tork kuvvetleri neticesinde dönme eğilimleri engellenmiş olur.

Tek ana rotor sisteminde, ana pervane kanatları sürekli döndüğü için (gövde üzerinde yarattığı moment nedeniyle) helikopterin gövdesini ters yönde döndürmeye çalışan bir kuvvet oluşur. Bunu engellemek için helikopterin kuyruğunda daha küçük olan bir pervane daha kullanılır. Kuyruktaki pervane gövde üzerindeki dönme momentini sönmeler. Kuyruk pervanesi helikopteri dengelemenin yanı sıra helikopterin sağa ve sola hareketini sağlar.

3.1.2.2. Kuyruk rotor anti – tork sistemi

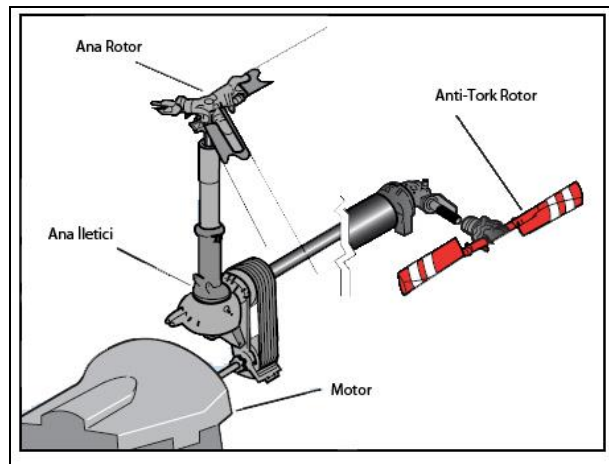
Pek çok tek ana rotorlu helikopter, ana rotorun oluşturduğu torkun üstesinden gelebilmek için ayrı bir rotora ihtiyaç duyar. İhtiyaç duyulan bu rotor anti tork oluşturur ve helikopterin dengede kalmasını sağlar. Bu ihtiyaç bir pervane aracılığıyla giderilir ve genelde bunun için kuyruk pervanesi kullanılır. Ana rotorda ve kuyruk rotorunda meydana gelecek tork etkisinin artması ve azalması durumunda helikopterin itme, yön değiştirme ve havada askıda kalması sağlar. Şekil 3.2’de (Anonymous, 2000) tork etkisi ve anti tork sistemi gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Tork ve anti – tork etkisi

3.1.2.3. Motor

Tipik küçük helikopter, gövdesine monte edilmiş pistonlu motora sahiptir. Motor dikey ana rotor mili için yatay veya dikey olarak güç iletimi sağlayabilecek şekilde monte edilebilir. Şekil 3.3'te (Anonymous, 2000) motor yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.3. Motor yapısı

3.1.2.4. Taşıyıcı

Taşıyıcı sistem, motor gücünü ana rotor, kuyruk rotoru ve diğer yardımcı elemanlara taşır. Ana rotor güç taşıyıcısı, kuyruk rotoru sürücü sistemi, kavrama ve sürüş üniteleri taşıyıcı sistemin ana bileşenlerini oluşturur.

3.1.3. Helikopterin dinamik modeli

Model kontrollerinin başarılı bir şekilde oluşturulmasında dinamik sistemlerin matematiksel modelleri önemli bir rol oynamaktadır. Oluşturulacak model kontrollerinde tasarlanacak sistem için matematiksel modelin sistemi tasvir edebilme becerisinin önemli olduğu düşünülmektedir.

Dinamik sistemlerin matematiksel modelini oluşturmada kabul gören iki yöntem kullanılmaktadır. Bunlardan birincisi, sistem üzerine etki eden kuvvetlerin ifade edilmesine dayanan Newton yöntemi, ikincisi ise sistemin potansiyel ve kinetik enerjisini ifade etmeyi temel alan Langrange yöntemi yaklaşımlarıdır.

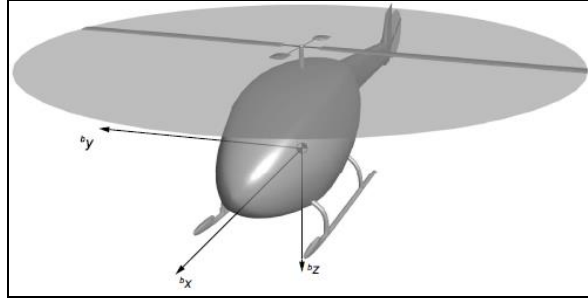
Bu bölümde helikopterin dinamik modeli aşamalı olarak gösterilecektir. Öncelikle helikopterin hareket bileşenleri ve ardından matematiksel modellemesi hakkında bilgi verilecektir.

3.1.3.1. Koordinat sistemi ve eksen takımları

Helikopter 3 eksende dönüş ve 3 eksende ileri – geri hareketi yapma becerisine sahip 6 serbestlik derecesi olan katı bir cisim olarak betimlenebilir. Modelleme yapılırken, sağ el prensibine göre belirlenmiş 3 temel referans eksen takımı kullanılmıştır.

Eksen takımlarını ve koordinat sistemini ifade etmede dünyaya sabitlenmiş eksen takımı (Earth-Fixed Frame) EF, gövdeye sabitlenmiş eksen takımı (Body-Fixed Frame) BF, uzaysal eksen takımı (Spatial Frame) SF; helikopter düzlemini ifade etmede göbek düzlemi (Hub Plane) HP, uç yol düzlemi (Tip Path Plane) TPP olarak ifade edilmektedir (Jensen ve Nielsen, 2005).

Kullanılan eksen takımları helikopterin durumunu göstermek için x, y ve z eksenleri olarak belirlenmiştir. Kuzeyi, helikopterin burnunu, ifade etmek için x eksenini, helikopterin sağ yönünü ifade etmek için y eksenini ve dikey olarak aşağıyı ifade etmek için z eksenini kullanılmıştır. Eksen yerleşimleri, orjin ve eksenler modele göre yerleştirilmiş olarak, z dikey, x ve y yatay konumu ifade etmektedir. Şekil 3.4'te (Hald ve ark., 2005; Franko, 2010) gövdeye sabitlenmiş eksen takımları gösterilmiştir.



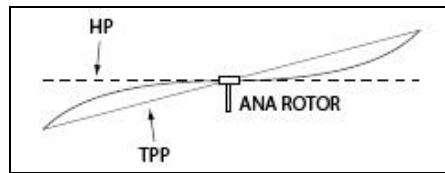
Şekil 3.4. Helikopterin gövdeye sabitlenmiş eksen takımları

Belirtilen eksen takımları araçla birlikte hareket etmekte ve aracın doğrusal ve açısal hızlarını göstermede kullanılmaktadır.

Dönüş hareketinin tanımlanabilmesi için gerekli olan, dünya eksen takımıyla aynı eksen takımı yerleşimine sahip ancak orijini gövdeye sabitleştirilmiş eksen takımındaki gibi olan eksen takımı uzaysal eksen takımı olarak adlandırılmaktadır.

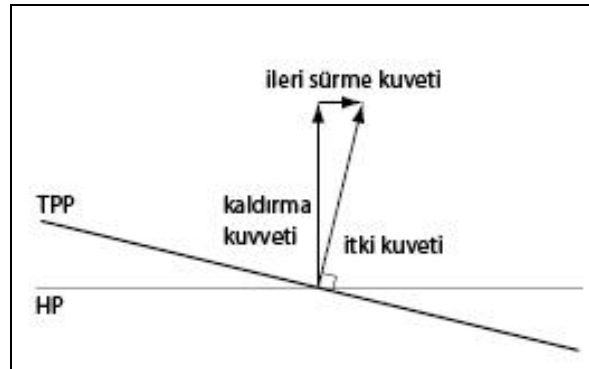
Doğrusal hareketler eksenin gidiş yönüne göre, gidiş yönü boyunca pozitif, açısal hareketler ise saat yönünde pozitif olarak kabul edilmektedir. Değişkenlerin önünde üst simge olarak bulunan e, b ve s harfleri değişkenlerin tanımlandığı eksen takımlarını ifade etmektedir. İfade edilen eksen takımları e için EF, b için BF ve s için SF eksen takımlarını göstermektedir. Değişkenlerin sonrasında bulunan ve alt simge ile ifade edilen x, y ve z harfleri ilgili kuvveti veya momentin bileşeni olduğu eksenini ifade etmektedir. Ana rotor bileşeni için mr (main rotor, mr) ve kuyruk rotor bileşeni için tr (tail rotor, tr) kullanılmaktadır.

Helikopterin ana rotorunda yer alan pal açılarının değiştirilmesiyle itki kuvveti oluşturulur. İtkinin düzeyi ve yönünün değiştirilmesi pal açılarının değerinin değiştirilmesiyle sağlanır. Helikoptere etki eden kuvvetlerin açıklanabilmesi için göbek düzlemi (HP) ve uç yolu düzleminin (TPP) bilinmesi gerekmektedir. Göbek düzleminin merkezi ana rotorun merkezidir ve x ve y eksenlerini kapsamaktadır. Uç yolu düzlemi ise ana rotor pallerinin dönmesi sonucu pallerin takip ettiği düzlemin eğilmesiyle oluşur. Rotorun dönmediği durumda HP ve TPP çakışmaktadır. Şekil 3.5'te (Hald ve ark., 2005; Franko, 2010) HP ve TPP düzlemleri gösterilmektedir.



Şekil 3.5. HP ve TPP düzlemleri

İtkinin yatay ve dikey bileşenleri itki ve sürme (ileri sürme) kuvvetine eşittir. Helikopterin oluşturduğu itki TPP'ye dik konumdadır. Şekil 3.6'da (Hald ve ark., 2005; Franko, 2010) ana rotorun oluşturduğu itki kuvveti gösterilmektedir.



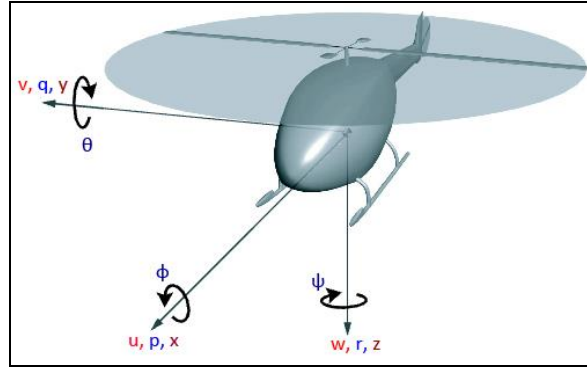
Şekil 3.6. Ana rotorun oluşturduğu itki

Çizelge 3.1'de tablo halinde ve şekil 3.8'de helikopter üzerinde helikopter hareketlerini ve açısal davranışını tanımlamak için tanımlanan değişkenler gösterilmektedir. Helikopterin doğrusal hızını tanımlamak için (ileri geri hızları) u , v , w değişkenleri; açısal hızların tanımlanması için p , q , r değişkenleri; doğrusal yer değiştirme tanımlanması için x , y , z değişkenleri; euler açılarının tanımlanması için ϕ , θ , ψ değişkenleri kullanılmıştır.

Çizelge 3.1. Hız ve açısal gösterim

Hız	Yön		
	\underline{X}	\underline{Y}	\underline{Z}
Doğrusal hız	u	v	w
Açısal hız	p	q	r
Doğrusal yer değiştirme	x	y	z
Açısal yer değiştirme	ϕ	θ	ψ

Helikopter hareketlerini ve açısal davranışlarını tanımlayan değişkenler Şekil 3.7'de helikopter üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 3.7. Hız ve açısıl davranışları

Helikopterler sahip oldukları pozisyon ve hareketlerini değiştirebilmek için cyclic kolu, collective kolu, antitork pedalları ve düzenleyici (governor) eyleyicileri ile kontrol edilmektedirler. Bahsedilen kontrol girişleri hakkında önceki bölümlerde bilgi verilmiş ve yerleşimleri gösterilmiştir (3.1.4. Helikopter uçuş kontrolü). Çizelge 3.2’de eyleyici kontrolleri ve helikopterin bu kontrol girişleri sonucu hareket değişimleri gösterilmektedir.

Çizelge 3.2. Eyleyici kontrolleri ve hareket değişimleri

	Eyleyici (kontrol girişleri)	Hareket
u lat	yanlamasına kontrol girişi	Helikopterin x ekseninde dönerek roll (yalpa hareketi) hareketi ve yanlamasına hareketini sağlar. Cyclic kontrol kolu ile kontrol edilir.
u long	uzunlamasına kontrol girişi	Helikopterin y ekseninde dönerek pitch (yunuslama hareketi) hareketi ve ileri – geri hareketini sağlar. Cyclic kontrol kolu ile kontrol edilir.
u col	collective kontrol girişi	Ana rotor pallerinin aynı açıyla eğilmesini ve bu sayede helikopterin dikey hareketini sağlar. Collective kontrol kolu ile kontrol edilir.
u ped	dümen kontrol girişi	Helikopterin z ekseninde dönerek yaw (sapma hareketi) hareketi yapmasını sağlar. Kontrol pedalları ile kontrol edilir.
Ω (omega)	ana rotor hız girişi	Governor (düzenleyici) tarafından sabit tutulur ve pilotun iş yükünü azaltır. Bu kontrol sayesinde değişen giriş komutlarına göre hız girişinin etkisi değişmez.

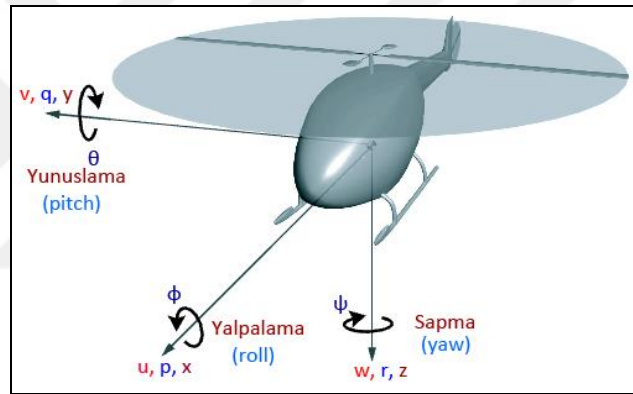
Düzenleyicinin sabit tutulduğu kabul edilirse kontrol giriş vektörü (3.1)’deki gibi olur.

$$\mathbf{u}_{\text{Giriş}} = [\mathbf{u}_{\text{lat}} \ \mathbf{u}_{\text{long}} \ \mathbf{u}_{\text{col}} \ \mathbf{u}_{\text{ped}}]^T \quad (3.1)$$

3.1.3.2. Helikopter hareket tanımlamaları

Bu bölüm içinde helikopterin hareket tanımlamaları yapılmaktadır. Helikopteri katı bir cisim olarak kabul edersek, helikopter üzerine, Newton'un ikinci kanunu ve Euler'in dönme denklemleri uygulanabilir.

Helikopterin üç ekseninde yaptığı dönme hareketi (x,y ve z eksenleri) üç adet euler açısıyla ifade edilmektedir. Bu hareketler; helikopterin x ekseninde ϕ açısıyla yaptığı yalpa hareketi, y ekseninde θ açısıyla yaptığı yunuslama hareketi, z ekseninde ψ açısıyla yaptığı sapma hareketi olarak adlandırılmaktadır. Euler açıları uzaysal eksen takımıyla gövdeye sabitlenmiş eksen takımları arasındaki açıları ifade etmektedir. Helikopterin açısal davranışını ifade eden eksen ve dönme hareketleri, euler açıları Şekil 3.8'de gösterilmektedir.



Şekil 3.8. Helikopterin açısal davranışını ifade eden eksen ve dönme hareketleri, euler açıları

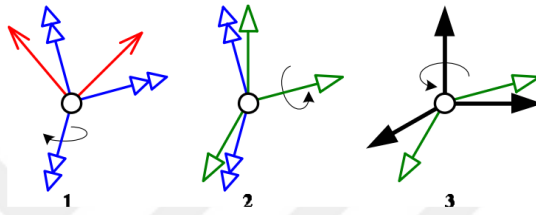
Eksen takımının kendi eksenlerinden biri etrafında olan dönüşünün tanımlanması için dönüşüm matrisine (rotasyon matrisi) ihtiyaç duyulmaktadır. Dönüşüm matrisi, dönüşümün yapılacağı eksenlere bağlıdır. Aşağıdaki denklemlerde helikopterin x, y ve z eksenleri etrafında dönüşlerini ifade eden matrisler gösterilmektedir. Denklem (3.2) x ekseninde ϕ açısıyla yapılan dönüşü, (3.3) y ekseninde θ açısıyla yapılan dönüşü ve (3.4) z ekseninde ψ açısıyla yapılan dönüşü ifade etmektedir.

$$C_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$C_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

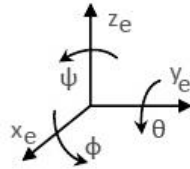
$$C_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Hava araçları için yaygın olarak 3 – 2 – 1 dönüşüm sıralaması kullanılmaktadır (Franko, 2010). Şekil 3.9’da dönüşüm adımları sapma, yunuslama ve yalpalama hareketlerini göstermektedir.



Şekil 3.9. Euler açıları 3 – 2 – 1 dönüşümü

Dönüş için sabit eksen takımı ve sabit eksen takımından gövde eksen takımına dönüş matrisi denklem 3.6’da tanımlanmaktadır. Matris tanımında kosinüs c ve sinüs s ile gösterilmektedir. Şekil 3.10’da sabit eksen takımı gösterilmektedir.



Şekil 3.10. Sabit eksen takımı

$$R_{bs}(\Theta) = C_x(\phi) C_y(\theta) C_z(\psi) \quad (3.5)$$

$$R_{bs}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Gövde eksen takımından sabit eksen takımına dönüşüm için dönüş matrisi denklem 3.8’de tanımlanmaktadır.

$$\mathbf{R}_{sb}(\Theta) = \mathbf{R}_{bs}^T(\Theta) = \mathbf{R}_{bs}^{-1}(\Theta) \quad (3.7)$$

$$\mathbf{R}_{sb}(\Theta) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

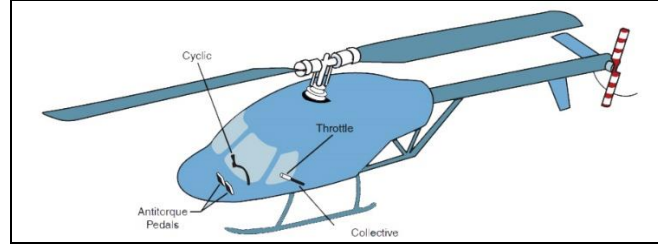
3.1.4. Helikopter uçuş kontrolü

Temelde helikopter ve uçakların uçuş prensipleri aynıdır. Uçaklarda tutunma kuvveti elde edebilmesi için uçak hava içinde hareket ettirilir ve kanat, uçak gövdesine bağlı olduğu için sabit bir yapıdadır. Ancak helikopterlerde kanat, uçaklarda olduğu gibi, sabit değil, hareketlidir. Dolayısı ile helikopterlerde taşıma kuvveti elde edebilmek için döner kanat (pervane) kullanılır.

Helikopter motoru palleri döndürür. Hava içinde hareket eden pallerin üst yüzeylerinde alçak basınç, alt yüzeylerinde yüksek basınç meydana gelir. Oluşan bu basınç farkı taşıma kuvvetini meydana getirir. Pallerin devir sayısı ve havayı karşılama açılarının artmasıyla birlikte taşıma kuvvetinin büyüklüğü de artar. Taşıma kuvvetinin helikopterin ağırlığına eşit olması durumunda helikopter havada sabit olarak tutunur. Taşıma kuvvetinin helikopterin ağırlığından büyük olması durumunda helikopter havalanır (dikey olarak yükselir) ve küçük olması durumunda helikopter alçalır (dikey olarak alçalır).

Rotorun oluşturduğu taşıma kuvvetinin yönü değiştirildiğinde, yani rotor açısı değiştirildiğinde, helikopterin hava içinde hareket etmesi sağlanır.

Bir helikopterin uçabilmesi için dört temel uçuş kontrolü kullanılır (Gessow ve Myers, 1952). Bunlar; ilgili istikamette açılanmayı sağlayan, yatay ekseninde, Cyclic kontrol çubuğu (cyclic pitch), dikey ekseninde kontrolü sağlayan Collective kontrol çubuğu (collective pitch), collective kontrol çubuğunun sonunda bulunan gaz kolu (Throttle), kuyruk pallerinin açılanmasını ve anti-tork etkisini değiştirmeyi sağlayan anti-tork pedallarınıdır (antitorque pedals). Şekil 3.11'de (Anonymous, 2000) uçuş kontrol elemanları gösterilmektedir.



Şekil 3.11. Uçuş kontrol elemanları

3.1.4.1. Dikey eğim kontrolü (collective pitch)

Ana rotor kanatlarının eğim açılarını değiştirir. Şekil 3.12’de (Anonymous, 2000) collective eğim kontrol ünitesi ve gaz kontrol ünitesi gösterilmiştir. Collective kontrol ünitesinin yükseltilmesiyle ana rotor kanat açılarının eğimi artar; alçaltılması ile de ana rotor kanat eğim açıları azalır. Eğim açısının değişim miktarının collective kolunun hareket miktarı belirler.



Şekil 3.12. Collective kontrol ve gaz kontrol ünitesi

3.1.4.2. Gaz kontrolü (throttle)

Gaz kontrol ünitesinin görevi motorun dakikadaki dönüş sayısını düzenlemektir. Şekil 3.12’de gaz kontrol ünitesi, collective kontrol ünitesi ile birlikte, collective kontrol ünitesinin uç kısmında gösterilmiştir.

Gaz kolunun dışarıya doğru çevrilmesi sonucunda rotorun dönüş hızı artar; içeriye doğru çevrilmesi sonucunda rotorun dönüş hızı azalır.

3.1.4.3. Dairesel kontrol (cyclic pitch control)

Cyclic pitch kontrol ünitesinin eğerek ana rotor diskinin, rotor kanatlarının eğim aırlarının kendi dönüş rotasında (döndürüldüğü yönde) dönmesi sağlanır. ana rotor diski eğildiğinde dönüşün yatay bileşenleri helikopteri dönüş yönüne (döndürülmek istenen, cyclic'in döndürüldüğü yöne) taşır. Şekil 3.13'te (Anonymous, 2000) cyclic kontrol ünitesi gösterilmektedir.

Cyclic pitch kontrol ünitesi eğildiği yönde rotor disk kanatlarına basın uygular. Eğer cyclic ileri itilirse rotor diski ileriye doğru itilir; geriye doğru çekilirse rotor diski geriye doğru itilir.



Şekil 3.13. Cyclic kontrol ünitesi

3.1.4.4. Anti – tork pedalleri (antitorque pedals)

Anti – tork pedalları, kabin zemininde ve pilotun ayakları ile kontrol edebileceği bir konumda bulunur. Şekil 3.14'te (Anonymous, 2000) anti – tork pedalları gösterilmektedir. Kuyruk rotoru kanatlarının açı kontrolünü yapar. Kuyruk rotorunun temel hedefi ana rotorun oluşturduğu tork etkisini yok etmektir. Pedallar kuyruk rotoru üzerindeki eğim değiştirme mekanizmasına bağlıdırlar ve kuyruk rotorundaki kanatların eğim aırlarının artması ve azalmasını sağlarlar.



Şekil 3.14. Anti – tork pedalları

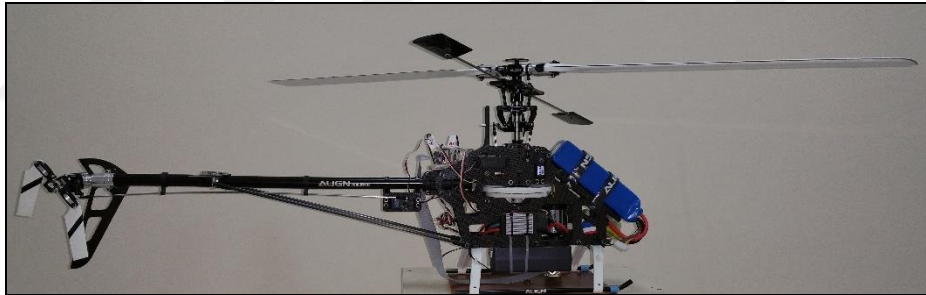
3.1.4.5. Heading kontrol

Kuyruk rotoru, ana rotorun torkunu önlemenin yanı sıra, helikopter hovering pozisyonunda iken ya da hovering dönüş yaparken helikopterin baş kısmın kontrolünde (denge, rota kontrolü) de kullanılır. Hovering dönüş kontrolü, genelde, kuyruk rotor kanat açılarının değiştirilmesiyle gerçekleşir.

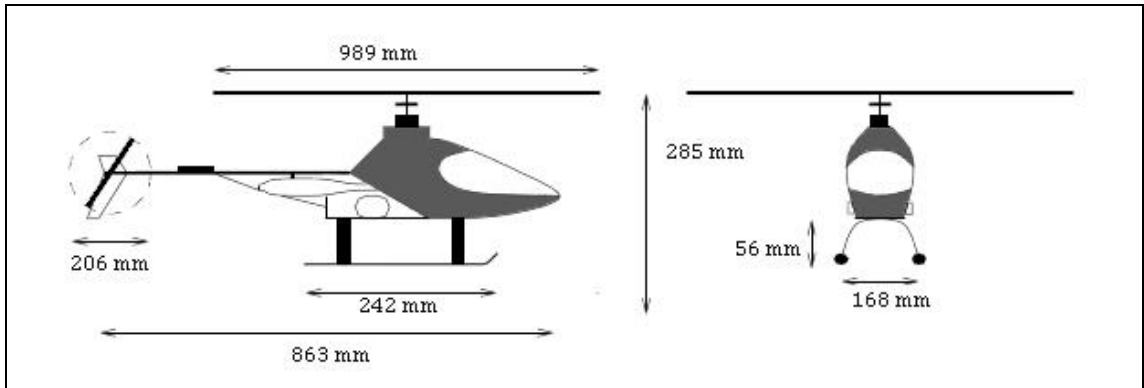
3.1.5. Model helikopter

3.1.5.1. Model helikopter özellikleri

Bu çalışmada, helikopter kontrol uygulaması için tasarladığımız “Align TREX 500” tipi model helikopter kullanılmaktadır. Kullandığımız kontrol ünitelerinin helikopter üzerine yerleşim rahatlığı ve sağladığı alan genişliğinden dolayı bu model tercih edilmektedir. Şekil 3.15’te helikopter modeli gösterilmektedir.



Şekil 3.15. Model helikopter gösterimi



Şekil 3.16. Model helikopter teknik boyutları

Şekil 3.16’da uygulamada kullanılan model helikopterin teknik boyutları ve Çizelge 3.3’te model helikopter özellikleri gösterilmektedir.

Çizelge 3.3. Model helikopter özellikleri

Uzunluk: 863 mm
Yükseklik: 285 mm.
Ana Bıçak Uzunluğu: 425 mm.
Ana Rotor Çapı: 989 mm.
Kuyruk Rotor Çapı: 206 mm.
Ağırlık (Motorlu): 1210 g.
500 MX Fırçasız Motor (1600 KV)
DS515M Dijital Servo X 3 Adet
DS525M Dijital Servo
RCE – BL70G Fırçasız ESC
T – REX 500 Dominatör Set
Microbeast PLUS Flybarless Sistemi
425 Karbon Fiber kanat

2600 mA lipo pille ortalama 15 – 20 dk uçuş gerçekleştirebilen model helikopter, 1 adet kuyruk rotoruna ve 1 adet ana rotora sahiptir. Rotor kontrolleri 4 adet servo motorla gerçekleştirilmektedir. Orjinali üzerinde bir adet gyro ve 7 kanal alıcı kumanda devresi de bulunmaktadır. Helikopter, kontrol ünitesinden bağımsız olarak uçurulmak istendiği takdirde, üzerine eklenebilecek alıcı kumanda kanalı (7 kanal) ile 7 kanal bir verici kumanda ünitesi yardımıyla kontrol edilebilmektedir.

Uygulamada helikopter kumandası otomatik gerçekleştirileceğinden, üzerindeki alıcı kumanda devresi ve gyro devresi helikopterden çıkartılmıştır.

3.1.5.2. Model için kullanılan sensörler ve özellikleri

Model helikopterin zemin ile mesafesini ölçmek amacıyla ultrasonic mesafe sensörü (XL – MaxSonar – EZ/AE) ve koordinat verilerini elde etmek amacıyla çoklu sensör modülü (IMU ,RW – PL – 1268 MinIMU – 9 V2 Jiroskop, İvme Ölçer ve Pusula) kullanılmaktadır.

Max-Sonar ultrasonic mesafe sensörü

Helikopterin yer ile mesafe kontrolü için şekil 3.17’de gösterilen sonar mesafe ölçüm sensörü (XL – MaxSonar – EZ/AE) kullanılmaktadır. Kompakt sonar mesafe ölçüm sensörü 0 – 645 cm aralığında algılama yapmak için kullanılabilir. Kullanılan sonar mesafe ölçüm sensörünün diğer sonar mesafe ölçer cihazlara göre farkı kör noktasının bulunmamasıdır. Kullanılan sensörün özellikleri Çizelge 3.4’te gösterilmektedir.



Şekil 3.17. Ultrasonic mesafe sensörü gösterimi

Çizelge 3.4. Ultrasonic sensör özellikleri

Boyutları: 2,2 cm X 2,0 cm X 1,6 cm

Ağırlığı: 4,3 g

Mesafe Ölçümü: 0 – 645 cm

Kör Nokta: Bulunmamakta

Çözünürlük: 1' (2,5 cm)

Besleme Akımı: 2mA

Çalışma Gerilimi: 2,5 V – 5,5 V

42 kHz ultrasonic sensör

20 Hz veri çözünürlüğü

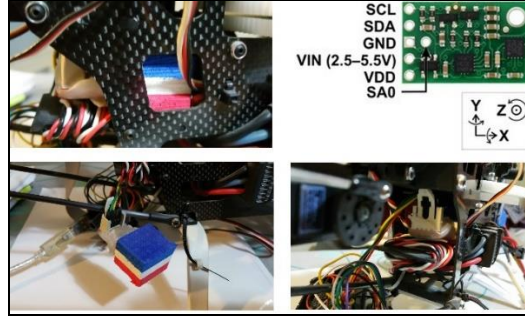
Analog çıkış

Pololu 9DOF mini imu sensör ünitesi

Helikopter koordinat kontrolü için Şekil 3.18’de gösterilen pololu marka imu (MinIMU – 9 Dof - V2, Jireskop, İvme Ölçer ve Pusula) sensör ünitesi kullanılmaktadır.

Uygulamada kullanılan “Pololu MinIMU-9 v2” modül üzerine entegre L3GD20 3 eksen gyro, LSM303DLHC 3 eksen ivmeölçer ve 3 eksen pusula sensörlerini barındıran çoklu sensör modülüdür. 9 eksenden alınan verileri I²C yardımı ile işlenmektedir. Minimu-9 v3 modülüne bağlı olan voltaj regülatörüyle 2.5 - 5.5V

arasında bir voltaj seviyesinde çalışabilmektedir. Kullanılan sensörün özellikleri Çizelge 3.5'te gösterilmektedir.



Şekil 3.18. IMU sensörü gösterimi

Çizelge 3.5. imu özellikleri

Boyutu: 20 mm X 13 mm X 3 mm
Ağırlığı: 0,7 g
Çalışma Voltajı: 2,5 V – 5,5 V
Besleme Akımı: 6 mA
Çıkış Formatı: I ² C
Gyro: her eksen için 16 bit çözünürlük
İvme Ölçer: her eksen için 12 bit çözünürlük
Pusula: Her eksen için 12 bit çözünürlük
Hassaiyet Aralığı:
Gyro: ± 250 , ± 500 , veya ± 2000 ° / s
İvme Ölçer: ± 2 , ± 4 , ± 8 veya ± 16 g
Pusula: ± 1.3 , ± 1.9 , ± 2.5 , ± 4.0 , ± 4.7 , ± 5.6 , veya ± 8.1 gauss
Bağlantılar: SCL, SDA, GND, VIN pinleri
SCL: Veri okuma
SDA: Veri okuma
VIN: 2,5 V – 5,5 V besleme gerilimi
GND: Toprak bağlantısı

3.1.5.3. Model için kullanılan motorlar ve özellikleri

Model helikopterde ana rotor ve kuyruk rotoru kontrol eden fırçasız motor (Align 500MX) ve rotor pozisyonlarını kontrol etmek için 4 adet servo motor kullanılmaktadır.

Align 500 MX fırçasız motor

Helikopterde, Şekil 3.19’da gösterilen, ana rotor ve kuyruk rotoru kontrol eden Align 500 MX marka fırçasız motor kullanılmaktadır. Kullanılan motor özellikleri Çizelge 3.6’da gösterilmektedir.



Şekil 3.19. Fırçasız motor gösterimi

Çizelge 3.6. Fırçasız motor özellikleri

Giriş Voltajı: DC 11,1V – 25,5 V Li-Po 3-6 Cell
Maksimum Akım (Sürekli): 75A / 110A (5sn)
Maksimum Çıkış Gücü: 1600W / 2300W (5sn)
KV Değeri: 1600 KV
Boyut: Mil 5 mm X 40,9 mm X 46,5 mm
Ağırlık: 197 g

70 A ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü)

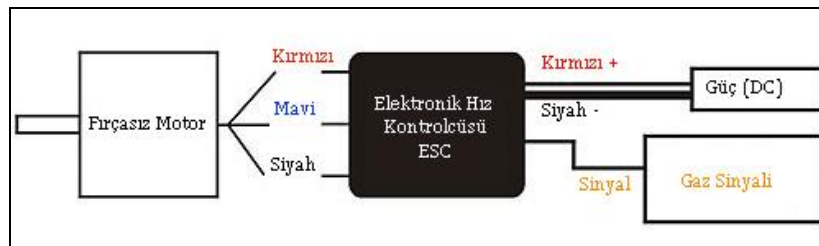
Fırçasız motoru kontrol edebilmek için Şekil 3.20’de gösterilen 70 Amper ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) kullanılmaktadır. Kullanılan ESC’nin özellikleri Çizelge 3.7’de gösterilmektedir. Şekil 3.21’de fırçasız motor ve ESC bağlantısı şeması gösterilmektedir.



Şekil 3.20. ESC gösterimi

Çizelge 3.7. ESC özellikleri

Akım: 70 A
Akım Dalgalanması: 110 A (5 sn)
Desteklenen Motor Tipi: 2 – 10 kutuplu inrunner / outrunner fırçasız motor
Desteklenen Maksimum Dönme Hızı (RPM):
2 kutuplu motor: 190.000 rpm
6 kutuplu motor: 63.000 rpm
Desteklenen Giriş Voltajı: 5,5V – 25,2V
Desteklenen Pil Türü: Li-ion / Li-poli 2 – 6 hücreli
BEC Çıkış Voltajı: 5V – 6V
Sürekli Akım: 3A
Burst Akımı: 5A
Boyut: 65mm X 31mm X 18mm
Ağırlık: 72 g



Şekil 3.21. Fırçasız motor ve ESC bağlantı şeması

Align DS510 servo motor

Helikopter modelinde rotor kontrollerini gerçekleştirebilmek için, Şekil 3.22’de gösterilen, 4 adet Align marka servo motor kullanılmaktadır. Servo motorların teknik özellikleri Çizelge 3.8’de gösterilmektedir.



Şekil 3.22. Servo motor gösterimi

Çizelge 3.8. Servo motor özellikleri

Ağırlık:	25,9 g
Dişli:	Kompozit metal alışım
Hız:	
	4,8V: 0,13 sn/ 60°
	6V : 0,11 sn/ 60°
Tork:	
	4,8V: 3,7 kg-cm
	6V : 4,6 kg-cm
Boyut:	35 mm X 15 mm X 29,2 mm
Motor Tipi:	Coreless

3.1.5.4. Model helikopter ile bilgisayarın veri transferi

Helikopterin bilgisayar ile haberleşmesi, Şekil 3.23'te gösterilen, "Arduino Mega 2560" marka/model kontrol kartı ile gerçekleşmektedir. Kontrol kartı ile helikopter üzerindeki sensörlerden değerlerin okunması ve motorların hız ve açı kontrollerinin yapılması gerçekleştirilmektedir. Arduinonun programlanması, arduino için geliştirilmiş bir yazılım olan "Arduino 1.6.1" paket programı ile gerçekleştirilmektedir. Çizelge 3.9'da arduino mega kontrol kartının teknik özellikleri gösterilmektedir.



Şekil 3.23. Arduino mega 2560 kontrol kartı gösterimi

Çizelge 3.9. Arduino mega 2560 özellikleri

Mikrodenetleyici: Atmega 2560
Çalışma Gerilimi: DC 5V
Besleme Gerilimi: 7 – 12 V DC
Besleme Gerilimi Limitleri: 6 – 20 V
Dijital Girişi Çıkış Pinleri: 54 adet
PWM Çıkış Pini: 15 adet (Dijital pinler içinde)
Analog Giriş Pinleri: 16 adet
Her bir Giriş Çıkış Pini için DC Akım: 40 mA
3,3 V pini için Akım: 50 mA
Hazfıza: 256 KB
SRAM: 8 KB
EEPROM: 4 KB
Saat Frekansı: 16 MHz

3.1.5.5. Model helikopter kontrol bilgisayarı

Model helikopter kontrolü için bulanık mantık denetleyicisi C# programında geliştirilmektedir. Arduino kontrol kartından USB portu üzerinden okunan veriler bilgisayar üzerinde kontrol edilmekte ve sonuç değerleri tekrar arduino kontrol kartına gönderilerek motor kontrolleri gerçekleştirilmektedir.

Kontrol programının gerçekleştirildiği bilgisayarın teknik özellikleri Çizelge 3.10'da gösterilmektedir.

Çizelge 3.10. Kontrol bilgisayarı özellikleri

İşlemci: Intel Core i5-2400S CPU @ 2,50 GHz
Ram: 6 GB
Sistem Türü: 64 bit işletim sistemi, x64 tabanlı işlemci
Usb Port 3.0
İşletim Sistemi: Windows 10 Pro
Visual Studio 2010

3.1.5.6. Model helikopter uçuş test platformu

Model helikopterin dikey hareket kontrolü şekli 3.24’te gösterile uçuş platformu üzerinde gerçekleştirilmektedir.

**Şekil 3.24.** Helikopter test platformu

Platform dikey hareket yapabilen iç içe geçmiş plastik ve alüminyum içeren borulardan oluşmaktadır. Helikopter platform üzerine ahşap bir bağlantı aparatı ile bağlanmaktadır. Bağlantı aparatı boru üzerine, helikopterin eksenler üzerindeki hareketini gerçekleştirmesine imkân sağlayacak şekilde, bilye sistemi ile monte edilmektedir. Helikopterin kontrolsüz hareketini engellemek için platform ağırlığı 15 kg ağırlığında tasarlanmıştır.

3.2. Yöntem

3.2.1. Bulanık uzman sistemin (BUS) tasarlanması

Helikopterin istenilen konum doğrultusunda kalkış ve inişinin kontrolünde kullanılacak bulanık uzman sistemi; gerçek giriş ve çıkış değişkenleri ile bu değişkenlerin alması muhtemel değer aralıklarının tanımlanması, giriş ve çıkış değişkenlerinin ölçeklendirilmesi, her bir giriş ve çıkış değişkenlerinin bulanıklaştırılması için bulanık üyelik fonksiyonları, bulanık kontrol kural tabanı, bulanık çıkarım ve durulama bölümlerinden meydana gelmektedir.

3.2.1.1. BUS giriş ve çıkış değişkenlerinin tanımlanması

Tasarlanan BUS birimi RX_e , RX_{ce} , RY_e , RY_{ce} , RZ_e , RZ_{ce} , RMe ve RM_{ce} giriş değişkenlerinden ve ESC , TS , AS , ES ve PS çıkış değişkenlerinden oluşmaktadır.

Giriş değişkenlerinin tanımı:

BUS birimini oluşturan giriş değişkenleri aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

- **RX_e , RY_e , RZ_e :** Helikopterin konumunu kontrol etmek amacıyla, helikopterin olması istenilen konum ile anlık konum bilgilerinin okunması ve kontrol bilgisayarında filtrelenmesi sonucu elde edilen x , y ve z değerlerinin açışal değerleri arasındaki farkı ifade eden RX_e , RY_e ve RZ_e giriş değişkenleri olarak ifade edilmektedir.
- **RX_{ce} , RY_{ce} , RZ_{ce} :** Konumdaki hata değişimini kontrol etmek amacıyla, okunan anlık konum bilgisi ile elde edilen x , y ve z koordinatlarındaki hata değerleri ile bir önceki hatalı konum bilgileri arasındaki farkı ifade eden RX_{ce} , RY_{ce} ve RZ_{ce} giriş değişkenleri olarak ifade edilmektedir.
- **RMe :** Helikopterin yer ile mesafesini kontrol etmek amacıyla, bulunması istenilen yükseklik konumu ile anlık yükseklik konum bilgilerinin okunması ve kontrol bilgisayarında filtrelenmesi sonucu elde edilen yükseklik (m) konum değeri arasındaki farkı ifade eden RMe giriş değişkeni olarak ifade edilmektedir.

- **RMce:** Yer ile mesafedeki hata değişimini kontrol etmek amacıyla, okunan anlık yükseklik bilgisi ile elde edilen m yükseklik konumu hata değerleri ile bir önceki yükseklik konumu hata bilgisi arasındaki farkı ifade eden RMce giriş değişkeni olarak ifade edilmektedir.

Çıkış değişkenlerinin tanımı:

Helikopterin belirtilen konum içerisinde hareketini kontrol etmek amacıyla servoların ve rotor hızının kontrolünü gerçekleştirecek pulse kontrol bilgilerini içermektedir. Koordinat ve mesafe bilgilerine göre ana rotor ve kuyruk rotoru kontrol edilmektedir.

Buna göre BUS çıkış değişkenleri aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır.

- **ESC :** Ana rotor dönüş hızını kontrol eden ESC kontrol pulse çıkış değişkeni olarak ifade edilir.
- **TS :** Helikopterin yaw hareketini (z eksenini üzerindeki hareketi) kontrol edecek olan kuyruk rotoru servosu (TS, tail servo) kontrol pulse çıkış değişkeni olarak ifade edilir.
- **AS :** Helikopterin roll hareketini (x eksenini üzerindeki hareketi) kontrol edecek olan aileron servosu kontrol pulse çıkış değişkeni olarak ifade edilir.
- **ES :** Helikopterin pitch hareketini (y eksenini üzerindeki hareketi) kontrol edecek olan elevator servosu kontrol pulse çıkış değişkeni olarak ifade edilir.
- **PS :** Helikopterin pal açısını (alçalma - yükselme) kontrol edecek olan pitch servo kontrol pulse çıkış değişkeni olarak ifade edilir.

3.2.1.2. Giriş ve çıkış değerlerinin bulanıklaştırılması

Bulanıklaştırma işleminde sayısal değer olarak okunan giriş ve çıkış değerleri sembolik olarak ifade edilen değerlere dönüştürülmektedir.

Giriş değerleri bulanık kümelerinin tanımları ve belirlenmesi:

BUS birimi giriş değişkenleri olarak helikopterin konumundaki hata (3.9) ve konum hata değişimi (3.10) ile mesafe konumundaki hata (3.11) ve mesafe konumundaki hata değişimi (3.12) bilgileri için 7 adet bulanık alt küme tanımlanmıştır.

$$\begin{aligned} \mu_{RXe} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \\ \mu_{RYe} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \end{aligned} \quad (3.9)$$

$$\begin{aligned} \mu_{RZe} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \\ \mu_{RXce} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \\ \mu_{RYce} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \end{aligned} \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \mu_{RZce} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \\ \mu_{RMe} &= [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \end{aligned} \quad (3.11)$$

$$\mu_{RMce} = [\mu_{NHB}, \mu_{NHO}, \mu_{NHK}, \mu_{HS}, \mu_{PHK}, \mu_{PHO}, \mu_{PHB}] \quad (3.12)$$

Bulanık kümelerin etkisi aynı sözel ifade ile tanımlanmakla birlikte değişim aralıkları ifade ettikleri açısal konum bilgilerine göre meydana gelen açısal farklılıkların değişimini ve mesafe bilgisine göre meydana gelen mesafe değişimini göstermektedir. Bu açısal farklılıkların değer aralıkları x, y ve z koordinat verileri ve bu eksenlerdeki hata değişim oranları ile mesafe konum bilgisi hata ve hata değişimi değişim aralığı kontrolü için oluşturduğumuz, (3.13)'te gösterilen, formül ile kontrol edilmektedir.

$$\sum_{n=0}^t \left(\left(m \pm \left\lfloor \frac{m}{t} * \frac{n}{s} \right\rfloor \right) \right) - m \quad (3.13)$$

Burada 't' bulanık alt küme değer aralıklarının tanımlanmasında kontrol edilmek istenen alt küme sayısı, 's' yoğunluk parametrelerinin değişim değer aralığı, 'm' ise kontrol edilen değişkenin olması hedeflenen normal değer (hedef değer) aralığı olarak ifade edilmektedir.

Çizelge 3.11'de tanımlanan bulanık kümelerin girdi değerleri, bulanık alt kümeleri ve değişim aralıkları gösterilmektedir. Bulanık altkümelerin sözel ifadeleri aynı olduğu ve tanımlı değişim aralıkları aynı formül ile hesaplanacağı için her bir girdi değişkenleri tek alanda sunulmuştur.

Çizelge 3.11. Giriş değişkenleri bulanık kümeleri

Girdi	Bulanık Kümeler	Değişim Aralığı
V(RXe, RYe, RZe, RXce, RYce, RZce, RMe, RMce) girdi parametresi için	Konum Negatif Hata Büyük (NHB) – Konum Negatif Hata Orta (NHO) – Konum Negatif Hata Küçük (NHK) – Konum Hata Sıfır (HS) – Konum Pozitif Hata Küçük (PHK) – Konum Pozitif Hata Orta (PHO) – Konum Pozitif Hata Büyük (PHB)	$\sum_{n=0}^6 \left(\left(m - \left\lfloor \frac{m}{5} * \frac{n}{5} \right\rfloor \right) \right) - m$ – $\sum_{n=0}^6 \left(\left(m + \left\lfloor \frac{m}{5} * \frac{n}{5} \right\rfloor \right) \right) - m$

Uygulamada üçgen ve yamuk üyelik fonksiyonları tercih edilmiştir. Okunan konum hata ve hata değişim oranlarını gösteren yoğunluk parametrelerine ait bulanık kümeleri formül (3.14)'te gösterilmektedir.

Alt küme sayısı n=0 dan 6'ya kadar toplam alt küme sayısı 7 olarak hesaplanmaktadır.

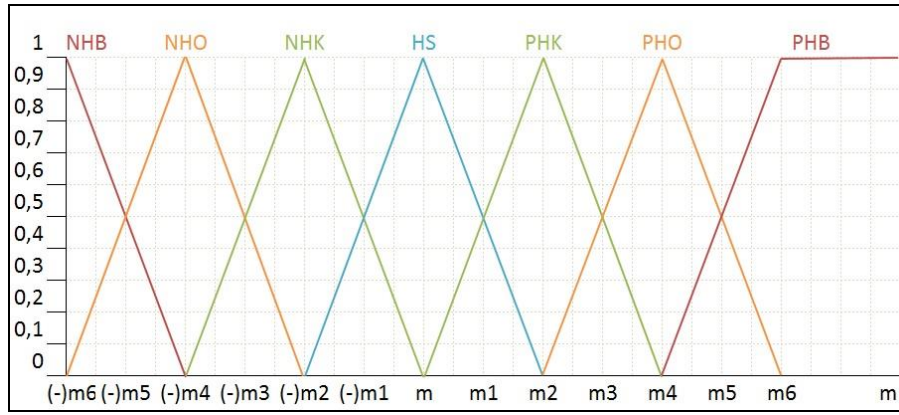
$$\begin{aligned}
 \text{NHB} &= \{1/-m6, 0.5/-m5, 0/-m4\} \\
 \text{NHB} &= \{0/-m6, 0.5/-m5, 1/-m4, 0.5/-m3, 0/-m2\} \\
 \text{NHK} &= \{0/-m4, 0.5/-m3, 1/-m2, 0.5/-m1, 0/m\} \\
 \text{HS} &= \{0/-m2, 0.5/-m1, 1/m, 0.5/m1, 0/m2\} \\
 \text{PHK} &= \{0/m, 0.5/m1, 1/m2, 0.5/m3, 0/m4\} \\
 \text{PHO} &= \{0/m2, 0.5/m3, 1/m4, 0.5/m5, 0/m6\} \\
 \text{PHB} &= \{0/m4, 0.5/m5, 1/m6\}
 \end{aligned} \tag{3.14}$$

Fonksiyon, tablo ve formüllerde ifade edilen '-6m',..., 'm',..., '6m' ifadelerine karşılık gelen değerlerin gösterimi;

$$\begin{aligned}
 -m6 &= (m-(m/6)*(n/2))-m & m6 &= (m+(m/6)*(n/2))-m \\
 -m5 &= (m-(m/5)*(n/2))-m & m5 &= (m+(m/5)*(n/2))-m \\
 -m4 &= (m-(m/4)*(n/2))-m & m4 &= (m+(m/4)*(n/2))-m \\
 -m3 &= (m-(m/3)*(n/2))-m & m3 &= (m+(m/3)*(n/2))-m \\
 -m2 &= (m-(m/2)*(n/2))-m & m2 &= (m+(m/2)*(n/2))-m \\
 -m1 &= (m-(m/1)*(n/2))-m & m1 &= (m+(m/1)*(n/2))-m \\
 m &= m
 \end{aligned}$$

şeklindedir.

Şekil 3.25'te belirtilen hata ve hata değişim yoğunluk parametrelerine ait bulanık kümelerin grafiksel görünümü gösterilmektedir.



Şekil 3.25. Hata ve hata değişim oranları için üyelik fonksiyonu ve bulanık küme

Üyelik fonksiyonları belirlenen bulanık kümelerle göre tüm girdi uzayı ile en uygun bulanık kümeler eşleştirilmektedir. Çizelge 3.12’de giriş değerlerine ait üyelik fonksiyon değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 3.12. Giriş değişkenleri üyelik fonksiyon değerleri

Bulanık Küme	Üyelik Fonksiyon Tipi	Değerler
Konum Negatif Hata Büyük	Yamuk	$1/-m_6, 0.5/-m_5, 0/-m_4$
Konum Negatif Hata Orta	Üçgen	$0/-m_6, 0.5/-m_5, 1/-m_4, 0.5/-m_3, 0/-m_2$
Konum Negatif Hata Küçük	Üçgen	$0/-m_4, 0.5/-m_3, 1/-m_2, 0.5/-m_1, 0/m$
Konum Hata Sıfır	Üçgen	$0/-m_2, 0.5/-m_1, 1/m, 0.5/m_1, 0/m_2$
Konum Pozitif Hata Küçük	Üçgen	$0/m, 0.5/m_1, 1/m_2, 0.5/m_3, 0/m_4$
Konum Pozitif Hata Orta	Üçgen	$0/m_2, 0.5/m_3, 1/m_4, 0.5/m_5, 0/m_6$
Konum Pozitif Hata Büyük	Yamuk	$0/m_4, 0.5/m_5, 1/m_6$

Hata ve hata değişim oranlarını gösteren yoğunluk parametrelerine ait bulanık kümelerin matematiksel fonksiyon olarak gösterimi Çizelge 3.13’te gösterilmektedir. Fonksiyonlar her bir mesafe hata ve hata değişim için x değerli olarak gösterilmektedir.

Çizelge 3.13. Hata ve hata değişimi matematiksel fonksiyon gösterimi

$$\begin{aligned}
\mu_{\text{NHB}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} 1 ; x \leq -m6 \\ \frac{(-m4)-x}{(-m4)-(-m6)} ; -m6 < x \leq -m4 \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} & \mu_{\text{PHK}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-m}{(m2)-(m)} ; m \leq x \leq m2 \\ \frac{m4-x}{(m4)-(m2)} ; m2 < x \leq m4 \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} \\
\mu_{\text{NHO}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-(-m6)}{(-m4)-(-m6)} ; -m6 \leq x \leq -m4 \\ \frac{(-m2)-x}{(-m2)-(-m4)} ; -m4 < x \leq -m2 \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} & \mu_{\text{PHO}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-m2}{(m4)-(m2)} ; m2 \leq x \leq m4 \\ \frac{m6-x}{(m6)-(m4)} ; m4 < x \leq m6 \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} \\
\mu_{\text{NHK}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-(-m4)}{(-m2)-(-m4)} ; -m4 \leq x \leq -m2 \\ \frac{m-x}{(m)-(-m2)} ; -m2 < x \leq m \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} & \mu_{\text{PHB}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-m4}{(m6)-(m4)} ; m4 \leq x \leq m6 \\ 1 ; m6 < x \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\} \\
\mu_{\text{HS}}(x) &= \left\{ \begin{array}{l} \frac{x-(-m2)}{(m)-(-m2)} ; -m2 \leq x \leq m \\ \frac{m2-x}{(m2)-(m)} ; m < x \leq m2 \\ 0 ; \text{diğer} \end{array} \right\}
\end{aligned}$$

Çizelge 3.13'e göre hata ve hata değişimlerini içeren bilgilerin yoğunluk parametrelerinin bulanık kümeleri formül (3.15)'deki gibi hesaplanmaktadır. Fonksiyon gösterimi M olarak ifade edilmektedir.

$$\begin{aligned}
\mu_{\text{NHB}}(M) &= \{1/-m6 + 0.5/-m5 + 0/-m4\} \\
\mu_{\text{NHO}}(M) &= \{0/-m6 + 0.5/-m5 + 1/-m4 + 0.5/-m3 + 0/-m2\} \\
\mu_{\text{NHK}}(M) &= \{0/-m4 + 0.5/-m3 + 1/-m2 + 0.5/-m1 + 0/m\} \\
\mu_{\text{HS}}(M) &= \{0/-m2 + 0.5/-m1 + 1/m + 0.5/m1 + 0/m2\} \\
\mu_{\text{PHK}}(M) &= \{0/m + 0.5/m1 + 1/m2 + 0.5/m3 + 0/m4\} \\
\mu_{\text{PHO}}(M) &= \{0/m2 + 0.5/m3 + 1/m4 + 0.5/m5 + 0/m6\} \\
\mu_{\text{PHB}}(M) &= \{0/m4 + 0.5/m5 + 1/m6\}
\end{aligned} \tag{3.15}$$

Çıkış değerleri bulanık kümelerinin tanımları ve belirlenmesi:

BUS birimi giriş değişkenlerinin işlenmesi sonucu elde edilecek olan BUS birimi çıkış değişkenleri olarak helikopterin ESC hız kontrolü ‘esc’ (3.16), z eksenindeki hareket kontrolü için kuyruk servo kontrolü ‘ts’ (3.17), x eksenindeki hareket kontrolü için aileron servo kontrolü ‘as’ (3.18), y eksenindeki hareket kontrolü için elevator servo kontrolü ‘es’ (3.19), pervane açısı kontrolü için pitch servo kontrolü ‘ps’ (3.20) bilgileri için 7 adet bulanık alt küme tanımlanmıştır.

$$\mu_{esc} = [\mu_{NB}, \mu_{NO}, \mu_{NK}, \mu_{HS}, \mu_{PK}, \mu_{PO}, \mu_{PB}] \quad (3.16)$$

$$\mu_{ts} = [\mu_{NB}, \mu_{NO}, \mu_{NK}, \mu_{HS}, \mu_{PK}, \mu_{PO}, \mu_{PB}] \quad (3.17)$$

$$\mu_{as} = [\mu_{NB}, \mu_{NO}, \mu_{NK}, \mu_{HS}, \mu_{PK}, \mu_{PO}, \mu_{PB}] \quad (3.18)$$

$$\mu_{es} = [\mu_{NB}, \mu_{NO}, \mu_{NK}, \mu_{HS}, \mu_{PK}, \mu_{PO}, \mu_{PB}] \quad (3.19)$$

$$\mu_{ps} = [\mu_{NB}, \mu_{NO}, \mu_{NK}, \mu_{HS}, \mu_{PK}, \mu_{PO}, \mu_{PB}] \quad (3.20)$$

Bulanık kümelerin etkisi aynı sözel ifade ile tanımlanmakla birlikte değişim aralıkları ifade ettikleri pwm sinyali değişim değerini göstermektedir. Üretilen bu değerlere göre servolar için üretilen sinyal değerleri ile servo pozisyonları ve ESC için üretilen sinyal değeri ile rotor hızı değişmektedir. Çıkış değerleri için bulanık alt küme değer aralıklarını belirleme amacıyla oluşturduğumuz, (3.21)’de gösterilen, formüle göre belirlenmektedir.

$$\sum_{n=0}^t \left[\left(m \pm \left\lfloor \frac{t-n}{s} \right\rfloor \right) \right] - m \quad (3.21)$$

Burada ‘t’ bulanık alt küme değer aralıklarının tanımlanmasında kontrol edilmek istenen alt küme sayısı, ‘s’ yoğunluk parametrelerinin değişim değer aralığı, ‘m’ ise kontrol edilen değişkenin olması hedeflenen normal değer (hedef değer) aralığı olarak ifade edilmektedir.

Çizelge 3.14’te tanımlanan bulanık kümelerin girdi değerleri, bulanık alt kümeleri ve değişim aralıkları gösterilmektedir. Bulanık alt kümelerin sözel ifadeleri ve tanımlı değişim aralıkları aynı olduğu için her bir girdi değişkeni aynı alanda sunulmuştur.

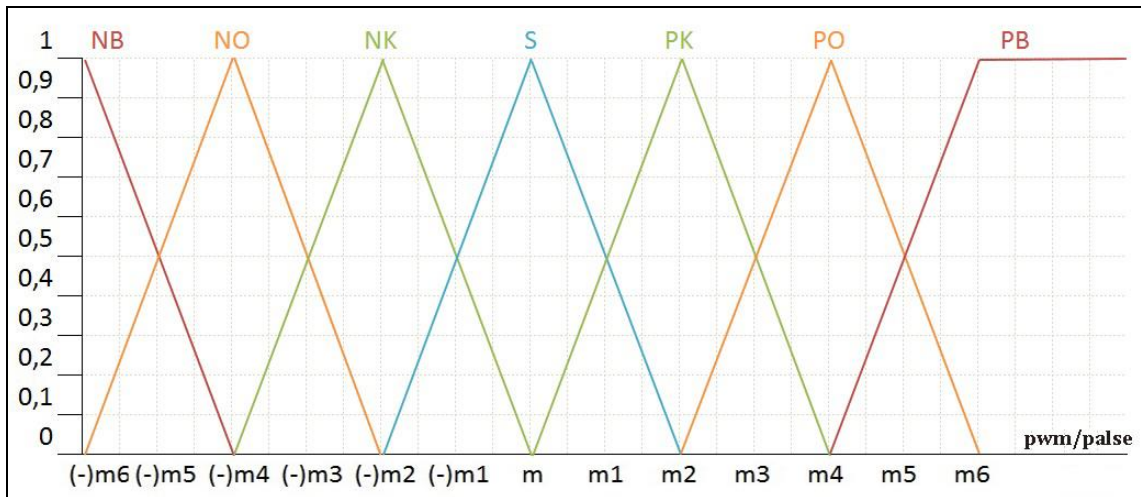
Çizelge 3.14. Çıkış değişkenleri bulanık kümeleri

Girdi	Bulanık Kümeler	Değişim Aralığı
V(esc, ts, as, es, ps) çıkış parametresi için	Pozisyon Negatif Büyük(NB), Pozisyon Negatif Orta(NO), Pozisyon Negatif Küçük(NK), Pozisyon Sıfır(S), Pozisyon Pozitif Küçük(PK), Pozisyon Pozitif Orta(PO), Pozisyon Pozitif Büyük(PB)	$\sum_{n=0}^6 \left(\left(m - \left\lfloor \frac{t+n}{5} \right\rfloor \right) \right) - m$ - $\sum_{n=0}^6 \left(\left(m + \left\lfloor \frac{t+n}{5} \right\rfloor \right) \right) - m$

Uygulamada üçgen ve yamuk fonksiyonları tercih edilmiştir. Çıkış değerleri yoğunluk parametrelerine ait bulanık kümeler formül (3.22)'de gösterilmektedir.

$$\begin{aligned}
 \text{NHB} &= \{1/-m6, 0.5/-m5, 0/-m4\} \\
 \text{NHB} &= \{0/-m6, 0.5/-m5, 1/-m4, 0.5/-m3, 0/-m2\} \\
 \text{NHK} &= \{0/-m4, 0.5/-m3, 1/-m2, 0.5/-m1, 0/m\} \\
 \text{HS} &= \{0/-m2, 0.5/-m1, 1/m, 0.5/m1, 0/m2\} \\
 \text{PHK} &= \{0/m, 0.5/m1, 1/m2, 0.5/m3, 0/m4\} \\
 \text{PHO} &= \{0/m2, 0.5/m3, 1/m4, 0.5/m5, 0/m6\} \\
 \text{PHB} &= \{0/m4, 0.5/m5, 1/m6\}
 \end{aligned} \tag{3.22}$$

Şekil 3.26'da belirtilen çıkış değerleri (servo ve ESC pozisyon) yoğunluk parametrelerine ait bulanık kümelerin grafiksel görünümü gösterilmektedir.



Şekil 3.26. Çıkış değerleri için üyelik fonksiyonu ve bulanık küme

Üyelik fonksiyonları belirlenen bulanık kümelere göre tüm çıktı uzayı ile en uygun bulanık kümeler eşleştirilmektedir. Çizelge 3.15'te çıkış değerlerine ait üyelik fonksiyon değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 3.15. Çıkış değişkenleri üyelik fonksiyon değerleri

Çıktı Üyelik Fonksiyon Değerleri			
	Bulanık Küme	Üyelik Fonksiyon Tipi	Değerler
V(esc, ts, as, es, ps) çıktı parametresi için	Pozisyon Negatif Büyük – NB	Yamuk	-m6
	Pozisyon Negatif Orta – NO	Üçgen	-m4
	Pozisyon Negatif Küçük – NK	Üçgen	-m2
	Pozisyon Sıfır – S	Üçgen	m
	Pozisyon Pozitif Küçük – PK	Üçgen	m2
	Pozisyon Pozitif Orta – PO	Üçgen	m4
	Pozisyon Pozitif Büyük – PB	Yamuk	m6

3.2.1.3. Bulanık kuralların oluşturulması

Giriş ve çıkışların bulanıklaştırılması, üyelik fonksiyonları ve değerlerinin tanımlanması, işleminden sonra bulanık sistemi karakterize eden bulanık kurallar belirlenmiştir. Belirlenen bulanık kurallar ile sistem, girdi ve çıktı parametrelerini bağdaştırarak, bir bütün halinde çalışmaktadır.

Bu bölümde, tüm farklı değişkenler ve olası tüm farklılıklar göz önüne alınarak kurallar belirlenmektedir.

Belirlenen kurallar tüm farklı olasılıkları içerecek biçimde kurgulanmaktadır. Sistem, hesaplama ve performans açısından sistemi en iyi karakterize edecek kuralların seçimi sonucu oluşturulmuştur ve tüm olasılıklar değerlendirilerek en iyi performansı sağlayacak sonuçlar çıkartılacak şekilde tasarlanmaktadır.

Bulanık kuralların oluşturulmasında kontrol kartının en kısa sürede hassas bir şekilde uyarılması hedeflenmektedir.

Bulanık sisteme gelen veriler işlenmeye hazır hale getirildikten sonra bulanık kural tabanına yüklenmiş “eğer – o halde” şeklinde tanımlanmış kurallara göre, çıkarım mekanizması tarafından işlenmektedirler.

Bulanıklaştırıcıdan gelen üyelik fonksiyonları burada depolanmış halde bulunan bilgi tabanına dayalı bilgi kümeleri ile birlikte kullanılarak bulanık bir sonuç elde edilmektedir.

Şekil 3.27’de mesafe ve konumdaki hata ve konum hata değişimlerinin kontrol edildiği kural çizelgesi gösterilmektedir. Elde edilen hata değeri ‘e’ ve hata değişim değeri ‘ce’ ile gösterilmektedir. Tablo içinde yer alan net değerlerin tamamı belirtilmek istenmediğinden tablo içinde yer almamıştır.

e ce	NHB	NHO	NHK	HS	PHK	PHO	PHB
NHB	PB	PB					
NHO							
NHK				PK			
HS				S			
PHK							
PHO							
PHB						NB	NB

Şekil 3.27. Kural çizelgesi

Kurallar bulanık kümelerle gerçekleşmektedir. Her bir kural için bir bulanık μ (çıkış) çıkışı elde edilmektedir. Elde edilen bulanık çıkışlar durulaştırıcıda netleştirilip kesin sayıya dönüştürülmektedir.

x ve y indisleri giriş parametrelerinde, k indisi çıkış parametresinde sözlerin tanımlandığı genel uzay kümelerini belirttiği düşünülürse, verilen kurallar incelendiğinde x ve y girişlerinin kendilerine ait bulanık kümelerinde aldıkları üyelik değerlerine göre k çıkışının da kendisine ait bulanık kümelerinde üyeliğe sahip olduğu görülür. x ve y'nin durumuna göre k'nın alacağı değere karar verirken uzman görüşüne başvurulur. Yani x ve y değerlerine bağlı olarak k çıkışının bulanık kümelerinden hangisi veya hangilerinde üyeliğe sahip olması gerektiği konusundaki bilgi, bu sistemi iyi bilen uzmanlardan alınır ve kurallar biçiminde depolanır.

Kuralların mantıksal derecesini belirtmek üzere, her kurala atanan bir destek derecesi bulunmaktadır. Destek derecesinin mantıksal faktörü 0 ile 1 arasında değişmektedir.

Kural çizelgesinde bulanık ifadelerin ilişkileri gösterilmektedir. Kural çizelgesi ve bulanık ifadelerinden yararlanılarak her bir kontrol parametresi için oluşturulan bulanık kurallar çalışmada ek olarak yer almaktadır.

3.2.1.4. Bulanık çıkarım

Kontrol algoritmasının yürütüldüğü ve karar verme aşamasının gerçekleştiği program bloğudur. Çıkarım ünitesini girişleri bulanıklaştırma ara biriminin çıkışlarından oluşmaktadır. Bu bölümde bilgi tabanı ve karar verme mantığı kullanılmaktadır. Bilgi tabanına erişilerek edinilen bulanık kurallar ile bulanıklaştırma arabiriminde gelen dilsel değişkenler işlenmektedir. Bu işlem sonucunda seçilen mantıksal çıkarım mekanizmasıyla kontrol aksiyonu oluşturulmaktadır.

Tasarımı ve kontrolü gerçekleştirilen fuzzy denetleyici biriminde, açıl kontrol birimleri, ESC ve servo pozisyonları için 49'ar adet bulanık denetim kuralı kullanılmıştır.

3.2.1.5. Durulama

Bulanık çıkarım ünitesinden elde edilen bulanık çıkış değerlerinin kontrol sistemine gönderilmeden önce ölçeklendirilerek gerçek sayısal değerlere dönüştürülme işleminin yapıldığı alanı ifade etmektedir.

Durulama işleminde, her kural için hata ve hata değişiminin üyelik ağırlık dereceleri hesaplanarak, bu değerlerin mantıksal birleşim kümesi üzerinde netleştirilmesi ile tek çıkış değeri bulunarak bulanık mantık denetleyicisinin kontrol sistemine uygulayacağı çıkış değeri tespit edilmektedir.

Şekil 3.27'de gösterilen mesafe ve konumdaki hata ve konum hata değişimlerinin kontrol edildiği kural çizelgesi dikkate alınarak oluşacak kural tablosu Şekil 3.28'deki gibi belirlenmektedir.

e ce	$\mu_{NHB}(z)$	$\mu_{NHO}(z)$	$\mu_{NHK}(z)$	$\mu_{HS}(z)$	$\mu_{PHK}(z)$	$\mu_{PHO}(z)$	$\mu_{PHB}(z)$
$\mu_{NHB}(x)$	$\mu_{PB}(p)$						
							$\mu_{NK}(p)$
				$\mu_s(p)$			
				$\mu_{NK}(p)$			
						$\mu_{NB}(p)$	$\mu_{NB}(p)$

Şekil 3.28. Hata ve hata değişim kural tablosu

Tablolar göz önünde bulundurularak kurallar aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\mu_T(p) = \{ \min[\mu_{NHB}(x), \mu_{NHB}(z)], \dots, \min[\mu_{PHB}(x), \mu_{PHB}(z)] \}$$

Elde edilen bu ifadeler aşağıdaki gibi kısaltılabilir.

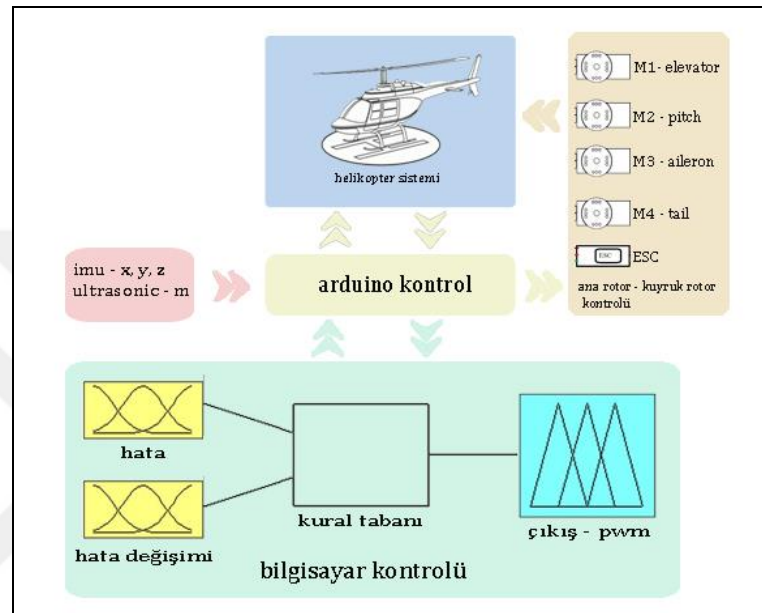
$$\mu_T(p) = \frac{\sum_{i=1}^n u_i * \mu(u_i)}{\sum_{i=1}^n \mu(u_i)} \quad (3.23)$$

Çalışmada durulama işlemi için, (3.23) formülü ile hesaplanması gösterilen, ağırlık merkezi yöntemi kullanılmıştır.

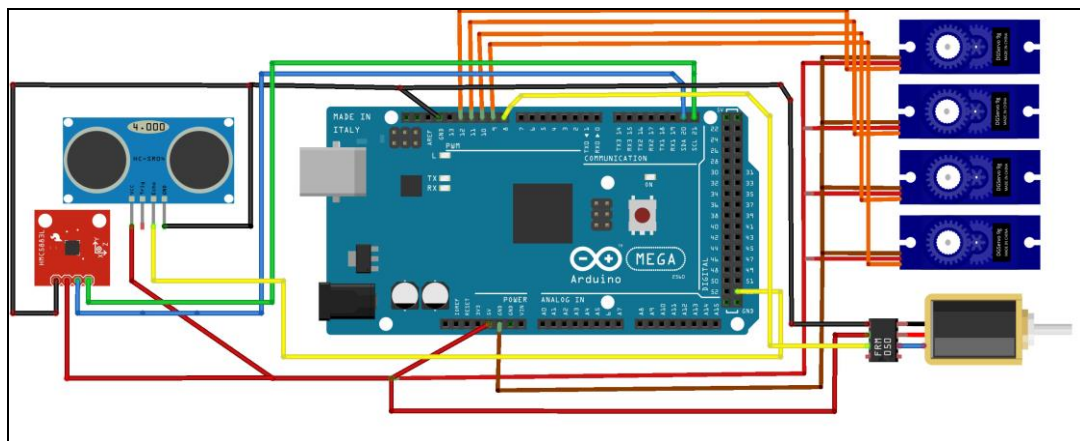
3.2.2. Model helikopter BUS genel yapısı

Tasarlanan bulanık uzman sistem, helikopterin belirli bir konum doğrultusunda istenilen yüksekliğe kalkış ve iniş hareketini gerçekleştirecek biçimde tasarlanmıştır. Helikopterin koordinat ve yükseklik konum verileri, arduino yardımıyla, helikopter

üzerindeki sensörlerden girdi değeri olarak okunmakta ve bilgisayara aktarılmaktadır. Kontrol bilgisayarı girdi olarak aldığı verileri bulanık kontrol ünitesinde işleyerek servo ve ESC net değerleri elde etmektedir. Elde edilen bu net çıkış değerleri arduino'ya iletilmekte ve arduino yardımıyla helikopter üzerindeki servoların konumları ve ESC değeri yenilenmektedir. Şekil 3.29'da kontrol sisteminin blok yapısı ve kontrol kartı (arduino kontrol) bağlantı şeması Şekil 3.30'da görülmektedir.



Şekil 3.29. Helikopter kontrol sistemi blok yapısı



Şekil 3.30. Kontrol kartı bağlantı şeması

Model helikopter tasarım süreci sistem tasarımı, yazılım ve donanım yapısı olarak üç kısım altında incelenebilir.

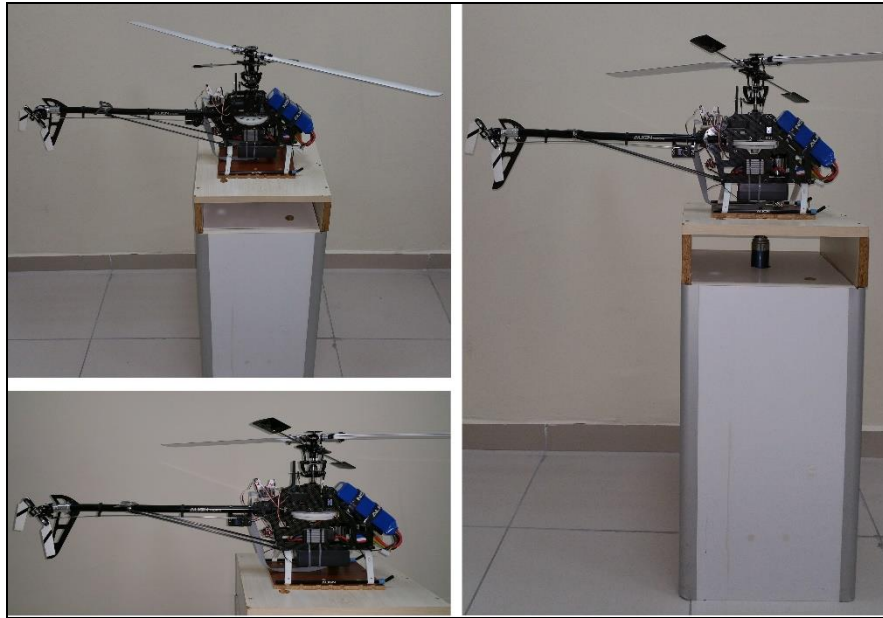
Sistem tasarımı, çalışmada kullanılan model helikopterin parçalarının birleştirilerek, helikopterin ve test platformunun oluşturulması, helikopter üzerine sensörlerin yerleştirilmesi, kontrol edilmesi ve bilgisayar ile haberleşmesinin gerçekleştirilmesi incelenmektedir.

Donanım yapısında, modelde kullanılan sensörler, motorlar ve bağlantı birimlerinin kontrol edilmesi incelenmektedir.

Yazılım yapısında, kod akış diyagramları ile birlikte bilgisayar ile test platformunun haberleşmesi, kontrol programı ve yapısı, kontrol kartını programlanması, verilerin okunması, analiz edilmesi, yorumlanması ve programlanma süreçleri anlatılmaktadır.

3.2.2.1. Sistem tasarımı

Çalışmada kullanılan helikopter düzeneği Şekil 3.31’de gösterildiği gibi test platformu üzerine yerleştirilmiş “Align TREX 500” model bir helikopterden oluşmaktadır. Helikopterin teknik özellikleri hakkında bilgi “model helikopter” bölümünde verilmektedir.



Şekil 3.31. Helikopter test platformu

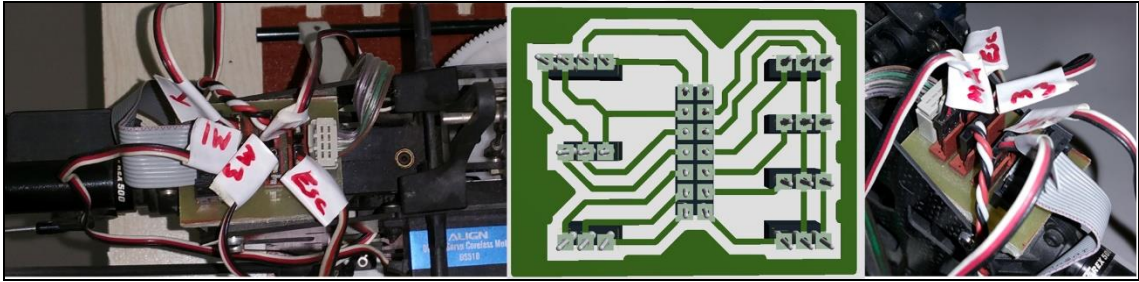
Helikopter, ana kaskak, ana rotor, kuyruk rotoru, ana rotor palleri ve kuyruk rotor palleri ile bunları kontrol eden bir adet fırçasız motor, kuyruk rotoruna yön veren

bir adet ve pallere yön veren üç adet servo motor, fırçasız motoru sürmek için ESC, durum ve konum kontrolü için ultrasonic sensör ve jiroskoptan oluşmaktadır.

Test platformu model helikopter parçalarının tedarik edilmesi sonucu oluşturulan helikopterin platforma monte edilmesiyle oluşturulmuştur. Bilgisayar ile test platformu haberleşmesi usb port üzerinden gerçekleştirilmektedir. Helikopterin kontrolsüz hareketini engellemek için test platformu kullanılmıştır.

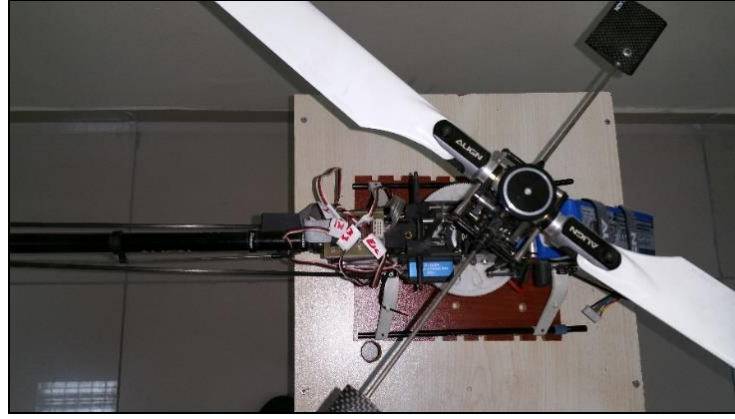
Helikopterde mesafe ölçümü için ultrasonik sensör, konum kontrolü için jiroskops kullanılmaktadır. Sensörlerden alınan verileri bilgisayara iletmek ve bilgisayardan alınacak komutlarla rotor kontrollerini gerçekleştirecek servoların ve ESC kontrolü için arduino mega kontrol kartı kullanılmaktadır.

Helikopterdeki sensörler hasar almayacak şekilde helikopter üzerinde uygun alanlara korunaklı olarak yerleştirilmiştir. Kontrol kartı ile haberleşmelerini sağlamak için arayüz kartları tasarlanmıştır. Şekil 3.32’de gösterilen arayüz kartları, kontrol kartı ile sensörler arasında sinyal iletimini ve gerilim kontrolünü sağlamaktadır.



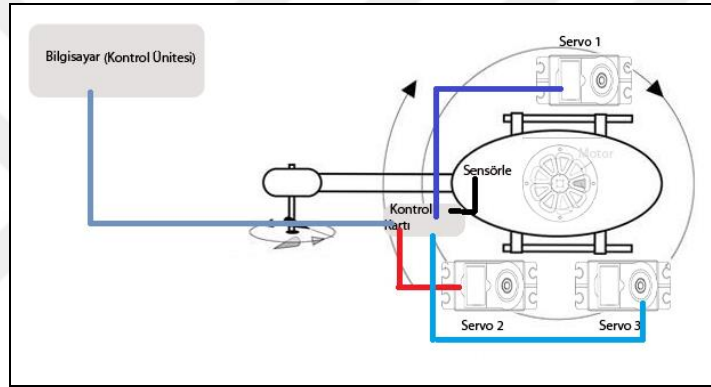
Şekil 3.32. Arayüz kartı

Oluşturulan test platformu helikopterin 4 serbestlik derecesinde hareket etmesini sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Test platformu dikey hareket kabiliyetine sahiptir. Helikopterin yalpalama, yunuslama ve sapma hareketleri, helikopterin test platformuna bağlanmasını sağlayan, ahşap, içi bilyeli serbest hareket kabiliyetine sahip parça ile kontrol edilmektedir. Şekil 3.33’te bağlantı platformu gösterilmektedir.



Şekil 3.33. Helikopter bağlantı platformu

Şekil 3.34'te helikopter kontrol sistemi tasarım olarak gösterilmektedir.



Şekil. 3.34. Helikopter kontrol sistemi

3.2.2.2. Donanım yapısı

Bu bölümde tasarlanan helikopter modeli ve test düzeneğini oluşturan bileşenler, model helikopterin ve test düzeneğinin nasıl monte edildiği, kullanılan ekipmanların nasıl yerleştirildiği, modelin kontrol mekanizması ve kontrol işlemleri açıklanacaktır.

Align 500 MX fırçasız tipi motor (ana motor) ve kontrolü

Model helikopter (Mh) uygulamasında “Align 500 MX fırçasız tipi” fırçasız doğru akım motoru (Brushless Dc Motor) kullanılmıştır. Fırçasız motorlar, yüksek verimlilik sunan, doğrusal moment/hız ilişkisine sahip az bakım gerektiren kullanışlı motorlar olmalarından dolayı insansız hava araçlarında tercih edilmektedirler. Bu motorlar kontrol edilmesi çok güç ve maliyeti yüksek motorlardır.

Fırçasız doğru akım motorlarında anahtarlama (motor sürme) işlemi elektronik olarak gerçekleştirilmektedir. Mh sistemimizde elektronik anahtarlama işlemini gerçekleştirmek, motor hızını kontrol etmek, için 70 Amper elektronik hız kontrol devresi (Elektronik Speed Controller, ESC) kullanılmıştır.

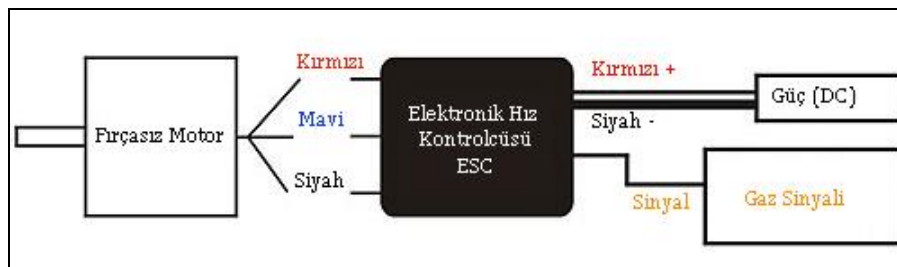
ESC girişine uygulanan Sinyal Genişlik Modülasyonu (Pulse Width Modulation, PWM) sinyali ile fırçasız motorun hızı kontrol edilmektedir. Hız kontrol işlemi ESC üzerinde bulunan mikro denetleyici ile gerçekleştirilmektedir.

Fırçasız dc motor ve ESC'nin model helikopter üzerine yerleşim şekli şekil 3.35'te gösterilmiştir.



Şekil 3.35. Fırçasız motor ve ESC yerleşimi

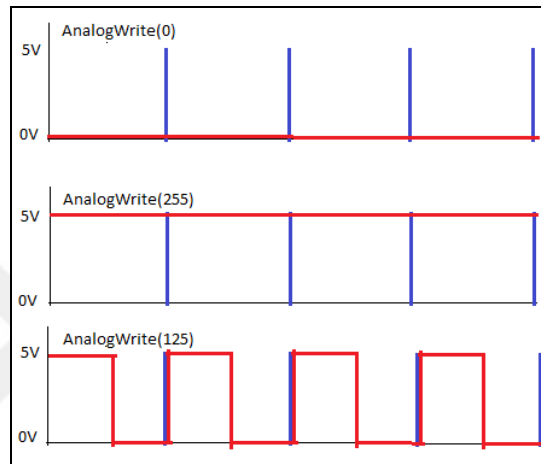
ESC üzerinde bulunan kırmızı, siyah, mavi ve beyaz pinli (üç pinli) kablo ile arduino ile ESC kontrolü gerçekleştirilmektedir. Kırmızı ve siyah kablolar artı ve eksi uç, arduino üzerine 5V ve toprak (GND) pinine bağlanmıştır. Beyaz kablo, sinyal pini, arduino üzerinde dijital 8 numaralı pine takılmıştır. Bu kanaldan arduinodan alınan PWM sinyalleri ile ESC tetiklenerek motorun uygun hızda dönmesi sağlanmaktadır. Şekil 3.36'da fırçasız motor ile ESC kontrolcüsünün bağlantı şeması gösterilmektedir.



Şekil 3.36. Fırçasız motor ve ESC bağlantı şeması

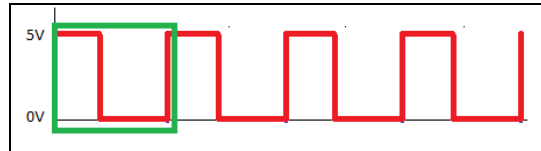
PWM sinyal işleme veya sinyal aktarma gibi işlemlerde kullanılmaktadır. Test platformunda kullanılan kontrol kartı olan arduino'da PWM ile dijital sonuçlardan

analog sonuçlar elde edilebilmektedir. Ayrıca motor kontrolleri için ihtiyaç duyulan kare dalga üretimi de gerçekleştirilebilmektedir. Kare dalga sinyali gönderildiğinde on konumunda 5V uygulanırken off konumunda 0V uygulanmaktadır. On kısmının aktif olduğu genişlik sinyal genişliği (pulse width) olarak adlandırılmaktadır. Arduino kartının kodlanmasında, analogWrite() fonksiyonu ile görev döngüsünün miktarı belirlenmekte ve kare dalga elde edilmektedir. Şekil 3.37’de arduino’da elde edilen sinyal genişlik modülasyonu örnekleri gösterilmiştir.



Şekil 3.37. Arduino ile çeşitli sinyal genişlik modülasyonu

Sistem tasarımında rotoru döndürecek kare dalga sinyal genişliği, yapılan denemeler sonucunda, başlangıç olarak 60 pulse olarak belirlenmiştir. Program yardımı ile hedeflenen konum ve irtifa kontrolü için bu sinyal değeri otomatik olarak değiştirilmektedir. Şekil 3.38’de başlangıç değeri olarak kullandığımız 60 pulse değerinin kare dalga sinyal genişliği gösterilmektedir.



Şekil 3.38. Başlangıç pulse değeri kare dalga sinyali

Align DS510 tipi kontrol servoları ve kontrolleri

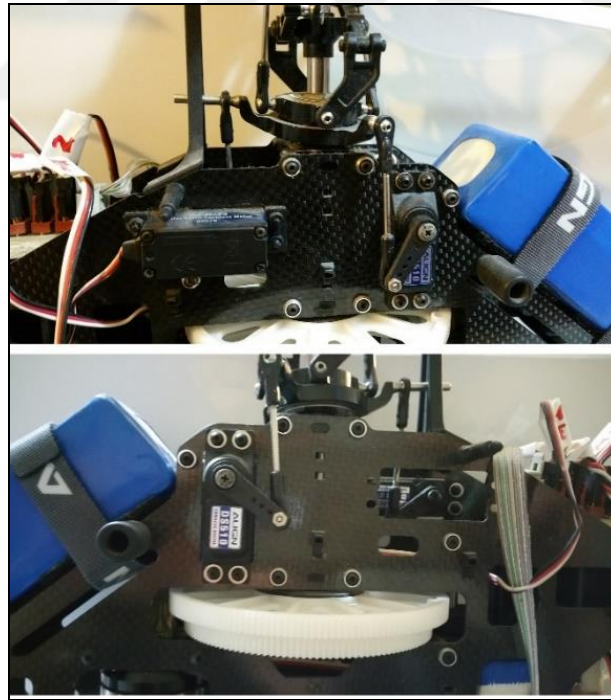
Model helikopterin eksen hareketlerini kontrolü için 4 adet dc servo motor kullanılmaktadır. Kullanılan servo motorların çalışma sürücüleri mikroişlemci kontrollü ve dijital yapıda fırçalı motorlardır. Hız ve konum kontrolü için gerekli donanım

ünitelerini üzerlerinde barındırırlar. Sistem tasarımında kullanılan servo motorlar, eksen hareket kontrollerinde palleri sürmeleri için tercih edilen motor çeşitleridirler. Kullanılan motorlar, yükü belirtilen konumda tutabilmek için yeteri kadar tork sağlayabilirler.

Tasarlanan helikopter sisteminde, kontrol kartı olarak kullanılan arduino ile helikopter kontrolünde kullanılan servoların sürücülerine gerekli konum ve hız bilgileri gönderilmektedir.

Servoların kırmızı ve siyah olmak üzere besleme ve toprak bağlantılarını yapan pinler ile hız ve durum kontrolü sinyallerini iletecek olan beyaz/sarı sinyal pini içeren üç pinli kabloları bulunmaktadır. Kırmızı besleme ucu arduino üzerinde 5V besleme pinine, siyah toprak ucu GND pinine bağlanmaktadır. Sinyal pinleri dijital 9, 10, 11 ve 12 numaralı pinlere takılmaktadır.

Ana rotor kontrolü için üç adet servo motor ve kuyruk rotoru kontrolü için bir adet servo motor kullanılmıştır. Şekil 3.39'da ana rotor kontrol servolarının konumu gösterilmektedir.



Şekil 3.39. Ana rotor kontrol servoları yerleşimi

Servoların çalışma aralığı 0 – 90 – 180 derece aralıklarında belirlenmektedir.

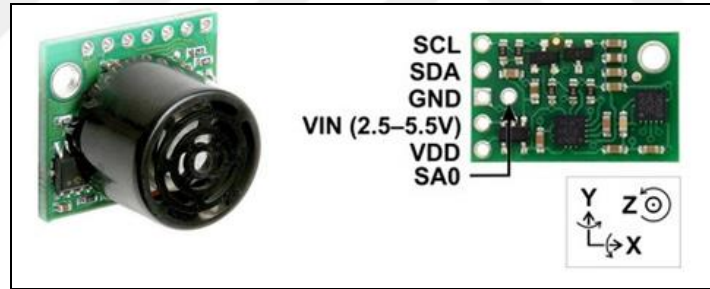
Kuyruk (tail) rotorunu kontrol edecek servonun sinyal pini arduinonun dijital 9 numaralı pinine, yapılan kalibrasyon sonucu 73 pulse başlangıç değeri ile; aileron

açısını kontrol edecek servonun sinyal pini arduinonun dijital 10 numaralı pinine, yapılan kalibrasyon sonucu 90 pulse başlangıç değeri ile; pitch açısını kontrol edecek servonun sinyal pini arduinonun dijital 11 numaralı pinine, yapılan kalibrasyon sonucu 90 pulse başlangıç değeri ile; elevator açısını kontrol edecek servonun sinyal pini arduinonun dijital 12 numaralı pinine, yapılan kalibrasyon sonucu 100 pulse başlangıç değeri ile yerleştirilmektedir. Kontrol biriminden gelen değere göre konum artmakta ya da azaltılmaktadır.

Açıların kontrol değer aralıkları yazılım yapısı altında belirtilmektedir.

IMU ve MaxSonar sensörleri ve kontrolleri

Helikopterin konum ve pozisyon kontrolünü sağlamak, o anki durumu hakkında bilgi almak ve belirtilen konum doğrultusunda hareketlerini kontrol etmek için ivme ölçer kullanılmıştır. Kullanılan ivmeölçer Şekil 3.40'ta gösterilmiştir. Kullanılan ivmeölçer ile birlikte eksenlere uygulanan kuvvet ve konum açı değerleri hesaplamakta ve yorumlamaktadır.



Şekil 3.40. Ultrasonic sensör ve ivme ölçer

Hava aracını dengede tutabilmek aracın konumu yer ile yaptığı açı bilmemiz ve hesaplamamız gereken durumlar olarak karşımıza çıkmaktadır. İvmeölçerden değer okuyabilmek için üretici firmanın kontrol kartımız olan arduino için ürettiği "LSM303.h" kütüphane dosyasından yararlanılmaktadır.

İvmeölçer üzerinde yer alan gerilim ve toprak pinler, arduino üzerine 3.3V ve GND pinlerine takılmıştır. İvmeölçerden okuyacak olduğumuz analog değerler SDA ve SCL pinleri arduino üzerinde 20 numaralı pin olan SDA ve 21 numaralı pin olan SCL pinlerine bağlanmıştır.

Arduino ile ivmeölçerden x, y ve z eksenleri için analog değerler okunmaktadır. Okunan değerler arduino ile kontrol birimi olan bilgisayara gönderilmektedir. Kontrol biriminde bilgiler yorumlanarak program çıktıları oluşturulmaktadır.

Helikopterin yer ile mesafesini ölçmek, helikopterin dikey hareketi yönünde bilgi alma ve helikopterin dikey konumundaki değişiklikleri kontrol etmek için mesafe ölçüm sensörü kullanılmaktadır. Kullanılan ultrasonic sensör Şekil 3.40'ta gösterilmiştir.

Sensör üzerinde yer alan voltaj ve toprak pinleri arduino üzerinden beslenmektedir. Gerilim arduinonun 5V çıkışına, toprak pini GND pinine bağlanmıştır. Sensörden gelecek olan verilerin okunması için arduinonun 53 numaralı dijital pin yuvası kullanılmıştır.

Arduino Mega 2560 kontrol birimi (mikroişlemci – arduino)

Helikopter üzerindeki sensörlerden gelecek olan verileri okuyup bilgisayara ve bilgisayardan gelecek olan komutları değerlendirip ilgili motorlara gönderecek, hava aracının istenilen konumda hareket etmesini ve aracın kontrol edilmesini sağlamak amacıyla atmega2560 mikroişlemciye sahip arduino mega 2560 kontrol ünitesi kullanılmaktadır.

Kontrol ünitesi helikopterin alt kısmına yerleştirilmiştir. Bilgisayar ile haberleşmesi usb 3.0 port üzerinden gerçekleştirilmektedir. Gerilim beslemesi usb 3.0 port üzerinden sağlanmaktadır. Harici bir gerilim beslemesi yapılmamaktadır. Şekil 3.41'de kontrol biriminin (arduino) helikoptere bağlantısı ve Şekil 3.42'de arduino ile kontrol üniteleri bağlantısı gösterilmektedir.



Şekil 3.41. Kontrol biriminin (arduino) helikopter üzerinde gösterimi



Şekil 3.42. Arduino ile kontrol üniteleri bağlantısı

3.2.2.3. Yazılım Yapısı

Bu bölümde helikopter modelinin kontrol süreçleri, arduino ile okunan sensör verilerinin bilgisayara aktarılması ve kontrol bilgisayarı ile verilerin yorumlanması, kontrol program yapısı, hedef sonuç değerlerinin arduino tarafından okunması ve helikopterin konumlanması işlemleri açıklanmaktadır.

Sistemin genel yapısı

Helikopter test düzeneği arduino ile bilgisayara bağlanmaktadır. Kontrol için gerekli yazılım bilgisayarda yer almaktadır. Bilgisayarda yapılan kontrol çalışması c# dili kullanılarak geliştirilmiştir. Kontrol kartı, arduino üzerindeki kontrol programları arduino platformu üzerinde geliştirilmiştir.

Sistem temel mimarisi, helikopter üzerine monte edilen sensörlerden helikopterin anlık durum bilgileri okunacak, elde edilen durum bilgileri yorumlanarak helikopterin hedeflenen konuma göre pozisyon alması ve durumunu koruması sağlanacak biçimde tasarlanmıştır.

Sistemin temel çalışma prensibi,

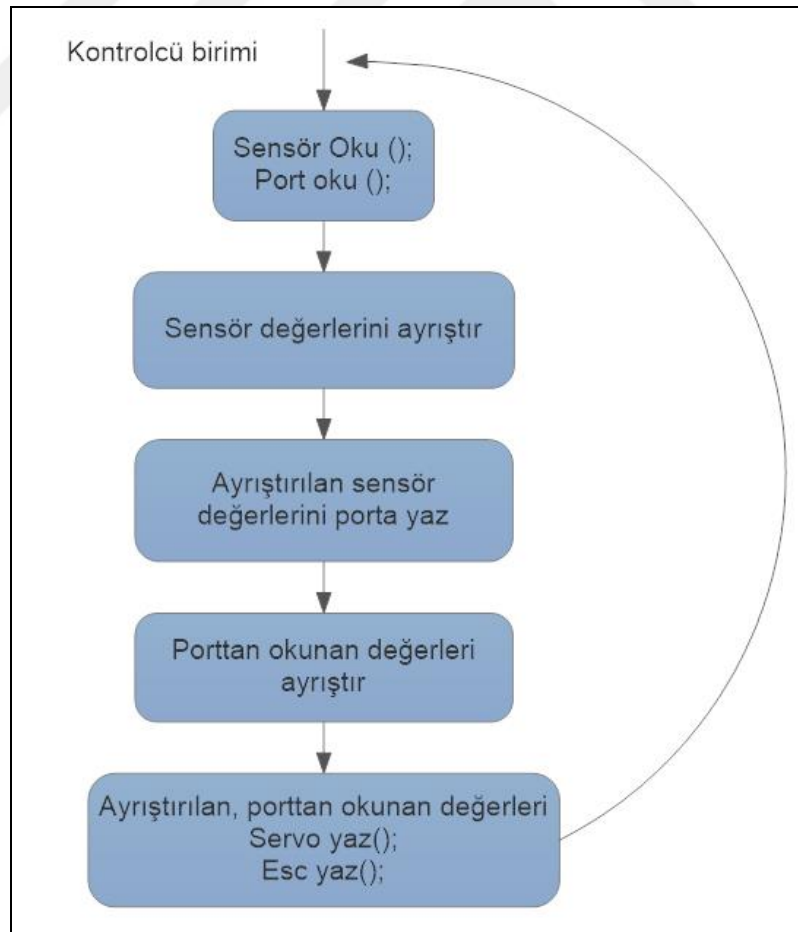
- Sensörlerden verilerin okunması
- Okunan verilerin arduino ile bilgisayara gönderilmesi
- Bilgisayarın aldığı verileri yorumlaması

- Yorumlanan verilerden çıkış değerlerinin elde edilmesi
- Elde edilen çıkış değerlerinin helikoptere gönderilmesi
- Arduino ile motorların kontrol edilmesi şeklinde açıklanabilir.

Helikopterin dikey hareketi temel kontrol olduğu için kontrol yapısı dikey pozisyonu ifade edecek şekilde kalkış ve inişi kontrol etmektedir.

Kontrolcü (arduino) programlanması

Kontrolcü olarak kullanılan arduino mega kartı arduino platformunda programlanmıştır. Kontrolcü ile yapılan temel işlem helikopter üzerindeki donanım birimlerinden gelen verilerin okunarak bilgisayara, ana kontrol ünitesine, gönderilmesini sağlamak ve ana kontrol biriminden gelen verileri helikopter üzerindeki donanım birimlerine aktarılması olarak ifade edilebilir. Şekil 3.43'te kontrolcü sisteminin çalışma prensibinin algoritması gösterilmektedir.



Şekil 3.43. Kontrolcü sisteminin çalışma prensibi algoritması

Helikopter üzerinde mesafe ölçümü yapmak için ultrasonic sensör ve konum kontrolü yapmak için IMU (9 dof imu) sensörü bulunmaktadır. Sensörlerden okunan değerlerin ana bilgisayara gönderilmesi ve kontrol birimine bağlı olan servoların kontrol edilmesi aşağıdaki gibidir.

Ultrasonic sensör ile mesafe ölçümü yapılarak ana bilgisayara gönderilmesi

Helikopterin zemin ile mesafesini ölçmek için kullanılan “XL – MaxSonar – EZ/AE “ ultrasonic sensör ile zemin ile helikopter arasındaki mesafe tanımlanıp “cm” cinsinden okunmakta ve kontrol kartı ile kontrol bilgisayarına gönderilmektedir. Sensörden veri okunurken arduinonun “Wire.h” kütüphanesinden yararlanılmaktadır.

Helikopter ile helikoptere en yakın cisim arasındaki mesafe, ses dalgasının gidiş ve dönüşü arasındaki mesafe ölçülerek bulunmaktadır. Arduino kart ile sensöre kare dalga gönderilmektedir. Gönderilen dalga sıklığına göre helikopterden ultrasonic sensörle ses dalgası gönderilmekte, giden ses dalgası en yakın cisme çarpıp tekrar sensöre geri dönmektedir. Sensör sayıcısı bu süre içerisinde lojik 1 konumunda bulunmaktadır. Süre sayıcısının lojik 1 olması durumu bize geçen süreyi göstermektedir.

Sensör giden ve dönen ses arasındaki süre farkını mikrosaniye cinsinden vermektedir (1/1000000sn). Ses hızı yaklaşık olarak 340m/s, cm olarak 34000cm/s, kabul edilirse zaman birimi mikrosaniye (us) cinsinden alındığında 34000/1000000 cm/us, 1/0,0340=29 cm/us olarak hesaplanmaktadır. Mesafe, hesaplanan süre, sesin hem gidiş hem de geliş olduğu düşünüldüğünde hesaplanan sürenin iki katına çıkartılması gerekmektedir (58 cm/us). Sensöre elde edilen değer 58 ile bölündüğünde aradaki mesafeyi cm cinsinden vermektedir.

Program yazımında, arduino üzerinde digital 53 numaralı pine bağlanan sensörü harekete geçirecek kare dalga pini “pingPin” olarak adlandırılmış ve giriş olarak tanımlanmıştır. “pingPin” tanımlı porta sinyal gönderildiğinde helikopter ile en yakın zemin ya da yer arasındaki mesafe ölçülerek “cm” değişkeninde cm cinsinde tutulmaktadır. “cm” değişkenindeki değer ana kontrol programına gönderilmektedir.

Imu ile konum bilgilerinin okunarak ana bilgisayara gönderilmesi

“Pololu MiniIMU” ivmeölçer ile helikopterin anlık pozisyon ve konum bilgileri okunmakta ve kontrol kartı ile kontrol bilgisayarına gönderilmektedir. Sensörden veri okunurken arduino platformu için üretici firma tarafından yazılan “LSM303.h”

kütüphanesi kullanılmaktadır (Pololu, 2010). Okunan verileri x, y ve z ve h (kafa konumu) koordinat değerleri olarak arduino üzerine çıkış olarak yazılmaktadır.

Arduino ile ivmeölçerden 3 eksen için (x, y, z ve h) analog değerleri okuyabilmek için SDA ve SCL pinleri arduino üzerinde SDA ve SCL pinlerine bağlanmıştır. Okunan analog değerler x, y, z ve h koordinat değerleri olarak ana bilgisayara gönderilmektedir. İvmeölçerden değer okumak için “compass.read()” ve “compass.heading()” fonksiyonu kullanılmaktadır (Pololu, 2010).

Motor kontrolleri

Helikopterde kontrol edilmesi gereken iki motor grubu bulunmaktadır. Bunlardan birincisi ana rotor, diğeri kuyruk rotoru motor grubu servolarıdır.

Helikopterde ana rotor olarak fırçasız dc motor kullanılmaktadır. Fırçasız motoru sürmek için ESC kullanılmaktadır. Ana rotoru ESC süreceğinden kontrol işlemi ESC kontrol birimi için gerçekleştirilmektedir. ESC alacak olduğu pwm sinyal değerine göre motoru sürmektedir. Yapılan kalibrasyon işlemleri sonucu ana rotorun ivmelenmeye başlama sınırı 60 pwm başlangıç sinyal değeri olarak belirlenmiştir. Kontrol değer aralığı 60 pwm sinyal başlangıç değeri ile 140 pwm sonlanma sinyal değeri arasında gerçekleştirilmektedir.

Ana bilgisayar elde ettiği konum, mesafe ve pozisyon değerlerine göre yapacağı yorumlama sonucu ana rotorun hızını belirlemek için seri porta değer yazmaktadır. Seri porta yazılan değer kontrol kartı tarafından okunmaktadır. Kontrol kartı okuduğu değer doğrultusunda ESC'nin kontrol pininin bağlı olduğu 8 numaralı pine rotorun hız bilgisini yazmakta ve ESC nin pwm sinyal değerini artırmakta ya da azaltmaktadır. ESC ünitesi, ESC sinyal pininden aldığı değerler doğrultusunda rotor hızını düzenlemektedir.

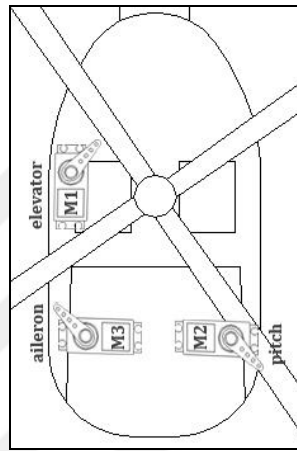
Bir diğerkontrol edilmesi gereken motor grubu ise servolardır. Helikopterde dört adet servo kullanılmıştır. Bunlardan biri kuyruk rotorunu kontrol etmek, diğerküçü ana rotoru kontrol etmek için kullanılmaktadır.

Helikopterin yaw ekeni etrafındaki, sağa sola dönüş hareketi kontrolünü sağlayan kuyruk rotoru kontrol servosunu kontrol edecek sinyal pini arduino üzerinde 9 numaralı pinle kontrol edilmektedir. Kuyruk servosu programda “tail_servo” olarak tanımlanmakta ve pwm sinyal kontrolü “tail_deg” değişkeni ile 73 pulse başlangıç pwm sinyal değerli olarak tanımlanmaktadır.

Yapılan kontrol ve denge çalışmaları sonucu kuyruk servosu sinyal değer aralığı 58 – 88 derece sinyal değerleri arasında kontrol edilmektedir. Kontrol kartı ile ana

kontrol bilgisayarından alınan değerler sinyal pinine yazılarak servonun pozisyonu kontrol edilmektedir. Servo üzerine değer yazılması sonucu olası hata ve değişiklikleri gözlemlene amacıyla servonun anlık durumu tekrar ana kontrol bilgisayarına iletilmektedir.

Helikopterin pitch (yunuslama, burun aşağı ve yukarı hareket) ve roll (sağa sola yatış hareketi) eksenleri etrafındaki dönüş hareket kontrolleri ana rotor tarafından kontrol edilmektedir. Ana rotor Şekil 3.44'te gösterildiği gibi yerleştirilen üç adet servo ile kontrol edilmektedir.



Şekil 3.44. Ana rotor kontrol servoları gösterimi

Sol kısımda yer alan servo (M2), pitch olarak adlandırılmakta ve kontrol programında “pitch_servo” olarak tanımlanmaktadır. Pwm sinyal değeri “pitch_deg” değişkeni ile kontrol edilen servo motor kontrol kartının 11 numaralı pini ile kontrol edilmektedir. Yapılan kalibrasyon işlemleri sonucu başlangıç sinyal değeri 90 derece, kontrol değerleri 80 – 100 derece değer aralığında belirlenmiştir.

Sağ ön kısımda yer alan servo (M3), aileron olarak adlandırılmakta ve kontrol programında “aileron_servo” olarak tanımlanmaktadır. Pwm sinyal değeri “aileron_deg” değişkeni ile kontrol edilen servo motor kontrol kartının 10 numaralı pini ile kontrol edilmektedir. Yapılan kalibrasyon işlemleri sonucu başlangıç sinyal değeri 90 derece, kontrol değerleri 70 – 110 derece değer aralığında belirlenmiştir.

Sağ arka kısımda yer alan servo (M1), elevator olarak adlandırılmakta ve kontrol programında “elevator_servo” olarak tanımlanmaktadır. Pwm sinyal değeri “elevator_deg” değişkeni ile kontrol edilen servo motor kontrol kartının 12 numaralı

pini ile kontrol edilmektedir. Yapılan kalibrasyon işlemleri sonucu başlangıç sinyal değeri 100 derece, kontrol değerleri 80 – 120 derece değer aralığında belirlenmiştir.

Helikopterin yatış hareketleri ve dikey hareketleri, bağlı olan bu servoların ana rotorun açısını değiştirmesiyle gerçekleşmektedir. Çizelge 3.16’da helikopterin hareket kontrolünü gerçekleştirmek için servoların yapacak olduğu açısal değişiklikler gösterilmektedir.

Çizelge 3.16. Helikopter hareketi ve açılar

Hareket	Aleron	Elevator	Pitch
Sağ yatış hareketi	+ (↓)	(↔)	+ (↑)
Sol yatış hareketi	- (↑)	(↔)	- (↓)
İleri hareket	+ (↓)	- (↑)	- (↓)
Geri hareket	- (↑)	+ (↓)	+ (↑)
Yükselme	- (↑)	- (↑)	+ (↑)
Alçalma	+ (↓)	+ (↓)	- (↓)

Hareketlere tanımlı servolardaki açısal değişimlerde + ve – servonun pwm sinyali derecesindeki artma (+) ve azalmaları (-) göstermektedir. Servonun helikopterdeki konumuna göre pal hareketleri yukarı (↑) ve aşağı (↓) olarak gösterilmektedir.

Örnek olarak, sağa yatış hareketi için aleron sinyal değeri artırılmaktadır. Bu artım sonucu aleron servosunun konumuna göre aşağı yönlü bir hareket, pal yönüne etkisinin aşağı olduğu bir hareket gerçekleşmektedir. Elevator değerinde herhangi bir değişiklik meydana gelmemektedir. Pitch sinyal değeri artırılmaktadır. Bu işlem sonucunda pitch servosunun konumuna göre yukarı yönlü bir hareket, pal yönüne etkisinin yukarı olduğu bir hareket gerçekleşmektedir. Servo derecelerinin ana rotoru konumlandırması sonucu helikopter sağa yatış pozisyonunda konumlandırılmış olacaktır.

Servolar kontrol programının ana programdan aldığı derece değerlerine göre konumlandırılmakta, olası hataları ve konum bilgilerini kontrol etmek ve değerlendirebilmek için anlık konum bilgileri ana bilgisayara gönderilmektedir.

Ana kontrolcü (bilgisayar) programlanması

Helikopter sistemi bilgisayar ile kontrol edilmektedir. Yapılan kontrol işlemleri, değerlerin yorumlanması ve sonuçların üretilerek helikoptere gönderilmesi işlemleri

bilgisayarda, c# platformunda gerçekleşmektedir. Yazılan program helikopterden verileri almakta ve elde edilen veriler üzerinde bulanık mantık algoritmaları kullanarak helikopterin konum hesaplamalarını yapıp olması gereken konumda pozisyon almasını sağlayacak kontrol değerlerini helikopter üzerindeki kontrol kartına göndermektedir.

Program temel olarak üç kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısımda helikopterin hedef referans konum değerleri (sensör değerleri) ve servo ve ESC değerleri belirlenmektedir. Şekil 3.45'te hedef referans konum değerinin çalışma prensibi algoritması gösterilmektedir.



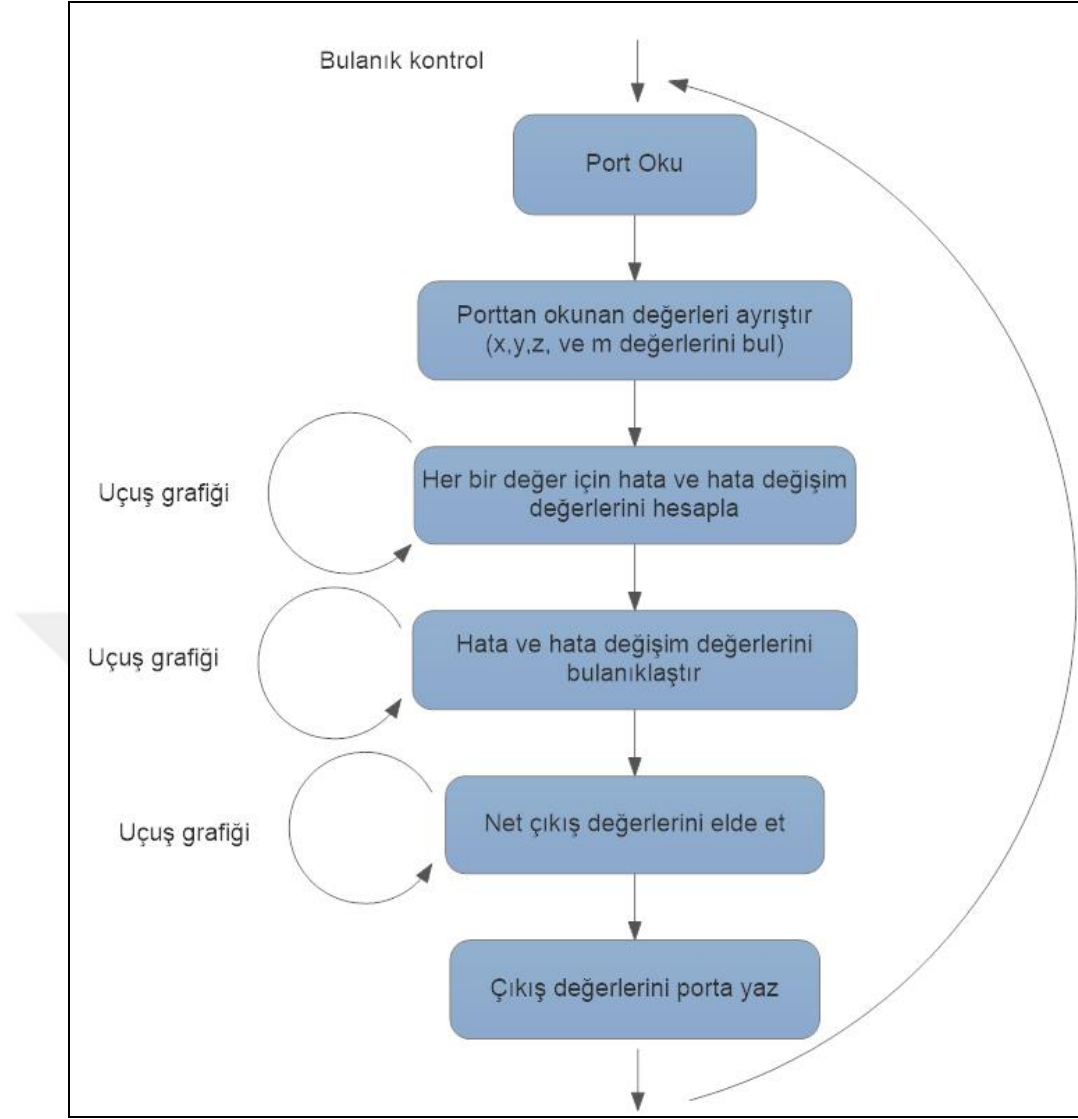
Şekil 3.45. Hedef referans konum değeri belirleme algoritması

İkinci kısımda bulanık kümeler belirlenmektedir. Her bir girdi ve çıktı değeri için bulanık kümeler belirlenmektedir. Giriş bulanık alt kümelerin belirlenmesi için oluşturduğumuz, formül (3.24)'te gösterilen formülden yararlanılmaktadır. Çıkış bulanık alt kümelerin belirlenmesi için oluşturduğumuz, formül (3.25)'te gösterilen formülden yararlanılmaktadır. Formüllerin açıklanması “3.2.1.2 Giriş ve çıkış değerlerin bulanıklaştırılması” bölümünde yapılmaktadır. Her bir giriş ve çıkış değeri için 7 adet bulanık alt küme, bulanık alt kümelerini hesaplayabilmek için hassasiyet değeri belirlenmektedir.

$$\sum_{n=0}^t \left(\left(m \pm \left\lfloor \frac{m}{t} * \frac{n}{s} \right\rfloor \right) \right) - m \quad (3.24)$$

$$\sum_{n=0}^{t=6} \left[\left(m \pm \left\lfloor \frac{t*n}{s} \right\rfloor \right) \right] - m \quad (3.25)$$

Üçüncü kısım helikopter kontrol bölümünden oluşmaktadır. Bu bölümde port değerleri okunmakta, okunan değerler bulanıklaştırılmakta ve bulanık mantık denetleyici ünitesinde net değerler elde edilerek portlara yazılmakta ve eş zamanlı olarak uçuş grafikleri çizilmektedir. Bulanık kontrol algoritması Şekil 3.46'da gösterilmektedir.



Şekil 3.46. Bulanık kontrol algoritması

Sensör verilerinin okunması ve anlamlandırılması

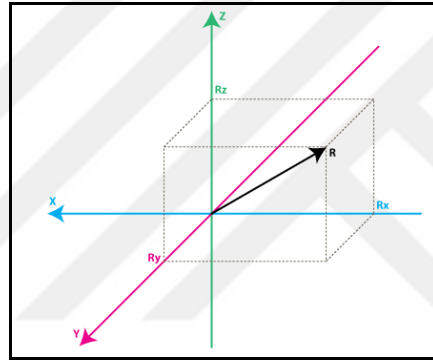
İnsansız hava aracını kontrol edebilmek için hava aracının mesafe, konum bilgisinin, yuvarlanma, yunuslama ve yönelme açıları ile eksenlerdeki açısal hızların bilinmesi, helikopter kontrol kartından gelecek olan ivmeölçer ve ultrasonic sensör verilerinin anlamlı hale getirilip kullanılması gerekmektedir.

Öncelikli olarak helikopterde kullanılan ivmeölçerden verilerin okunmasını ve kontrol işleminde kullanılacak anlamlı veriler haline getirilmesi incelenecektir. İvmeölçer yüzeyi basınca ya da manyetik alana tepki verecek biçimde tasarlanmaktadır. İvmeölçer oluşacak olan tepkiyi ölçerek bir değer üretmektedir. Sensörün yeryüzü ile yaptığı açıda meydana gelecek olan değişimler sonucu sensörün eksenlerine uyguladığı basınç da değişecektir. Sensör eksenlere uygulana kuvvette meydana gelecek

değişiklikleri yeni değer olarak üretecektir. Sensörün ürettiği değerler kontrol kartı ile x, y ve z koordinatlarını ve head bilgisini belirtecek şekilde okunmaktadır. Kontrol kartının analog olarak ürettiği değerler Serial.println() fonksiyonu ile ana kontrolcüye gönderilmektedir.

C# programında okunan string değerler x koordinat değeri için x, y koordinat değeri için y, z koordinat değeri için z ve head değeri için h değişkenlerine atanmaktadır. Programda sensör değerleri bölümünde sensörlerden okunan değerler koordinat değerleri için ayrılan alanlara yazılmaktadır.

Helikopter x ve y eksenleri ile yaptığı açılar hesaplanıp yeryüzüne göre konumu bulunabilir. Bunun için bulunduğu konum R olsun. Şekil 3.47’de gösterildiği gibi helikopterin konumunu ifade eden Rx, Ry ve Rz bileşenleri bulunmaktadır.



Şekil 3.47. Helikopter konumu

Koordinatlara uygulanan kuvvet ve açıların belirlenmesi için ivmeölçerden okunan analog değerlerin voltaja dönüştürülmesi gerekmektedir. Dönüştürme işleminin gerçekleştirilebilmesi için ivmeölçerin besleme voltajının ve kaç bir resolution olduğunun bilinmesi gerekmektedir. Voltaj ve resolution değerleri kullanılarak okunan koordinat değerinin volt karşılığı aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$Ra_{i_Volt} = \text{okunan açı değeri} * \text{voltaj} / \text{resolution değeri} \quad (3.26)$$

İvmeölçer için besleme voltajı 0V ile 5V arasında değişmektedir. İvmeölçer datasheetinde de belirtildiği gibi helikopter kontrol uygulamasında ivmeölçer 3.3V gerilim ile beslenmektedir. O halde besleme voltajımız 3.3V olarak alınmaktadır. AnalogReadResolution değerimiz arduino 2560 için bakıldığında 10 bit (döndürdüğü

değer $2^{10} = 0 - 1024$ bit arası) olarak belirtilmektedir (Arduino ADC 10 bit). Bu durumda resolution değeri 10 bit olarak belirlenmektedir.

Besleme voltaj değeri ve resolution değerleri dikkate alındığında x, y ve z koordinat değerlerinin voltaj karşılığı formül (3.26)'da yerine konulduğunda aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$\begin{aligned} Rx_volt &= \text{okunan } x \text{ değeri} * 3.3V/1023 \\ Ry_volt &= \text{okunan } y \text{ değeri} * 3.3V/1023 \\ Rz_volt &= \text{okunan } z \text{ değeri} * 3.3V/1023 \end{aligned} \quad (3.27)$$

Koordinat değerleri g türünde ifade edilmektedir. Kullanılan ivmeölçerin yerçekimsiz ortamda, 0g'de (ZeroG) vermiş olduğu volt değeri ve ivmeölçerin her g başına vermiş olduğu volt değerini ifade eden hassasiyet (sensitivity) değerlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu değerler genellikle ivmeölçerin datasheetinde yer almaktadır.

ZeroG değeri genelde ivmeölçerin besleme değerinin yarısına eşittir. O halde değerimiz aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\text{ZeroG} = V_{dd}/2 \quad (3.28)$$

Besleme gerilimi 3.3V olduğundan formül (3.28)'de yerine yazıldığında ZeroG değeri aşağıdaki gibidir.

$$\text{ZeroG} = 1.65 \text{ V} \quad (3.29)$$

Sensörün hassasiyetinin hesaplanmasında aşağıdaki formül kullanılmıştır.

$$\text{Hassasiyet} = v_{dd}/2/2g \text{ V/g} \quad (3.30)$$

Değerler yerine yazıldığında sensör hassasiyeti aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır ve programda hesaplanan değer kullanılmaktadır.

$$\text{Hassasiyet} = 0.825 \text{ V/g} \quad (3.31)$$

Sensörün eksenlere uyguladığı g kuvveti aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

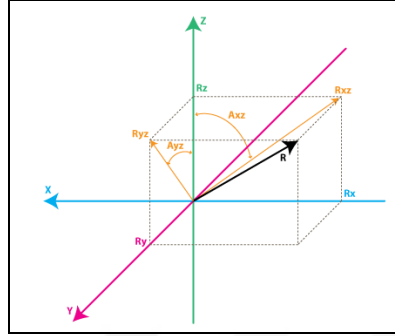
$$\text{Raçı} = (\text{açı_volt} - \text{ZeroG})/\text{Hassasiyet } g \quad (3.32)$$

Formül (3.32) dikkate alındığında sensörün x, y ve z eksenlerine uyguladığı g kuvvetleri aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır ve programda hesaplanan değerler kullanılmaktadır.

$$\begin{aligned} Rx &= (x_volt - \text{ZeroG})/\text{hassasiyet } g \\ Ry &= (y_volt - \text{ZeroG})/\text{hassasiyet } g \\ Rz &= (z_volt - \text{ZeroG})/\text{hassasiyet } g \end{aligned} \quad (3.33)$$

R vektörünü oluşturan bileşenler $R=[R_x,R_y,R_z]$ olarak ifade edilmektedir. Pisagor teoreminden R vektörü aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır ve programda hesaplanan değerler kullanılmaktadır.

$$R^2 = R_x^2 + R_y^2 + R_z^2 \quad (3.34)$$



Şekil 3.48. R vektör bileşeni helikopter

Bu durumda R vektörü ve bileşenleri olan R_x , R_y ve R_z vektörleri hesaplanmış olur. Şekil 3.48'de gösterildiği gibi helikopteri konumlandığımız R vektörünün x (A_{xr}), y (A_{yr}) ve z (A_{zr}) eksenlerine yaptığı açılar aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır ve programda hesaplanan değerler kullanılmaktadır.

$$\begin{aligned} \cos(A_{xr}) &= R_x/R, & A_{xr} &= \arccos(R_x/R) \\ \cos(A_{yr}) &= R_y/R, & A_{yr} &= \arccos(R_y/R) \\ \cos(A_{zr}) &= R_z/R, & A_{zr} &= \arccos(R_z/R) \end{aligned} \quad (3.35)$$

Program yazımında kullanılan ve okunan değerleri anlamlı hale getiren, helikopterin konumunu ve meydana gelen konum değişikliği sonucu eksenlere uygulanacak olan kuvvet ve eksenlerin yapacağı açıları hesaplanmaktadır.

Bir diğer sensör olan ultrasonic sensörden verilerin okunmasını ve kontrol işleminde kullanılacak anlamlı veriler haline getirilmesi incelenecektir. Ultrasonic sensörün ürettiği sinyal değerleri kontrol kartı tarafından okunmaktadır. Okunan veriler cm cinsinden ana kontrol programına gönderilmektedir.

Motor kontrolleri

Helikopter sisteminde kontrol edilen, ESC ile sürülen bir adet fırçasız motor, kuyruk rotorunu kontrol eden bir adet servo motor, ana rotoru kontrol eden üç adet servo motor bulunmaktadır. Kontrol kartından okunan verilerin anlaşılabilir olarak işlenmesi sonucu oluşacak yeni değerler doğrultusunda kontrol kartı ile helikopterdeki

motor değerleri değiştirilerek helikopterin uygun pozisyonda konumlandırılması gerçekleştirilmektedir.

Motor durum verileri yapılan durulama işleminden sonra uygun değer olarak portlara yazılmaktadır. Sistemde oluşabilecek hataları görmek için kontrol kartından okunarak oluşturulan değerlerle karşılaştırılmakta, varsa ani değişimler hata olarak program içerisine dahil edilip hatalar tolere edilmektedir.

Verilerin yorumlanması ve kullanılması

Sensörlerden okunan girdi değerlerinin netleştirilmesi sonucu elde edilen net girdi değerleri hedeflenen konum doğrultusunda bulanıklaştırılıp durulandıktan sonra motor pozisyon değerlerine etki edecek net çıkış değerleri ile motor pozisyonlarının yeni değeri elde edilmektedir. Böylece sistemin belirtilen konum doğrultusunda hareket etmesi sağlanmaktadır.

Girdi değeri olarak alınan x, y ve z koordinat değerleri ile head (h) değeri kalman filtresi ile filtrelenerek koordinat girdi değeri olan x (Dx), y(Dy), ve z(Dz) değerleri elde edilmektedir. Elde edilen Dx, Dy ve Dz değerlerinin kendi içlerinde ortalaması alınarak işlemlerde kullanılacak x, y ve z net değerleri elde edilmektedir. Mesafe sensöründen okunan mesafe bilgisi ile m değeri elde edilmektedir.

Uçuş hareketinin başlamasıyla referans koordinat verileri ile anlık olarak okunan koordinat verileri arasındaki fark ve mesafe referans verisi ile anlık olarak okunan mesafe verisi arasındaki fark alınarak eksenler üzerindeki hata ve hatadaki değişimler gözetilerek hata değişimi girdi değerleri elde edilmektedir.

Elde edilen hata ve hata değişim değerlerinin ait oldukları bulanık kümeler, bulanık kümelere üyelikleri belirlenen hata ve hata değişim değerlerinin bulanık çıkış değerleri ve durulaştırma sonucu elde edilen net değerler hesaplanmaktadır.

Elde edilen net değerler servo ve ESC mevcut değerlerine eklenerek güncel değerler elde edilmektedir.

Program ara yüzünün genel yapısı

Kontrol sistemi ile helikopterin belirli bir konum doğrultusunda dikey eksen üzerinde hareket kontrolü gerçekleştirilmektedir. Helikopterin, eksenler üzerindeki konumunun ve mesafe verisini ölçmek için, üzerinde sensörler bulunmaktadır. Sahip olunan bu sensörler giriş değerlerini üretmektedir. Eksen verilerinden elde edilen giriş

değerlerinin işlenmesi sonucu rotor kontrolleri, mesafe verisinin işlenmesi sonucu dikey eksen hareket kontrolü gerçekleştirilmektedir.

AÇI DEĞERLERİ (SERVO DEĞERLERİ)		KONUM VERİLERİ	
ESC HIZ	60	X EKSENİ	
KUYRUK SERVO	73	Y EKSENİ	
AILERON	90	Z EKSENİ	
ELEVATOR	100		
PITCH	90		

BAŞLA

KONUM OKU

AKTAR

BITİR

KAPAT

Şekil 3.49. Giriş referans değerleri ve çıkış değerleri

Şekil 3.49’da giriş referans değerleri ve çıkış kontrol değerlerinin elde edilmesi gösterilmektedir. Uçuş hareketi öncesinde yapılan kalibrasyon işlemleri sonucu rotor kontrollerini gerçekleştirecek servoların ve ESC değerinin başlangıç değerleri, açı değerleri, sisteme tanıtılmaktadır. Helikopterin belirtilen pozisyon verileri okunarak uçuş hareketinde konum hesaplamak için sensörlerden alınan koordinat bilgileri referans koordinat değerleri olarak alınmaktadır.

Şekil 3.50. Bulanık kümelerin oluşturulması

Şekil 3.50’de bulanık kümelerin oluşturulması gösterilmektedir. Giriş değerleri bölümünde yer alan “t” bulanık alt küme sayılarını göstermektedir. Uygulamada kullanılan sınır değerleri 0 – 6 (toplamda 7 adet) olduğundan t sınır değeri 6 olarak alınmaktadır. “s” hassasiyet değerini göstermektedir. Bulanık alt kümelerin belirleneceği değer aralıklarının genişliği bu hassasiyet değerinin değiştirilmesi ile artırılıp azaltılabilmektedir. “m, x, y ve z” değerleri referans değerlerdir. Referans değerler helikopterin olması istenilen koordinat bilgisini içermektedir. Bu değerler “Sensör Değerleri” alanında okunup “Konum Verisi” olarak bu alana aktarılmaktadır. “m” mesafe değeri ulaşılacak hedef mesafeyi belirtmektedir. “cm” cinsinden girilen mesafe değeri referans mesafe değeri olarak kullanılmaktadır.

Çıkış değerleri bölümünde yer alan “t” çıkış bulanık kümesinin alt kümelerini belirtmektedir. Uygulamada kullanılan sınır değerleri 0 – 6 (toplamda 7 adet) olduğundan t sınır değeri 6 olarak alınmaktadır. “s” hassasiyet değerini göstermektedir. Bulanık çıkış alt kümelerinin belirleneceği net çıkış değer aralıklarının genişliği bu hassasiyet değerinin değiştirilmesi ile artırılıp azaltılabilmektedir. “m – çıkış” değeri sinyal değerlerine etki etmesi hedeflenen çıkış değerini göstermektedir. Uygulamada belirtilen konum üzerinde herhangi bir hatanın olmaması ve kontrol edilecek olan servo ve ESC değerlerine 0 değerini etki etmesi amaçlanmaktadır. Bulanık alt kümeler bu hedef doğrultusunda oluşturulmaktadır.

(3.36) formülünden yararlanılarak giriş değerlerin bulanık alt kümeleri, (3.37) formülünden yararlanılarak çıkış değerlerinin bulanık alt kümeleri hesaplanmaktadır.

$$\sum_{n=0}^t \left(\left(m \pm \left\lfloor \frac{m}{t} * \frac{n}{s} \right\rfloor \right) \right) - m \quad (3.36)$$

$$\sum_{n=0}^6 \left[\left(m \pm \left\lfloor \frac{t*n}{s} \right\rfloor \right) \right] - m \quad (3.37)$$

The screenshot shows a software window titled 'OTOMATIK KONTROL' with a menu bar containing 'PORT DEĞERLERİ', 'BULANIK KONTROL', and 'UÇUŞ GRAFIĞI'. The main interface is divided into several sections:

- PORT OKU/YAZ:** Contains two sub-sections: 'PORT OKU' with input fields for X DEĞERİ, Y DEĞERİ, Z DEĞERİ, HEAD (H), and MESAFE (M); and 'PORT YAZ' with input fields for ESC, TAIL, PITCH, AILERON, and ELEVATOR.
- HEDEF KONUM DEĞERLERİ:** Contains input fields for roll (φ), pitch (θ), yaw (ψ), and mesafe (m).
- OKUNAN DEĞERLER LİSTESİ:** A table with columns X, Y, Z, H, M and rows listBox1 through listBox5.
- İŞLENMİŞ DEĞERLER LİSTESİ:** A table with columns X, Y, Z, H, M and rows listBox10 through listBox6.
- Bottom Section:** Contains four buttons: BAŞLA, DEĞER AL/ATA, UÇUŞ, and DUR.

Şekil 3.51. Port değerleri

Şekil 3.51’de port değerlerinin okunması, eksenlere göre listelenmesi, okunan değerlerin filtrelenerek net açı ve mesafe değerlerinin elde edilmesi, bulanıklaştırma ve durulaştırma işlemleri sonucu elde edilecek net değerlerin porta yazılması gösterilmektedir.

4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu projede helikopterin belirli bir koordinat doğrultusunda dikey hareketinin sağlanması hedeflenmektedir. Helikopterin bulunduğu koordinat değerleri referans değerler olarak okunmakta ve kontrol işlemi bu referans değerlere göre gerçekleştirilmektedir.

Helikopterin hedef değerden sapması ile oluşacak fark değerlerin işlenmesi ve net değer elde edilmesiyle servo ve ESC değerleri değiştirilmektedir. Böylelikle belirtilen hedef irtifaya referans koordinat değerleri üzerinden ulaşmanın gerçekleşmesi sağlanmaktadır.

Helikopterin iniş ve kalkış kontrolünü, belirli bir eksen değerleri üzerinde gerçekleştirebilmek için bulanık uzman sistem kullanılmıştır.

4.2. Model İçin BUS Biriminin Tasarlanması

Helikopterin istenilen konum doğrultusunda kalkış ve inişinin kontrolünde kullanılacak bulanık mantık denetleyici birimi; giriş ve çıkış değerlerinin tanımlanması, bulanıklaştırılması, bulanık çıkarım ve durulama bölümlerinden meydana gelmektedir.

4.2.1. Giriş değerlerinin belirlenmesi

Tasarlanan bulanık mantık denetleyici biriminde giriş değişkenleri x , y , z koordinat ve m mesafe verileri üzerinde oluşan hata (e) ve hata değişim (ce) değerlerinden oluşmaktadır. Buna göre bulanık mantık denetleyici sistemin giriş değişkenleri X_e , X_{ce} , Y_e , Y_{ce} , Z_e , Z_{ce} , M_e ve M_{ce} verilerinden oluşmaktadır.

Çıkış değişkenleri helikopterin pozisyon kontrolünü gerçekleştirecek servolar ve ana rotor hız kontrolörünü sağlayacak ESC kontrolörü pwm sinyal değerlerinden oluşmaktadır. Buna göre bulanık mantık denetleyici sistemin çıkış değişkenleri esc (ESC), $tail$ servo (TS), $aileron$ servo (AS), $elevator$ servo (ES) ve $pitch$ servo (PS) verilerinden oluşmaktadır.

4.2.1.1. Hata (e) giriş değişkenleri

Helikopterin kalkış için belirlenen konumundan elde edilen koordinat değerlerinden ve ulaşması istenilen hedef mesafe (yükseklik) değerinden, pozisyonunda meydana gelecek olan değişiklikler sonucu elde edilen (gerçek zamanlı) anlık pozisyon ve mesafe değerlerinin farkı alınarak hesaplanmaktadır.

X koordinat değeri için;

$$RX_Hata = \text{İstenilen x konum değeri} - \text{anlık x konum değeri}$$

$$RXe = \text{Referans x değeri} - \text{okunan x değeri}$$

Y koordinat değeri için;

$$RY_Hata = \text{İstenilen y konum değeri} - \text{anlık y konum değeri}$$

$$RYe = \text{Referans y değeri} - \text{okunan y değeri}$$

Z koordinat değeri için;

$$RZ_Hata = \text{İstenilen z konum değeri} - \text{anlık z konum değeri}$$

$$RXe = \text{Referans z değeri} - \text{okunan z değeri}$$

M mesafe değeri için;

$$RM_Hata = \text{İstenilen m konum değeri} - \text{anlık m konum değeri}$$

$$RMe = \text{Referans m değeri} - \text{okunan m değeri}$$

olarak ifade edilmektedir.

4.2.1.2. Hata değişim (ce) giriş değişkenleri

Koordinat ve mesafe verileri için elde edilen hata değerleri ile bir önce elde edilmiş olunan hata değerlerinin farkı alınarak hesaplanmaktadır.

X koordinat değeri için;

$$RX_Hata_Değişim = RX_Hata - \text{bir önceki } RX_Hata$$

$$RXce = RXe - RXe (\text{Önceki değer})$$

Y koordinat değeri için;

$$RY_Hata_Değişim = RY_Hata - \text{bir önceki } RY_Hata$$

$$RYce = RYe - RYe (\text{Önceki değer})$$

Z koordinat değeri için;

$$RZ_Hata_Değişim = RZ_Hata - \text{bir önceki } RZ_Hata$$

$$RZce = RZe - RZe (\text{Önceki değer})$$

M mesafe değeri için;

$$RM_Hata_Değişim = RM_Hata - \text{bir önceki } RM_Hata$$

$$RM_{ce} = RMe - RMe (\text{Önceki değer})$$

olarak ifade edilmektedir.

4.2.2. Bulanık çıkış değişkenleri

Bulanık alt küme sayısı, bulanık alt kümeleri oluşturacak değerleri belirleyecek hassasiyet değeri ve ulaşılabilecek hedef değer ile hesaplanmakta olan çıkış değişkenleri ile servo ve ESC hız kontrolcüsünde meydana gelecek olan pwm sinyal değişim değerleri bilgileridir. Elde edilen bilgi ile servoların pozisyonun ve rotor dönüş hızının artması ve azalması kontrol edilmektedir.

Elde edilen bulanık mantık çıkış değişkeni pwm sinyali olup $P=f(e,ce)$ ile elde edilmektedir.

4.2.3. Giriş ve çıkış değerleri için bulanık ifadelerin elde edilmesi

Bulanıklaştırma işleminde sayısal değer olarak okunan giriş ve çıkış değerleri sembolik olarak ifade edilen değerlere dönüştürülmektedir.

4.2.3.1. Bulanık kümelerin belirlenmesi

Giriş değerleri için bulanık alt kümelerin belirlenmesinde okunan koordinat ve mesafe pozisyon verileri (x, y, z ve m), korunması amaçlanan hedef değer olarak alınıp, alt kümeleri belirleyecek hassasiyet değeri ile her bir girdi değeri hata ve hata değişimlerini ifade edecek bulanık alt kümeler hesaplanmaktadır. Her bir girdi değerini ifade eden hata ve hata değişim bulanık alt kümeleri 7 adet olarak tanımlanmaktadır.

Helikopterin korunacak pozisyon (referans pozisyon) verileri x eksenini için 94,09 derece, y eksenini için 94,77 derece, z eksenini için 122,31 derece, hedef yükseklik değeri 150 cm olarak belirlendiğinde, hassasiyet (s) değeri 10 ve alt küme (t) değeri 6 (0 – 6 toplam 7 adet alt küme) olarak belirlendiğinde bulanık kümelerin değer aralıkları aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\sum_{n=0}^{t=6} \left[\left(m \pm \left| \frac{m}{t} * \frac{n}{s} \right| \right) \right] - m \quad (4.1)$$

Aşağıda yapılan örnek işlem x eksen değeri içindir. (4.1) Formülü ile hesaplanmakta olan bulanık alt küme değer aralıkları x, y, z ve mesafe değerleri için benzer şekilde hesaplanmaktadır ve değer aralıkları Çizelge 4.1’de gösterilmektedir.

X eksenini = 94,09 derece için hesaplama:

n = 0 – 6 değer aralıkları için;

$$rm[6 + n] = ((m_roll + (m_roll / t_kontrol * n / s_kontrol))) - m_roll;$$

$$rm[6 - n] = ((m_roll - (m_roll / t_kontrol * n / s_kontrol))) - m_roll;$$

$$n=0 \text{ için } [(94,09 + (94,09/6 * 0/10)] - 94,06 \text{ ve } [(94,09 - (94,09/6 * 0/10)] - 94,06$$

$$rm[6] = 0$$

$$n=1 \text{ için } [(94,09 + (94,09/6 * 1/10)] - 94,06 \text{ ve } [(94,09 - (94,09/6 * 1/10)] - 94,06$$

$$rm[5] = -1,57 \text{ ve } rm[7] = 1,57$$

$$n=2 \text{ için } [(94,09 + (94,09/6 * 2/10)] - 94,06 \text{ ve } [(94,09 - (94,09/6 * 2/10)] - 94,06$$

$$rm[4] = -3,14 \text{ ve } rm[8] = 3,14$$

$$n=3 \text{ için } rm[3] = -4,70 \text{ ve } rm[9] = 4,70$$

$$n=4 \text{ için } rm[2] = -6,27 \text{ ve } rm[10] = 6,27$$

$$n=5 \text{ için } rm[1] = -7,84 \text{ ve } rm[11] = 7,84$$

$$n=6 \text{ için } rm[0] = -9,41 \text{ ve } rm[12] = 9,41$$

Elde edilen $rm[]$ dizisinden yararlanarak bulanık x eksenine ait bulanık alt kümeler belirlenmektedir. Y eksenini için $pm[]$, z eksenini için $ym[]$ ve mesafe bilgisi için $mm[]$ dizi değişkenleri kullanılmaktadır.

Giriş değerleri için bulanık kümelerin sözel ifadeleri ile değişim aralıkları Çizelge 4.1’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.1. Giriş Değerleri İçin Bulanık kümelerin etiketleri ve değişim aralıkları

Etiket	Açıklama	X eksen (x)	Y eksen (y)	Z eksen (z)	Mesafe (m)
NHB	Negatif Hata Büyük	[< -9,41 v -6,27]	[< -9,48 v -6,32]	[< -12,23 v -8,15]	[< -15,00 v -10,00]
NHO	Negatif Hata Orta	[-9,41 v -3,14]	[-9,48 v -3,16]	[-12,23 v -4,08]	[-15,00 v -5,00]
NHK	Negatif Hata Küçük	[-6,27 v 0,00]	[-6,32 v 0,00]	[-8,15 v 0,00]	[-10,00 v 0,00]
HS	Hata Sıfır	[-3,14 v 3,14]	[-3,16 v 3,16]	[-4,08 v 4,08]	[-5,00 v 5,00]
PHK	Pozitif Hata Küçük	[0,00 v 6,27]	[0,00 v 6,32]	[0,00 v 8,15]	[0,00 v 10,00]
PHO	Pozitif Hata Orta	[3,14 v 9,41]	[3,16 v 9,48]	[4,08 v 12,23]	[5,00 v 15,00]
PHB	Pozitif Hata Büyük	[6,27 v 9,41 >]	[6,32 v 9,48 >]	[8,15 v 12,23 >]	[10,00 v 15,00 >]

Çıkış değerleri için bulanık alt kümelerin belirlenmesinde servoların pozisyonlarına etki edecek pwm sinyali hedef değişim değeri 0 (sıfır) olarak alınıp (alınan bu 0 değeri kullanıcı ihtiyacına göre değiştirilebilmektedir), alt kümeleri belirleyecek hassasiyet değeri ile her bir çıkış değeri için uygulanacak pwm sinyal değişikliklerini, ifade edecek bulanık alt kümeler hesaplanmaktadır. Çıkış değerleri için bulanık alt küme sayısı 7 adet olarak tanımlanmaktadır.

Hedef çıkış değeri (m-çıkış) 0, hassasiyet (s) değeri 7 ve alt küme (t) değeri 6 (0 – 6 toplam 7 adet alt küme) olarak belirlendiğinde bulanık kümelerin değer aralıkları (4.2)'de gösterilen formülden yararlanarak aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$\sum_{n=0}^{t=6} \left[\left(m \pm \left| \frac{t*n}{s} \right| \right) \right] - m \quad (4.2)$$

Hedef m-çıkış değeri = 0 için hesaplama:

n = 0 – 6 değer aralıkları için;

$$cm[6 + n] = ((m_cikis + (tc_kontrol * n / sc_kontrol))) - m_cikis;$$

$$cm[6 - n] = ((m_cikis - (tc_kontrol * n / sc_kontrol))) - m_cikis;$$

n= 0 için $[(0 + (0*6)/7)] - 0$ ve $[(0 - (0*6)/7)] - 0$

$$cm[6] = 0$$

n= 1 için $[(0 + (1*6)/7)] - 0$ ve $[(0 - (1*6)/7)] - 0$

$$cm[5] = -0,86 \text{ ve } cm[7] = 0,86$$

$$n=2 \text{ için } [(0 + (2*6)/7)] - 0 \text{ ve } [(0 - (2*6)/7)] - 0$$

$$cm[4] = -1,71 \text{ ve } cm[8] = 1,71$$

$$n=3 \text{ için } cm[3] = -2,57 \text{ ve } cm[9] = 2,57$$

$$n=4 \text{ için } cm[2] = -3,43 \text{ ve } cm[10] = 3,43$$

$$n=5 \text{ için } cm[1] = -4,29 \text{ ve } cm[11] = 4,29$$

$$n=6 \text{ için } cm[0] = -5,14 \text{ ve } cm[12] = 5,14$$

Elde edilen $cm[]$ dizisinden yararlanarak bulanık çıkış değişkenine ait bulanık alt kümeler belirlenmektedir. Çıkış değerleri için bulanık kümelerin sözel ifadeleri ile değişim değerleri Çizelge 4.2’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.2. Çıkış Değerleri İçin Bulanık kümelerin etiketleri ve değişim aralıkları

Etiket	Açıklama	Çıkış
NB	Negatif Büyük	[-5,14]
NO	Negatif Orta	[-3,43]
NK	Negatif Küçük	[-1,71]
S	Sıfır	[0]
PK	Pozitif Küçük	[1,71]
PO	Pozitif Orta	[3,43]
PB	Pozitif Büyük	[5,14]

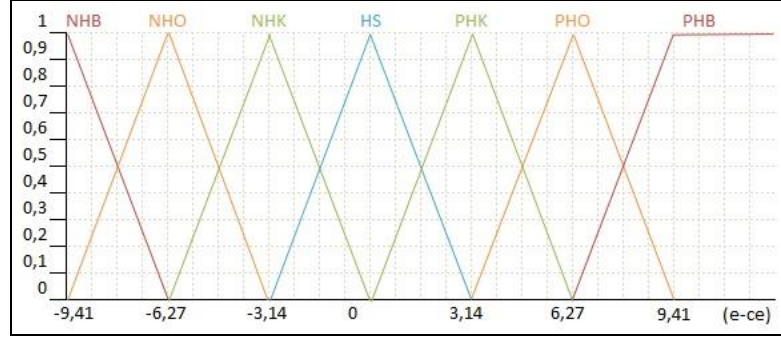
4.2.3.2. Giriş değişkenlerinin üyeliklerinin belirlenmesi

Koordinat verileri olarak okunan x , y ve z değişkenlerinin değerleri ile hedef mesafe değeri olarak okunan m değişken değeri değişim aralıkları ve giriş değişkenlerinin üyelik işlevleri aşağıdaki gibidir.

X eksenini için:

$$-9,41 < \text{hata (e)} < 9,41$$

$$-9,41 < \text{hata değişim (ce)} < 9,41$$

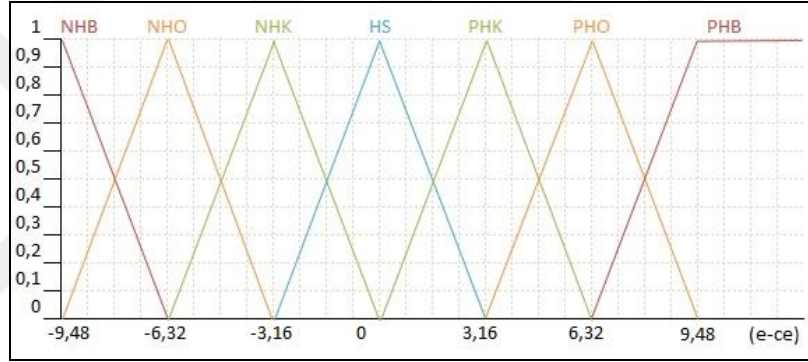


Şekil 4.1. X eksenini (x) giriş değeri üyelik işlevi grafiği

Y eksenini için:

$$-9,48 < \text{hata (e)} < 9,48$$

$$-9,48 < \text{hata değışim (ce)} < 9,48$$

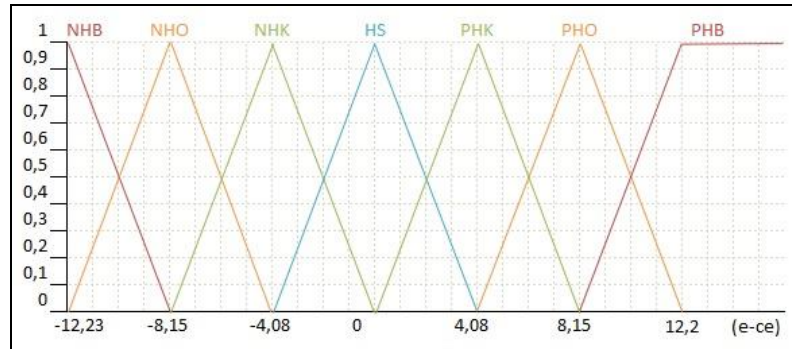


Şekil 4.2. Y eksenini (y) giriş değeri üyelik işlevi grafiği

Z eksenini için:

$$-12,23 < \text{hata (e)} < 12,23$$

$$-12,23 < \text{hata değışim (ce)} < 12,23$$

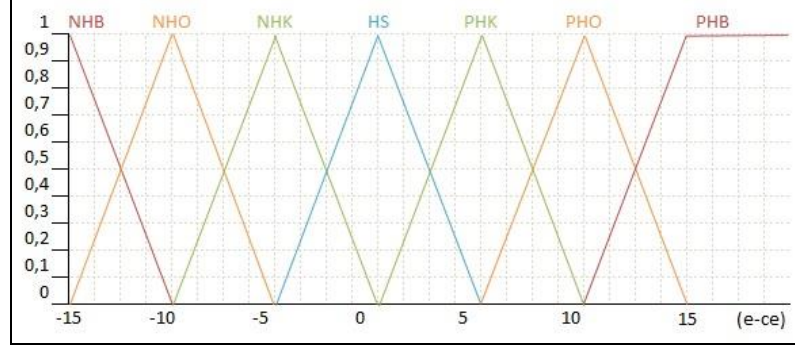


Şekil 4.3. Z eksenini (z) giriş değeri üyelik işlevi grafiği

Mesafe (m) için:

$$-15,00 < \text{hata (e)} < 15,00$$

$$-15,00 < \text{hata değişim (ce)} < 15,00$$



Şekil 4.4. Mesafe (m) giriş değeri üyelik işlevi grafiği

X ekseninde meydana gelen değişiklerin incelenmesi:

Başlangıçta, helikopterin konumlandırıldığı ve üzerinde hareket etmesi istenilen x eksen değeri 94,09 olarak okunmaktadır.

X ekseninde meydana gelen hareketlenme sonucu okunan anlık x değerleri sırasıyla $x_1 = 90,73$ ve $x_2=92,01$ şeklinde olsun.

Bu durumda;

$$\text{Hata (e}_1\text{)} = 94,09 - 90,73$$

$$e_1 = 3,36$$

$$\text{Hata (e}_2\text{)} = 94,09 - 92,01$$

$$e_2 = 2,08$$

$$\text{Hata değişim (ce)} = 2,08 - 3,36$$

$$ce = -1,28$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Başlangıçta ce değeri 0 olarak alındığında bir sonraki adımı takip edecek hata ve hata değişimi dikkate alınarak, $e=2,08$ ve $ce=-1,28$ değerleri üzerinden işlemler gerçekleştirilmektedir.

Elde edilen hata ve hata değişim değerlerinin, çizelge 4.3'te hesaplanan matematiksel fonksiyon kullanılarak, ait oldukları bulanık alt kümeleri belirlemektedir.

Çizelge 4.3. X eksen değeri için hata ve hata değişimi matematiksel fonksiyon gösterimi

$$\mu_{NHB}(x) = \begin{cases} 1 & ; x \leq -9,41 \\ \frac{(-6,27)-x}{3,13} & ; -9,41 < x \leq -6,27 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{PHK}(x) = \begin{cases} \frac{x-0}{3,13} & ; 0 \leq x \leq 3,14 \\ \frac{6,27-x}{3,13} & ; 3,14 < x \leq 6,27 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{NHO}(x) = \begin{cases} \frac{x-(-9,41)}{3,13} & ; -9,41 \leq x \leq -6,27 \\ \frac{(-3,14)-x}{3,13} & ; -6,27 < x \leq -3,14 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{PHO}(x) = \begin{cases} \frac{x-3,14}{3,13} & ; 3,14 \leq x \leq 6,27 \\ \frac{9,41-x}{3,13} & ; 6,27 < x \leq 9,41 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{NHK}(x) = \begin{cases} \frac{x-(-6,27)}{3,13} & ; -6,27 \leq x \leq -3,14 \\ \frac{0-x}{3,13} & ; -3,14 < x \leq 0 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{PHB}(x) = \begin{cases} \frac{x-6,27}{3,13} & ; 6,27 \leq x \leq 9,41 \\ 1 & ; 9,41 < x \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$$\mu_{HS}(x) = \begin{cases} \frac{x-(-3,14)}{3,13} & ; -3,14 \leq x \leq 0 \\ \frac{3,14-x}{3,13} & ; 0 < x \leq 3,14 \\ 0 & ; \text{diğer} \end{cases}$$

$e=2,08$ keskin değeri için;

$$0 < x \leq 3,14 \rightarrow (3,14 - 2,08)/3,13 = 0,34$$

$$HS = 0,34$$

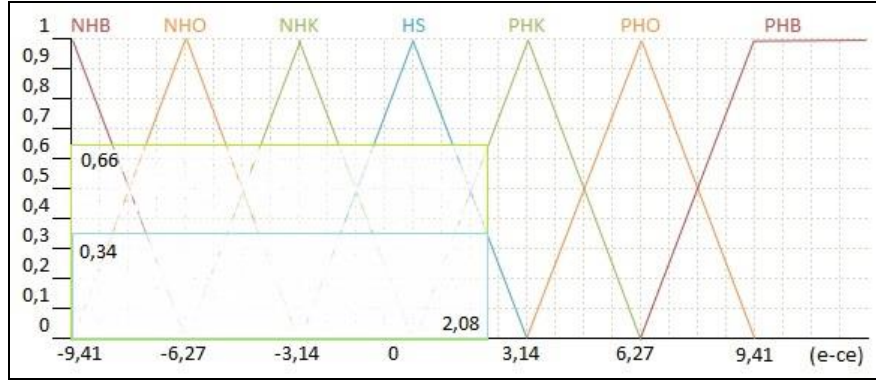
$$0 \leq x \leq 3,14 \rightarrow (2,08 - 0)/3,13 = 0,66$$

$$PHK = 0,66$$

$$e = HS \quad \text{için} \quad \mu(e=2,08) = 0,34$$

$$e = PHK \quad \text{için} \quad \mu(e=2,08) = 0,66$$

$e = 2,08$ keskin değerinin Şekil 4,5'te gösterildiği gibi HS ve PHK bulanık alt kümelerinde üyelikleri bulunmaktadır. Bu durumda $e=HS$ ve $e=PHK$ olarak bulanıklaştırılmaktadır. e HS kümesine 0,34 dereceden, PHK kümesine 0,66 dereceden ve diğer kümelere ise 0 dereceden üyedir.



Şekil 4.5. e üyelik derecesi gösterimi

$ce = -1,28$ keskin değeri için;

$$-3,14 < x \leq 0 \rightarrow (0 - (-1,28)) / 3,13 = 0,41$$

$$NHK = 0,41$$

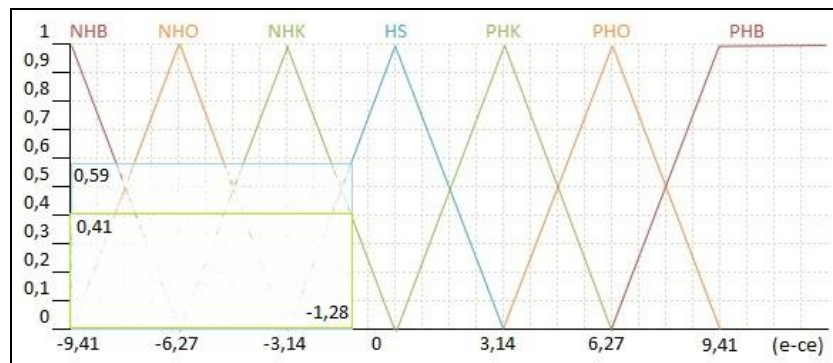
$$-3,41 \leq x \leq 0 \rightarrow (-1,28 - (-3,14)) / 3,13 = 0,59$$

$$HS = 0,59$$

$$ce = NHK \quad \text{için} \quad \mu(ce = -1,28) = 0,41$$

$$ce = HS \quad \text{için} \quad \mu(ce = -1,28) = 0,59$$

$ce = -1,28$ keskin değerinin Şekil 4,6'da gösterildiği gibi NHK ve HS bulanık alt kümelerinde üyelikleri bulunmaktadır. Bu durumda $e=PHK$ ve $e=HS$ olarak bulanıklaştırılmaktadır. e PHK kümesine 0,41 dereceden, HS kümesine 0,59 dereceden ve diğer kümelere ise 0 dereceden üyedir.

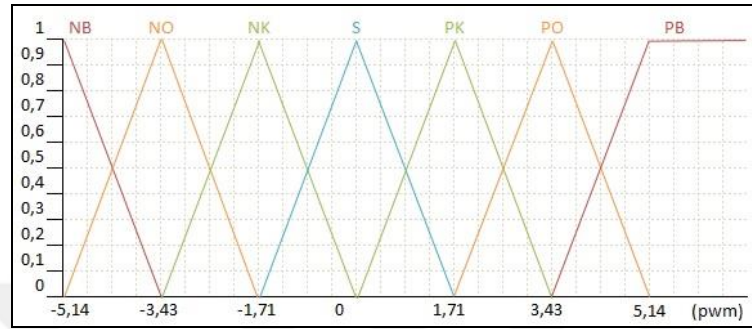


Şekil 4.6. ce üyelik derecesi gösterimi

4.2.3.3. Çıkış değişkenlerinin üyeliklerinin belirlenmesi

Servo ve ESC üzerinde meydana gelecek olan pwm sinyal değişikliklerini kontrol edecek çıkış değişkenlerinin değişim aralıkları ve değişkenlerinin üyelik işlevleri aşağıdaki gibidir.

$$-5,14 < \text{pwm} < 5,14$$



Şekil 4.7. Çıkış pwm değeri üyelik işlevi grafiği

4.2.3.4. Bulanık kuralların belirlenmesi

Her bir koordinat (x, y, z) değişkenleri ile mesafe değişkeni hata ve hata değişim değişken değerlerinin sözsözsel ifadesi ve bulanık ifadelerinin ilişkilerini gösterir şekilde oluşturulmaktadır.

Her bir girdi değeri hata ve hata değişim değerleri için 49 adet bulanık kural oluşturulmaktadır.

X eksenini için;

Kural 1. Eğer e NHB ve ce NHB ise pwm sinyal değişim değeri PB

Kural 2. Eğer e NHB ve ce NHO ise pwm sinyal değişim değeri PB

.

.

Kural 49. Eğer e PHB ve ce PHB ise pwm sinyal değişim değeri NB

4.2.3.5. Bulanık çıkarım

Kontrol algoritmasının yürütüldüğü ve karar verme aşamasının gerçekleştiği program bloğudur. Çıkarım ünitesini girişleri bulanıklaştırma ara biriminin çıkışlarından

oluşmaktadır. Bu bölümde bilgi tabanı ve karar verme mantığı kullanılmaktadır. Bilgi tabanına erişilerek edinilen bulanık kurallar ile bulanıklaştırma arabiriminde gelen dilsel değişkenler işlenmektedir. Bu işlem sonucunda seçilen mantıksal çıkarım mekanizmasıyla kontrol aksiyonu oluşturulmaktadır.

Buna göre x eksenini üzerinde meydana gelen hata ve hata değişim işlemleri yürütülmeye devam edilirse;

$e = 2,08$ ve $ce = -1,28$ keskin değerleri için çıkarım tablosundan yararlanılarak aşağıdaki kurallar elde edilmektedir.

Kural 1: $e = HS$ ve $ce = NHK$ ise pwm sinyal değişim değeri PK ($pwm=PK$)

$\min(\mu(e), \mu(ce))$ formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=2,08) = 0,34), (\mu(ce=-1,28) = 0,41) = 0,34 \quad (pwm=PK)$$

Kural 2: $e = HS$ ve $ce = HS$ ise pwm sinyal değişim değeri S ($pwm=S$)

$\min(\mu(e), \mu(ce))$ formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=2,08) = 0,34), (\mu(ce=-1,28) = 0,59) = 0,34 \quad (pwm=S)$$

Kural 3: $e = PHK$ ve $ce = NHK$ ise pwm sinyal değişim değeri S ($pwm=S$)

$\min(\mu(e), \mu(ce))$ formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=2,08) = 0,66), (\mu(ce=-1,28) = 0,41) = 0,41 \quad (pwm=S)$$

Kural 4: $e = PHK$ ve $ce = HS$ ise pwm sinyal değişim değeri NK ($pwm=NK$)

$\min(\mu(e), \mu(ce))$ formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=2,08) = 0,66), (\mu(ce=-1,28) = 0,59) = 0,59 \quad (pwm=NK)$$

4.2.3.6. Durulama

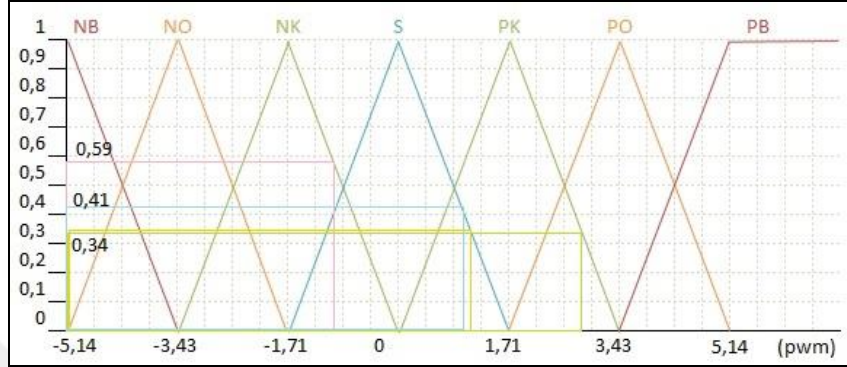
Bulanık çıkarım ünitesinden elde edilen bulanık çıkış değerlerinin kontrol sistemine gönderilmeden önce ölçeklendirilerek gerçek sayısal değerlere dönüştürülme işleminin yapıldığı alanı ifade etmektedir.

Durulama işleminde, her kural için hata ve hata değişiminin üyelik ağırlık dereceleri hesaplanarak, bu değerlerin mantıksal birleşim kümesi üzerinde netleştirilmesi ile tek çıkış değeri bulunarak bulanık mantık denetleyicisinin kontrol sistemine uygulayacağı çıkış değeri tespit edilmektedir.

Buna göre x eksenini üzerinde meydana gelen hata ve hata değişim işlemleri yürütülmeye devam edilirse;

$e = 2,08$ ve $ce = -1,28$ keskin değerleri için elde edilen kurallardan ve (4.3)'ten yararlanılarak çıkış için pwm sinyaline uygulanacak keskin değer elde edilmektedir.

$$U = \frac{\sum_{i=1}^n u_i * \mu(u_i)}{\sum_{i=1}^n \mu(u_i)} \quad (4.3)$$



Şekil 4.8. Durulama işlem grafiği

$$pwm = \frac{(1,71 * 0,34) + (0 * 0,41) + (0 * 0,34) + (-1,71 * 0,59)}{0,34 + 0,41 + 0,34 + 0,59}$$

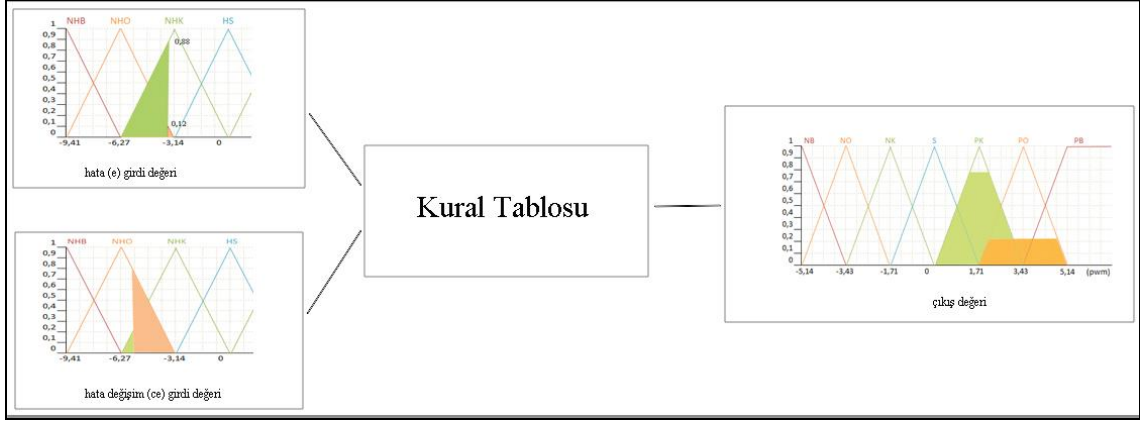
$$pwm = \frac{0,58 + 0 + 0 + (-1)}{1,68} = \frac{-0,42}{1,68} = -0,25 \sim 0$$

Bulanık çıkarım durulandığında $pwm = -0,25$ keskin değeri elde edilmekte ve pwm sinyal değerindeki değişiklik

$$pwm \text{ değer} = pwm \text{ değer} + (-0,25)$$

olarak hesaplanmaktadır.

x eksen açısında meydana gelecek yeni değişim sonucunda, hata (e) ve hata (ce) değişim değerlerinde meydana gelecek değişiklikler sonucu çıkış sinyalinin nasıl değişeceği analiz edildiğinde:



Şekil 4.9. Giriş değerlerinin bulanıklaştırılması ve durulama

$x = 97,61$ değeri için hata (e)

$$e = 94,09 - 97,61$$

$$e = -3,52$$

olarak hesaplanmaktadır.

Bir önceki hata $e = 2,08$ değeri ile elde edilen hata $e = -3,52$ değeri için oluşan yeni hata (ce) değişim değeri

$$ce = -3,52 - 2,08$$

$$ce = -5,6$$

olarak hesaplanmaktadır.

Elde edilen hata ($e = -3,52$) ve hata değişim ($ce = -5,6$) keskin değerleri matematiksel fonksiyon üzerinde işleme tabi tutulduğunda;

$e = -3,52$ keskin değeri için

$$-6,27 \leq x \leq -3,14 \rightarrow ((-3,52) - (-6,27))/3,13 = 0,88$$

$$NHK = 0,88$$

$$-6,27 < x \leq -3,14 \rightarrow ((-3,14) - (-3,52))/3,13 = 0,12$$

$$NHO = 0,12$$

$e = -3,52$ keskin değerinin NHK ve NHO bulanık alt kümelerinde üyeliklerinin olduğu,

$$e = NHK \quad \text{için} \quad \mu(e=-3,52) = 0,88$$

$$e = NHO \quad \text{için} \quad \mu(e=-3,52) = 0,12$$

$e = NHK$ kümesine 0,88 dereceden ve $e = NHO$ kümesine 0,12 dereceden üye olduğu,

ce = -5,6 keskin değeri için

$$-6,27 \leq x \leq -3,14 \rightarrow ((-5,6) - (-6,27))/3,13 = 0,21$$

$$\text{NHK} = 0,21$$

$$-6,27 < x \leq -3,14 \rightarrow ((-3,14) - (-5,6))/3,13 = 0,12$$

$$\text{NHO} = 0,79$$

ce = -5,6 keskin değerinin NHK ve NHO bulanık alt kümelerinde üyeliklerinin olduğu,

$$\text{ce} = \text{NHK} \quad \text{için} \quad \mu(\text{ce}=-5,6) = 0,21$$

$$\text{ce} = \text{NHO} \quad \text{için} \quad \mu(\text{ce}=-5,6) = 0,79$$

ce = NHK kümesine 0,21 dereceden ve ce = NHO kümesine 0,79 dereceden üye olduğu görülmektedir.

Bulanık çıkarım tablosundan yararlanılarak, e = -3,52 ve ce = -5,6 değerleri için;

Kural 1: e = NHO ve ce = NHO ise pwm sinyal değişim değeri PO (pwm = PO)

min($\mu(e)$, $\mu(ce)$) formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=-3,52) = 0,12, \mu(ce=-5,6) = 0,79) = 0,12 \quad (\text{pwm}=\text{PO})$$

Kural 2: e = NHO ve ce = NHK ise pwm sinyal değişim değeri PO (pwm = PO)

min($\mu(e)$, $\mu(ce)$) formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=-3,52) = 0,12, \mu(ce=-5,6) = 0,21) = 0,21 \quad (\text{pwm}=\text{PO})$$

Kural 3: e = NHK ve ce = NHO ise pwm sinyal değişim değeri PO (pwm = PK)

min($\mu(e)$, $\mu(ce)$) formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=-3,52) = 0,88, \mu(ce=-5,6) = 0,79) = 0,79 \quad (\text{pwm}=\text{PK})$$

Kural 4: e = NHK ve ce = NHK ise pwm sinyal değişim değeri PO (pwm = PK)

min($\mu(e)$, $\mu(ce)$) formülünden yararlanılarak

$$\min(\mu(e=-3,52) = 0,88, \mu(ce=-5,6) = 0,21) = 0,21 \quad (\text{pwm}=\text{PO})$$

kuralları elde edilmektedir.

Pwm sinyal değerini değiştirecek değer;

$$\text{pwm} = \frac{(3,43 * 0,12) + (3,43 * 0,21) + (1,71 * 0,79) + (1,71 * 0,21)}{0,12 + 0,21 + 0,79 + 0,21}$$

$$\text{pwm} = \frac{0,41+0,72+1,35+0,36}{1,33} = \frac{2,84}{1,33} = 2,1 \sim 2$$

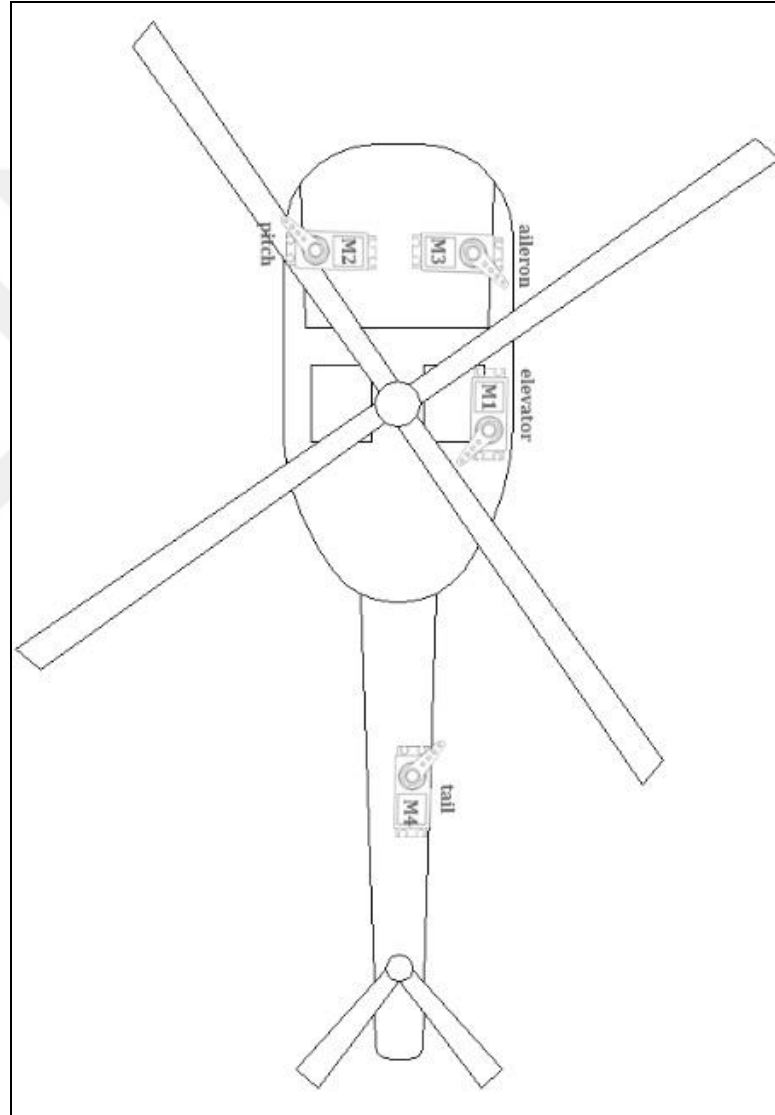
pwm =2,1 keskin değeri olarak elde edilmektedir ve pwm sinyal değerindeki değişiklik

$$\text{pwm} = \text{pwm değeri} + 2,1$$

olarak hesaplanmaktadır.

4.3. Bulanık Kontrol İle Gerçek Zamanlı Kontrol Simülasyon Sonuçları

Helikopter üzerinde bulunan mesafe ve konum bilgisi okuyan sensörlerden alınan verilerin işlenmesi sonucu helikopter üzerindeki pitch, aileron, elevator ve tail (kuyruk) servolarının pozisyonları ile ESC değerinin değiştirilerek hedef konum ve denge kontrolü sağlanmaktadır. Servoların helikopter üzerinde yerleşimi Şekil 4.10'da gösterilmektedir.



Şekil 4.10. Servoların helikopter üzerinde yerleşimi

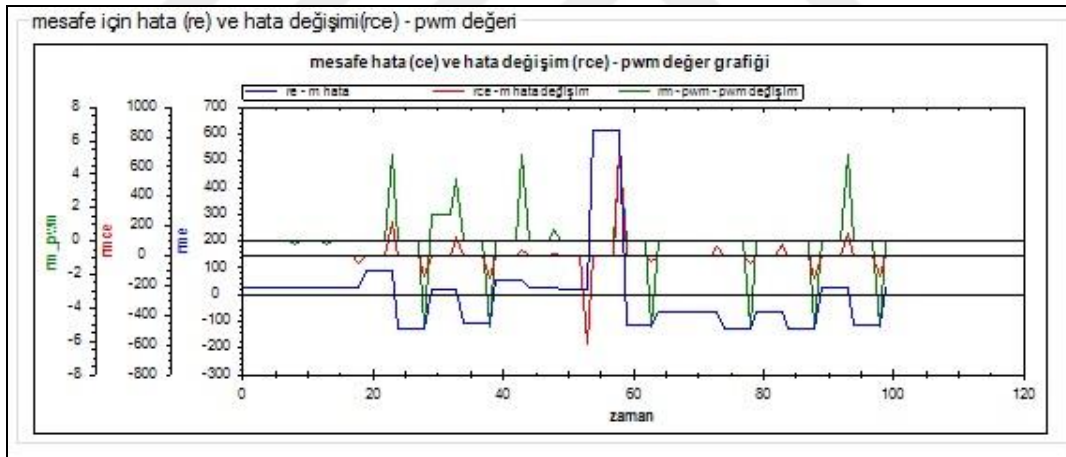
4.3.1. İniş ve kalkış hareketinin bulanık kontrolü

Uygulamada, helikopter iniş ve kalkış hareketi için ana rotor pitch (collective – pal açısı) değeri ve rotor hızı (ESC kontrolcüsü) kontrol edilmektedir.

Mesafe sensöründen okunan mesafe bilgisine göre ESC değeri ve pitch değeri artırılarak helikopterin havalanması; pitch değeri ve ESC değeri azaltılarak helikopterin alçalması sağlanmaktadır.

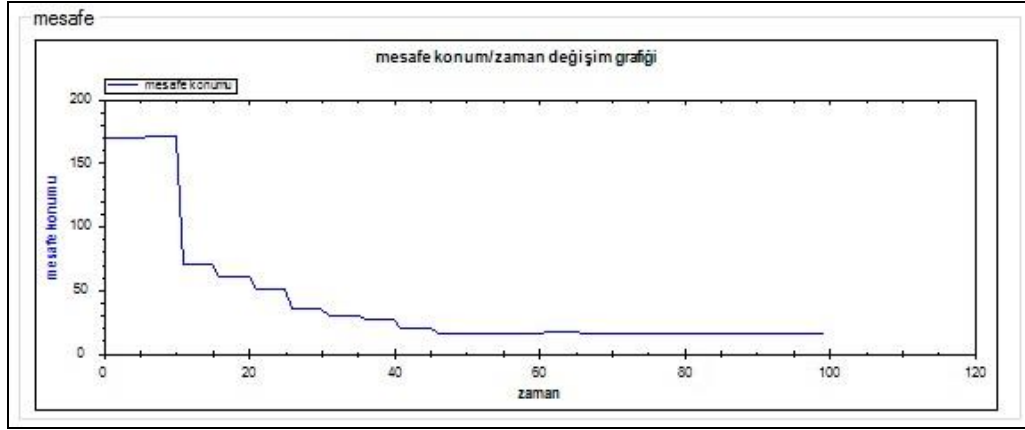
Bulanıklaştırılan anlık mesafe ve mesafe hata verilerinin netleştirilmesiyle elde edilen, ESC ve pitch servo sinyal değerine etki edecek net değerlerin işlenmesiyle kontrol edilen ESC ve pitch değerlerinin porta yazılmasıyla dikey hareket kontrolü sağlanmaktadır.

Helikopterin dikey hareketinde, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, mesafe hata ve mesafe hata değişimi girdi verilerinin bulanıklaştırılması sonucu, durulaştırma işlemi sonucunda elde edilen pwm sinyal değerindeki değişiklikler şekil 4.11’de gösterilmektedir.



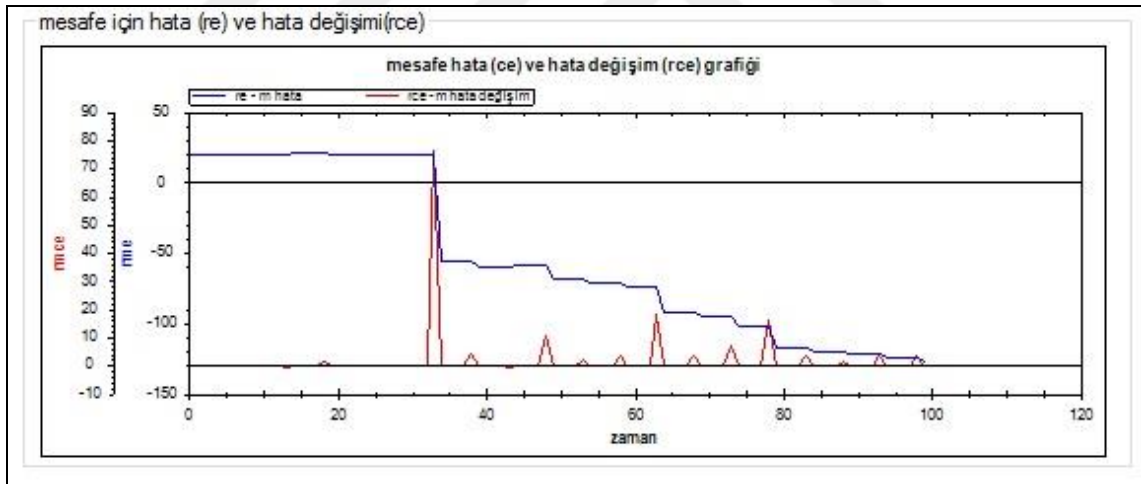
Şekil 4.11. Mesafe değişimi sonucu pwm sinyal değeri değişim grafiği

Şekil 4.12’de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, mesafe konum bilgisinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte başlangıç olarak hedef mesafe ile olan mesafe farkı ve zaman içerisinde hedef mesafeye yaklaşım değerleri gösterilmektedir.



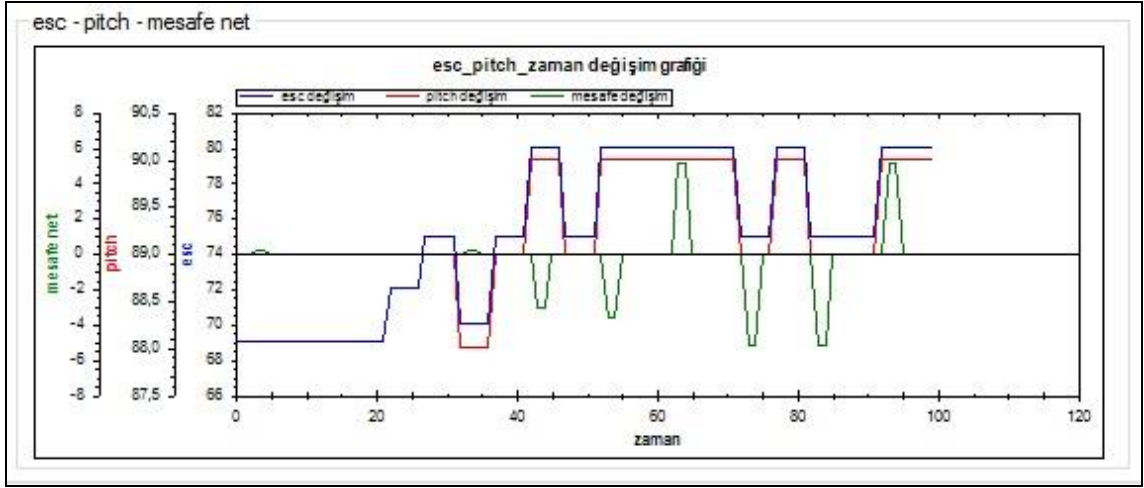
Şekil 4.12. Mesafe bilgisinin zamana göre değişim grafiği

Şekil 4.13'te, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, mesafe hata ve hata değişimi bilgisinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte belirli bir zamanda hedef mesafe ile o an bulunulan konum farkı ve bir sonraki aşamadaki konum farkı ile anlık konum farkı arasındaki hata giriş değerlerinin zamana göre değişimleri gösterilmektedir.



Şekil 4.13. Mesafe hata ve hata değişimi zaman grafiği

Şekil 4.14'te, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, ESC ve pitch değerlerine etki edecek net pwm değeri verilerinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte durulama sonucu elde edilen pwm net değerinin ESC ve pitch değerlerine eklenmesi sonucu alacakları yeni değerlerin ve etki eden mesafe net değerinin zamana göre değişimleri gösterilmektedir.



Şekil 4.14. zamana göre ESC ve pitch değerlerine etki eden pwm değerleri değişim grafiği

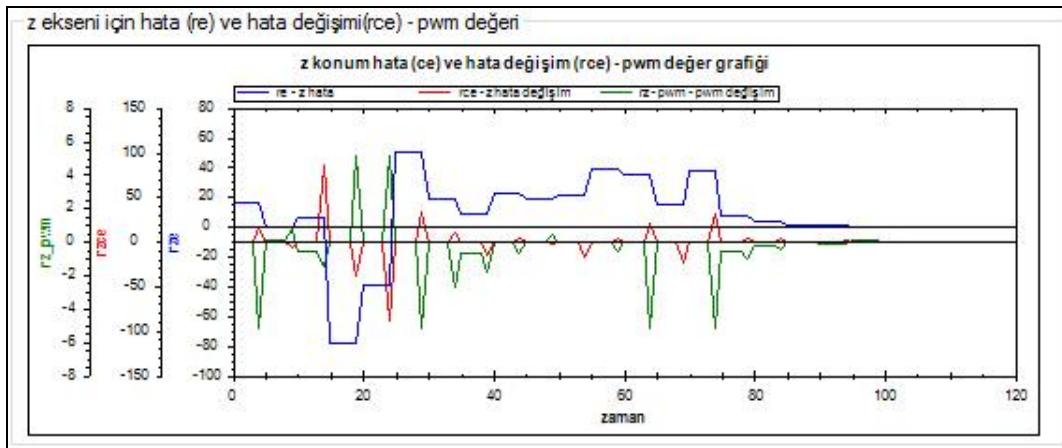
4.3.2. Dönme hareketi bulanık kontrolü

Uygulamada, helikopter dönme hareketi için kuyruk rotoru değeri kontrol edilmektedir.

Koordinat değeri olarak okunan z eksen giriş değeri ile helikopterin baş kısmının uçuş öncesinde belirtilen hedef doğrultuda olarak kalkış ve inişini gerçekleştirebilmesi için anlık z koordinat verileri okunarak helikopterin kafa (head) pozisyonu hakkında bilgi elde edilmektedir.

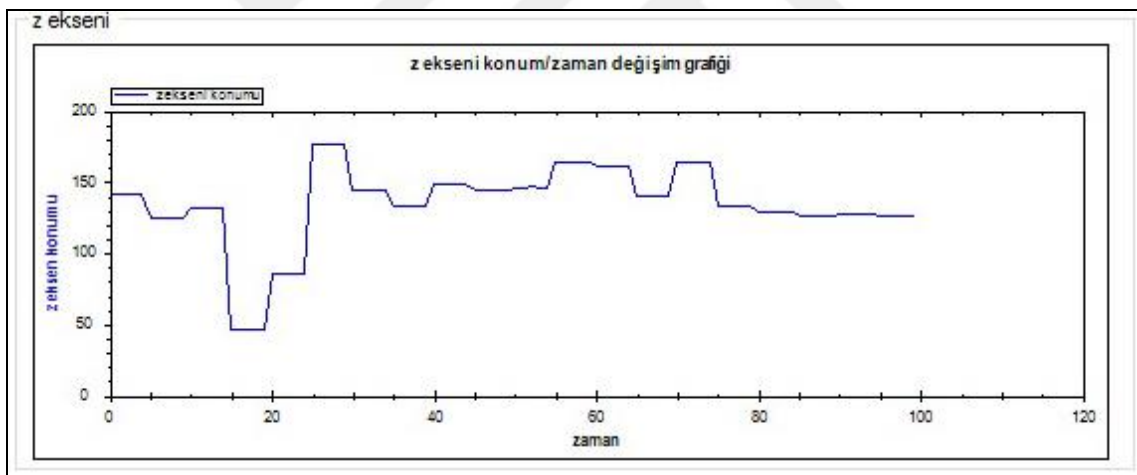
Okunan anlık kafa değeri bulanıklaştırılarak ait olduğu bulanık alt küme belirlenmektedir. Bulanıklaştırılan anlık z eksen ve z eksen hata verilerinin netleştirilmesiyle elde edilen, kuyruk rotoru servo (tail servo) değerine etki edecek net değerin işlenmesiyle kontrol edilen kuyruk rotoru servo değerlerinin porta yazılmasıyla dönme hareketi kontrolü sağlanmaktadır.

Helikopterin dönme hareketinde, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, z eksen konumu hata ve z eksen konumu hata değişimi girdi verilerinin bulanıklaştırılması sonucu, durulaştırma işlemi sonucunda elde edilen pwm sinyal değerindeki değişiklikler Şekil 4.15'te gösterilmektedir.



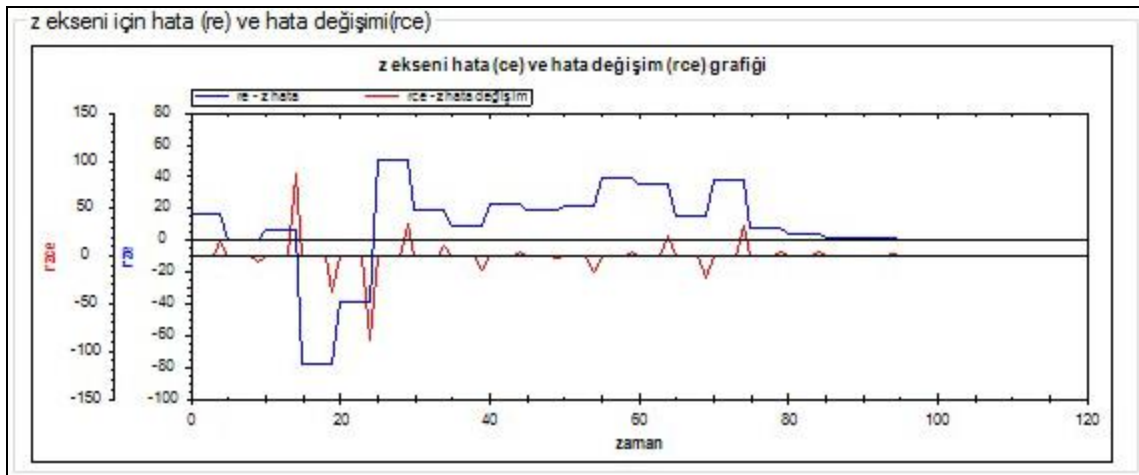
Şekil 4.15. Kafa pozisyonu değışimi sonucu pwm sinyal değeri değışim grafiği

Şekil 4.16'da, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, z eksenini konum bilgisinin zamana göre değışim grafiği gösterilmektedir. Grafikte başlangıç olarak hedef kafa konumu (z eksen yönü) ile olan anlık z eksenini farkı ve zaman içerisinde hedef kafa konumuna yaklaşım değeri gösterilmektedir.



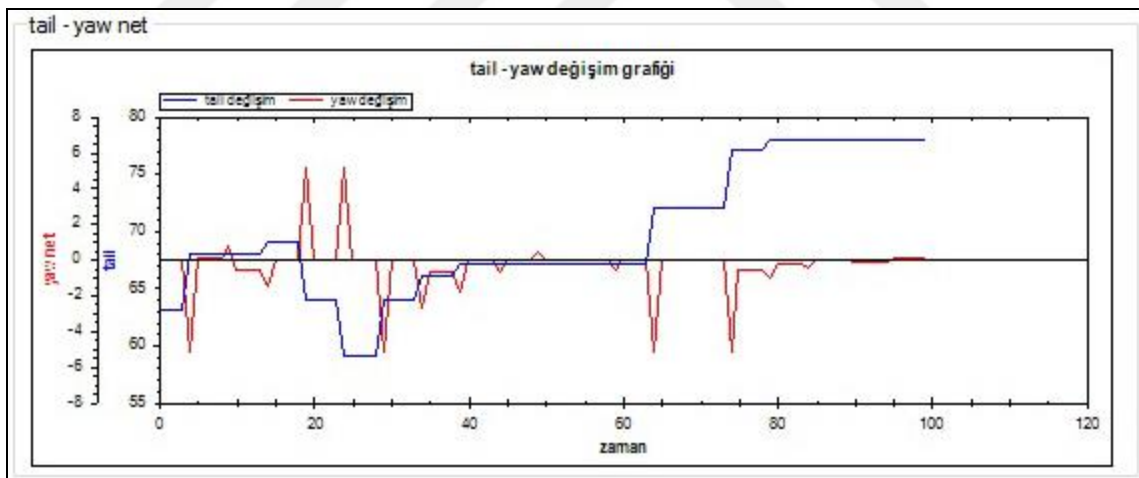
Şekil 4.16. Kafa konum bilgisinin zamana göre değışim grafiği

Şekil 4.17'de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, z eksenini hata hata ve hata değışimi bilgisinin zamana göre değışim grafiği gösterilmektedir. Grafikte belirli bir zamanda hedef z eksenini konumu ile o an bulunulan konum farkı ve bir sonraki aşamadaki konum farkı ile anlık konum farkı arasındaki hata giriş değeri zamana göre değışimleri gösterilmektedir.



Şekil 4.17. Z eksen hata ve hata değişimi zaman grafiği

Şekil 4.18'de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, kuyruk servo değerine etki edecek net pwm değeri verilerinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte durulama sonucu elde edilen pwm net değerinin kuyruk servo pozisyon değerine eklenmesi sonucu alacağı yeni pozisyon değerinin ve etki eden z net değerinin zamana göre değişimi gösterilmektedir.



Şekil 4.18. Zamana göre kuyruk servosuna etki eden pwm değerleri değişim grafiği

4.3.3. Yalpalama hareketi bulanık kontrolü

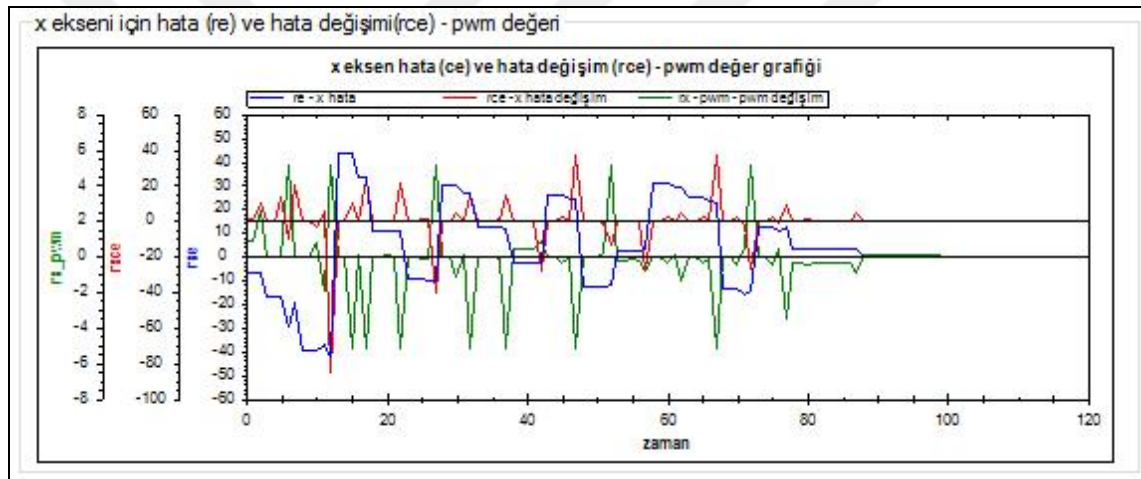
Uygulamada, helikopterin yalpalama hareketi kontrolü için ana rotorun yalpa hareketini kontrol edecek olan aileron servosu kontrol edilmektedir.

Koordinat değeri olarak okunan x eksen giriş değeri ile helikopterin x eksenindeki konumunun uçuş öncesinde belirtilen hedef doğrultuda olarak kalkış ve

inişini gerçekleştirebilmesi için anlık x koordinat verileri okunarak helikopterin x eksenindeki pozisyonu hakkında bilgi elde edilmektedir.

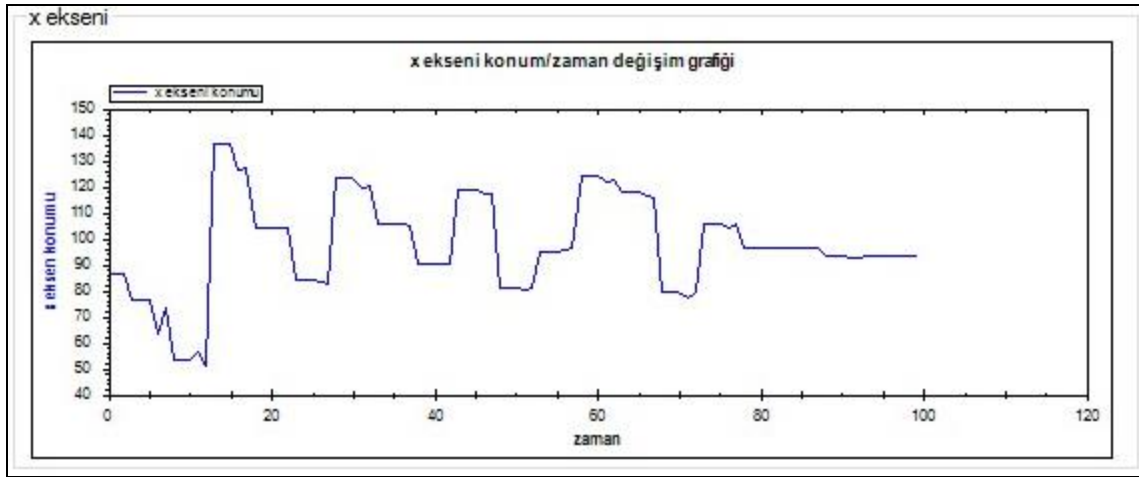
Okunan anlık x eksen değeri bulanıklaştırılarak ait olduğu bulanık alt küme belirlenmektedir. Bulanıklaştırılan anlık x eksen ve x eksen hata verilerinin netleştirilmesiyle elde edilen, ana rotorun yalpalama hareketini kontrol edecek aileron servo değerine etki edecek net değerin işlenmesiyle kontrol edilen aileron servo değerlerinin porta yazılmasıyla x eksen üzerindeki hareket kontrolü sağlanmaktadır.

Helikopterin yalpalama hareketinde, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, x eksen konumu hata ve x eksen konumu hata değişimi girdi verilerinin bulanıklaştırılması sonucu, durulaştırma işlemi sonucunda elde edilen pwm sinyal değerindeki değişiklikler şekil 4.19'da gösterilmektedir.



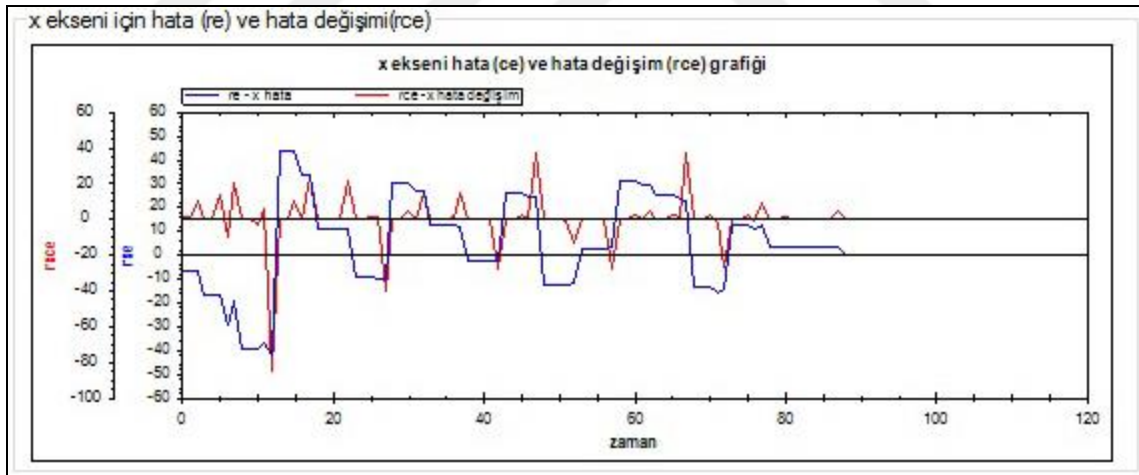
Şekil 4.19. X eksen değeri değişimi sonucu pwm sinyal değeri değişim grafiği

Şekil 4.20'de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, x eksen konum bilgisinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte başlangıç olarak hedef x eksen konumu ile olan anlık x eksen farkı ve zaman içerisinde hedef x eksen konumuna yaklaşım değerleri gösterilmektedir.



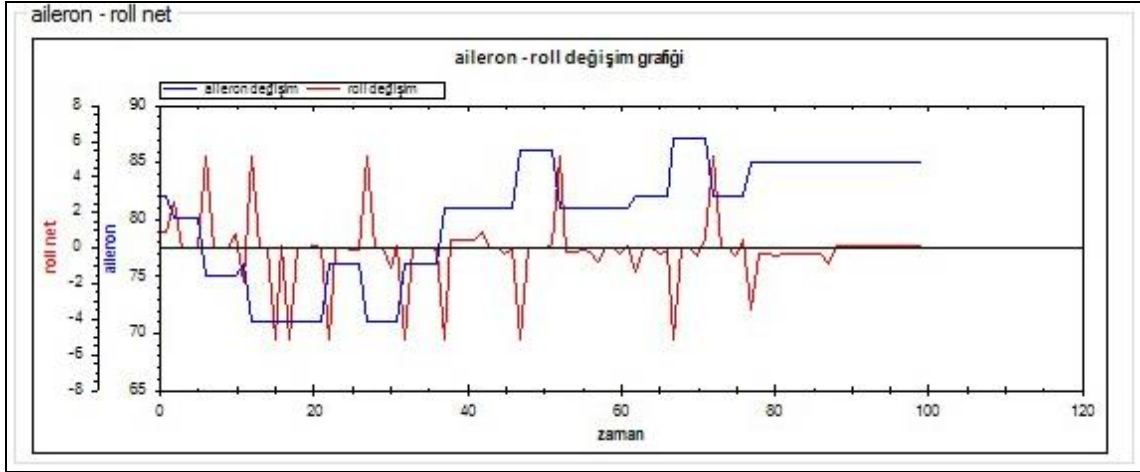
Şekil 4.20. X eksen konum bilgisinin zamana göre değişim grafiği

Şekil 4.21’de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, x eksen hata ve hata değişimi bilgisinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte belirli bir zamanda hedef x eksen konumu ile o an bulunan konum farkı ve bir sonraki aşamadaki konum farkı ile anlık konum farkı arasındaki hata giriş değerlerinin zamana göre değişimleri gösterilmektedir.



Şekil 4.21. X eksen hata ve hata değişimi zaman grafiği

Şekil 4.22’de, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, aileron servo değerine etki edecek net pwm değeri verilerinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte durulama sonucu elde edilen pwm net değerinin aileron servo pozisyon değerine eklenmesi sonucu alacağı yeni pozisyon değerinin ve etki eden aileron net değerinin zamana göre değişimi gösterilmektedir.



Şekil 4.22. Zamana göre aileron servosuna etki eden pwm değerleri değişim grafiği

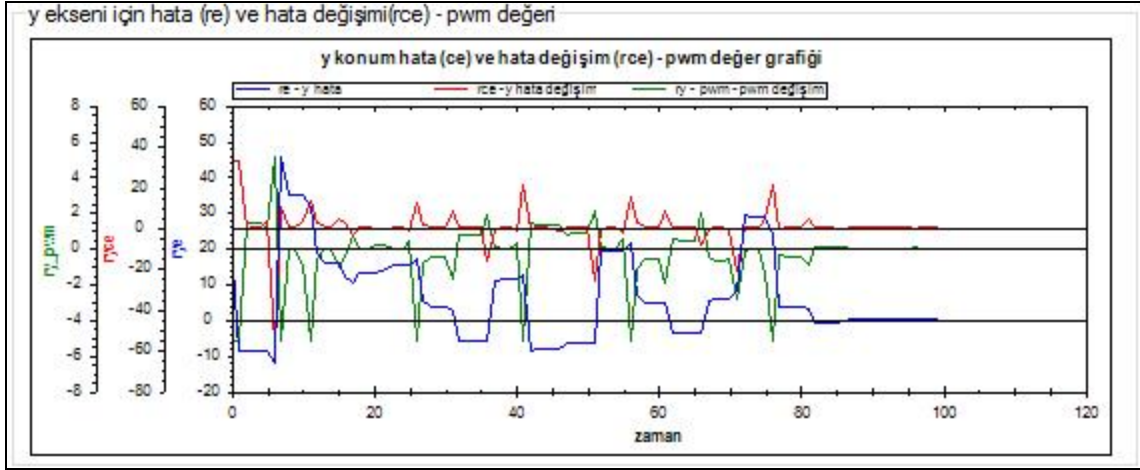
4.3.4. Yönelme hareketi bulanık kontrolü

Uygulamada, helikopterin yönelme hareketi kontrolü için ana rotorun yönelme hareketini kontrol edecek olan elevator servosu kontrol edilmektedir.

Koordinat değeri olarak okunan y eksen giriş değerleri ile helikopterin y eksenindeki konumunun uçuş öncesinde belirtilen hedef doğrultuda olarak kalkış ve inişini gerçekleştirebilmesi için anlık y koordinat verileri okunarak helikopterin y eksenindeki pozisyonu hakkında bilgi elde edilmektedir.

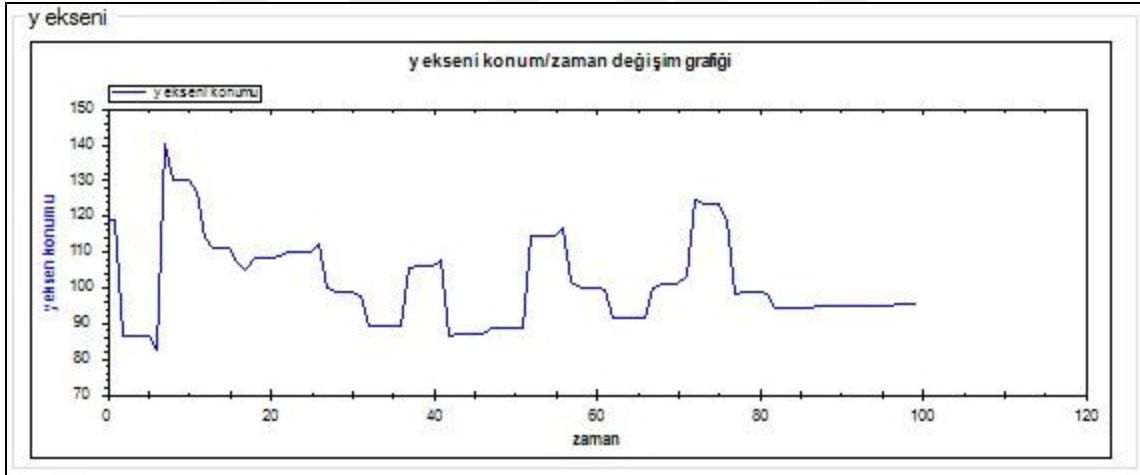
Okunan anlık y eksen değerleri bulanıklaştırılarak ait olduğu bulanık alt küme belirlenmektedir. Bulanıklaştırılan anlık y eksen ve y eksen hata verilerinin netleştirilmesiyle elde edilen, ana rotorun yönelme hareketini kontrol edecek elevator servo değerine etki edecek net değerlerin işlenmesiyle kontrol edilen elevator servo değerlerinin porta yazılmasıyla y eksenindeki hareket kontrolü sağlanmaktadır.

Helikopterin yönelme hareketinde, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, y eksen konumu hata ve y eksen konumu hata değerini girdi verilerinin bulanıklaştırılması sonucu, durulaştırma işlemi sonucunda elde edilen pwm sinyal değerindeki değerlikler Şekil 4.23'te gösterilmektedir.



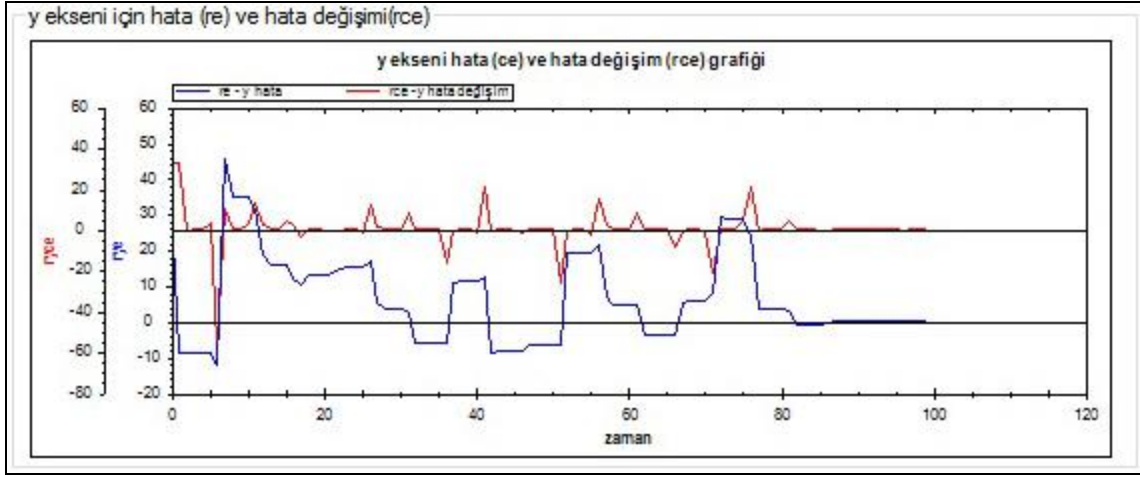
Şekil 4.23. Y eksenini değışimi sonucu pwm sinyal değeri değışim grafiği

Şekil 4.24'te, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, y eksenini konum bilgisinin zamana göre değışim grafiği gösterilmektedir. Grafikte başlangıç olarak hedef y eksenini konumu ile olan anlık y eksenini farkı ve zaman içerisinde hedef y eksenini konumuna yaklaşım değeri gösterilmektedir.



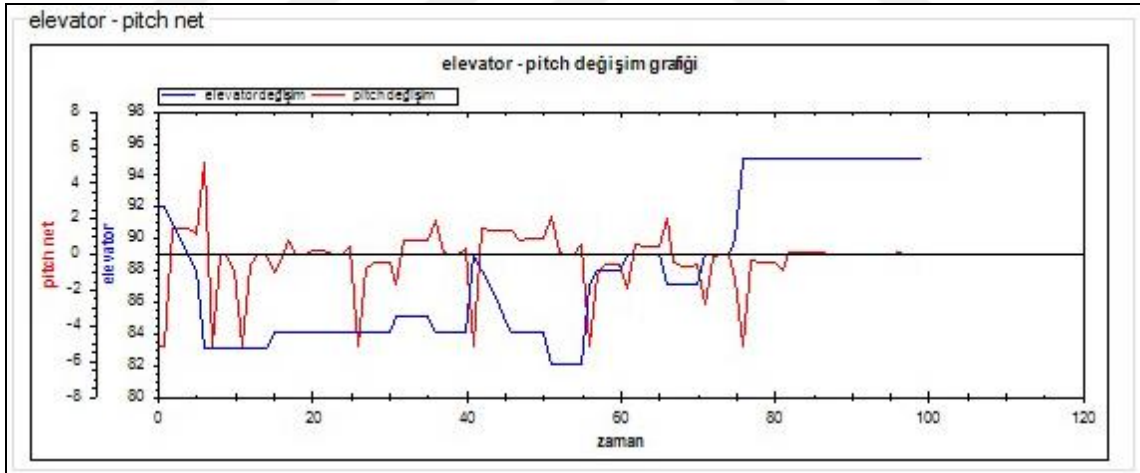
Şekil 4.24. Y eksenini konum bilgisinin zamana göre değışim grafiği

Şekil 4.25'te, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, y eksenini hata ve hata değışimi bilgisinin zamana göre değışim grafiği gösterilmektedir. Grafikte belirli bir zamanda hedef y eksenini konumu ile o an bulunan konum farkı ve bir sonraki aşamadaki konum farkı ile anlık konum farkı arasındaki hata giriş değeri zamana göre değışimleri gösterilmektedir.



Şekil 4.25. Y eksen hata ve hata değişimi zaman grafiği

Şekil 4.26’da, uygulamanın herhangi bir zaman diliminde alınan, elevator servo değerine etki edecek net pwm değeri verilerinin zamana göre değişim grafiği gösterilmektedir. Grafikte durulama sonucu elde edilen pwm net değerinin elevator servo pozisyon değerine eklenmesi sonucu alacağı yeni pozisyon değerinin ve etki eden elevator net değerinin zamana göre değişimi gösterilmektedir.



Şekil 4.26. Zamana göre elevator servosuna etki eden pwm değerleri değişim grafiği

5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

5.1 Sonuçlar

Bu çalışmada, helikopterin iniş ve kalkışlarının bulanık mantık yoluyla sağlanması için bir bulanık uzman sistem tasarlanmıştır. Bu amaçla, helikopter hareketlerinin test edilebileceği bir model helikopter ve test platformu oluşturulmuştur. Oluşturulan test platformu ile helikopterin, dört serbestlik derecesiyle, bulanık mantık kontrol sistemi ile belirlenen eksen üzerinde dikey hareket kontrolü sağlanmıştır.

Helikopter sisteminin genel yapısı, matematiksel modellemesi ve uçuş hareket kontrolleri ile bulanık mantık kavramı ve bulanık mantık kontrol sistemi incelenmiştir.

Helikopter model kontrolü için arduino ve c sharp programları kullanılarak bus kontrolcüsü tasarlanmış ve hareket kontrollerinin analizi yapılmıştır.

Helikopterin montaj işlemleri gerçekleştirilmiş ve c# programlama dili ile bulanık kontrol programı yazılmıştır. Bilgisayar ile helikopterin haberleşmesi için arduino devre kiti kullanılmış ve sensörlerden veri okuma ve motor kontrolleri arduino kiti ile gerçekleştirilmiştir.

Yapılan çalışmalar doğrultusunda helikopterin gerçek zamanlı kontrolü oluşturulan test platformu üzerinde deneysel olarak incelenmiştir. Helikopter kontrolünde, model üzerine yerleştirilen IMU ile helikopterin eksen değerleri, ultrasonik mesafe sensörü ile mesafe değerleri arduino ile okunup bilgisayara gönderilmiştir. Okuna bu değerlerin bilgisayarda anlamlı bir hale getirilebilmesi için c# programında kodlar yazılmıştır. Anlamlı hale getirilen veriler tasarlanan kontrolcü programı ile işlenerek giriş değerleri meydana getirilmiştir. Girdi değerlerinin geliştirilen kontrolcü algoritmaları ile işlenmesi ile net değerler elde edilmiştir. Elde edilen net değerler arduino yardımıyla model üzerindeki motorlara iletilerek model helikopterin hedef doğrultuda hareket kontrolü sağlanmıştır.

Model için geliştirilen bus sisteminde kullanılan mesafe sensörünün bilgi kitapçığında değer okuma aralığı 0 – 650 cm olarak belirtilmiştir. Ancak uygulamada 0 – 15 cm arasındaki değerleri net olarak okuyamadığı ve 0 cm ile 15 cm arasında rasgele değer verdiği görülmektedir. Bu duruma bağlı olarak helikopterin iniş esnasında 0 cm – 15 cm arasındaki konma hareketi, diğer mesafe verilerine göstermiş olduğu hassas alçalma hareketine göre sertlik göstermektedir. Bu durum kullanılacak daha hassas bir mesafe ölçer ile düzeltilebilecek bir durumdur.

Tek rotorlu helikopterlerin kontrolleri iki ve daha çok rotorlu helikopterler kontrollerine göre daha zor gerçekleştirildiğinden, deney düzeneğinin hazırlanması ve helikopterin kontrol edilme süreçleri meşakkatli bir süreç içinde gerçekleşmiştir. Uygulama esnasında, helikopter kontrolünü sağlamak için yapılan çalışmalarda, küçük çaplı kazalar gerçekleşmiştir. Bu olumsuz durumlara rağmen deney düzeneğinin hazırlanması ve helikopter kontrol süreçleri başarı ile gerçekleştirilmiştir.

Sonuç olarak helikopterin dikey eksen üzerindeki hareket kontrolü deneysel ve simülasyon olarak incelenmiş ve helikopter kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Yapılan inceleme ve çalışmalar sonucunda helikopterin hareket eksenleri üzerindeki konum verileri, hedef ve referans değerler arasındaki farklılıklar analiz edilmiş ve durum değişimleri grafiksel olarak gösterilmiştir.

Durum değişiklikleri sonucu rotor kontrollerinde meydana gelecek değişiklikler analiz edilmiş ve grafiksel olarak incelenmiştir.

Elde edilen bu değerler otomatik kontrol için kullanılmıştır. Ayrıca bu değerlerin analizi, pilot tarafından kullanılan helikopterlerde, pilota yardımcı olabilecek uçuş ve kontrol verilerini içermektedir.

5.2 Öneriler

Bu çalışmadan yararlanılarak helikopterlerin uçuş kontrolleri, iniş ve kalkış kontrolleri çalışmaları için, gerçek zamanlı uygulamalarda, helikopter pilotuna yardımcı olabilecek uygulamalar geliştirilebilir.

Çalışma genelde belirli bir pozisyon üzerinde hareket kontrolleri içermektedir. Hareket ve pozisyon kontrolleri sadece dikey eksen üzerinde değil, askıda kalma ve belirli bir istikamete doğru hareket kontrolleri yapılabilir.

Haritada belirli bir alan üzerinde yörünge planlayarak, engellerden kaçma ve kontrol algoritmaları ile hareket etmesi sağlanabilir.

İhtiyaca göre, test platformu daha modern bir yapıya dönüştürülebilir.

İhtiyaca göre, test platformu ve helikopter üzerinde iyileştirmeler yapılabilir.

Kontrol edilen helikopter USB kablo ile bilgisayara bağlanmaktadır. Bu zorunlu bir tercih değildir. İhtiyaca göre, bağlantı türü kablosuz olarak da gerçekleştirilebilir.

Kontrol ünitesi (bilgisayar) için masaüstü bilgisayar kullanılmıştır. İhtiyaca göre, model üzerine entegre edilebilecek, taşınabilir bilgisayar özelliği gösteren, kontrol ünitesi kullanılabilir.

KAYNAKLAR

- Abbasi, E. ve Mahjoob, M., 2013, Controlling of Quadrotor UAV Using a Fuzzy System for Tuning the PID Gains in Hovering Mode, *10th Int. Conf. Adv. Comput. Entertain. Technol*, 1-6.
- Akyılmaz, O. ve Tevfik, A., 2010, Esnek hesaplama yöntemlerinin jeodezide uygulamaları, *İTÜDERGİSİ/d*, 5 (1).
- Altaş, İ. H., 1999, Bulanık Mantık: Bulanıklılık Kavramı, *Enerji Elektrik Elektromekanik-3e, Temmuz* (62), 80-85.
- Anonymous, 2000, Rotorcraft Flying Handbook, *Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation*, p. 207.
- Ateş, S., 2009, Küçük Bir Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı, *Fen Bilimleri Enstitüsü*.
- Bayraktar, O., Özdemir, F., Çetin, Ö. ve YILMAZ, G., 2012, İnsansız Hava Araçları İçin Otonom İniş Sistemi Simülasyonu Tasarımı, *International Journal of InformaticsTechnologies*, 5 (2).
- Buğday, Y., 2010, İki Eksenli Bir Helikopterin Kontrolü, *Unpublished master's thesis, TOBB Universty of Economics, Ankara, Turkey*.
- Camilleri, M., Scerri, K. ve Zammit, S., 2012, Autonomous flight control for an RC helicopter, *2012 16th IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference*, 391-394.
- Cherkassky, V. ve Mulier, F., 1998, Learning from Data: Concepts, Theory, and Methods (Adaptive and Learning Systems for Signal Processing, Communications and Control Series), 389-420.
- Dai, F., Gao, W., Kushida, N. ve Shang, L., 2011, Fuzzy control for the autonomous airship, *2011 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, 784-788.
- Dalkılıç, T. E., 2005, Switching Regresyon'da Bulanık Sinir Ağları Yaklaşımı İle Parametre Tahmini, *Ankara Üniversitesi*.
- Demirci, M., 2006, Donanım İçeren Simülasyon Sistemleri Ve Simülasyon Tasarımı, *İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Erginer, B., 2007, Quadrotor VTOL Aracının Modellenmesi ve Kontrolü, *İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Fogh, M., Mikkelsen, T. H., Mustafic, E., Petterson, P. ve Sommerset, J. M., 2004, Autonomous Helikopter. Aalborg University.
- Franko, S., 2010, İnsansız Helikopterin Model Öngörülü Kontrolü, *İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Gessow, A. ve Myers, G. C., 1952, Aerodynamics of the Helicopter, Frederick Ungar, p.
- Gül, G. ve Arısoy, A., 2013, DÖRT ROTORLU HAVA ARACI İÇİN GERÇEK ZAMANDA BULANIK MANTIKLA KONTROLÖR TASARIMI, *Journal of Aeronautics & Space Technologies/Havacilik ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 6 (2).
- Hald, U. B., Hesselbæk, M. V., Holmgaard, J. T., Jensen, C. S., Jakobsen, S. L., Siegumfeldt, M., la Cour-Harbo, A. ve Thomsen, J. S., 2005, Autonomous helicopter-Modelling and control, *Aalborg University, Aalborg*.
- Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander, S. L. ve Tomlin, C. J., 2011, Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed, *Control engineering practice*, 19 (9), 1023-1036.

- Iakovou, D., 2002, Fuzzy control for helicopter aviation, *Control Engineering*.
- Işık, Y., 2006, Genetik Algoritma Tabanlı Bulanık Kontrolün Uçuş Kontrol Sistem Tasarımına Uygulanması, *Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi*.
- Jang, J.-S. R., Sun, C.-T. ve Mizutani, E., 1997, Neuro-fuzzy and soft computing; a computational approach to learning and machine intelligence.
- Jensen, R. ve Nielsen, A. K. N., 2005, Robust Control of an Autonomous Helicopter. Aalborg University: 89.
- Joelianto, E., Maryami Sumarjono, E., Budiyono, A. ve Retnaning Penggalih, D., 2011, Model predictive control for autonomous unmanned helicopters, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 83 (6), 375-387.
- Kadmiry, B. ve Driankov, D., 2001, Fuzzy control of an autonomous helicopter, *IFSA World Congress and 20th NAFIPS International Conference, 2001. Joint 9th*, 2797-2802.
- Kadmiry, B. ve Driankov, D., 2004, A fuzzy flight controller combining linguistic and model-based fuzzy control, *Fuzzy sets and systems*, 146 (3), 313-347.
- Karaman, K., Bekaro, Y. T. ve Turan, M., 2015, Controlling 3-DOF helicopter via fuzzy PID controller, *2015 9th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ELECO)*, 869-873.
- Khanesar, M. A. ve Kayacan, E., 2015, Controlling the pitch and yaw angles of a 2-dof helicopter using interval type-2 fuzzy neural networks, In: *Recent Advances in Sliding Modes: From Control to Intelligent Mechatronics*, Eds: Springer, p. 349-370.
- Khizer, A. N., Yaping, D., Ali, S. A. ve Yang, X. X., 2014, Takagi-Sugeno Fuzzy Model Identification for Small Scale Unmanned Helicopter, *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science*, 12 (1), 487-495.
- Kıyak, E., 2003, Bulanık Mantık Yöntemiyle Uçuş Kontrol Uygulamaları, *Yüksek Lisans Tezi Anadolu Üniversitesi*.
- Koçer, B. B., 2014, Küçük Ölçekli Bir Helikopterin Modellenmesi Ve Kontrolü, *Yüksek Lisans, İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Köse, E., Yamaçlı, S., Ültanır, Y. G., Özçelik, B. ve Aksoy, M., 2008, KÜÇÜK ÖLÇEKLİ İNSANSIZ HELİKOPTER KONTROL DENEY SETİ TASARIMI VE SİMULASYONU, *Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 23, 247-256.
- Mete, C., 2007, Helikopter Rotor Performansının Sayısal Analizi, *İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Molenaar, P. Z., 2007, Model Predictive Control to Autonomous Helicopter Flight, *Technische Universiteit Eindhoven, Eindhoven*.
- Ömürlü, V. E., Engin, Ş. N., Kırılı, A., Kurtoğlu, S. ve Büyükaşahin, U., 2009, İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Uçuş Kontrol Sistemi, TOK.
- Özçukurlu, A. S., 2010, Helikopter Denetim Uygulamaları, *Başkent Üniversitesi*.
- Pololu, 2010, Arduino Library for Pololu LSM303 Boards, Pololu, <https://github.com/pololu/lsm303-arduino>:
- Raptis, I. A., Valavanis, K. P., Kandel, A. ve Moreno, W. A., 2009, System identification for a miniature helicopter at hover using fuzzy models, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 56 (3), 345-362.
- Shim, H., 2000, Hierarchical flight control system synthesis for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles, p.

- Shim, T., Kim, Y. ve Bang, H., 2016, Hybrid fuzzy-PID control and modeling of coaxial rotor helicopter, *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 689-694.
- Tanaka, K., Ohtake, H. ve Wang, H. O., 2004, A practical design approach to stabilization of a 3-DOF RC helicopter, *IEEE transactions on control systems technology*, 12 (2), 315-325.
- Tanaka, K., Ohtake, H., Tanaka, M. ve Wang, H. O., 2012, A Takagi-Sugeno fuzzy model approach to vision-based control of a micro helicopter, *2012 IEEE 51st IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, 6217-6222.
- Vural, S. Y., 2008, Küçük Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı, *İstanbul Teknik Üniversitesi*.
- Ye, J., Tang, S., Zhang, L. ve Guo, H., 2013, Fuzzy control of small-scale unmanned helicopter, *2013 25th Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 3040-3045.
- Yılmaz, D., 2008, Evaluation and Comparison of Helicopter Simulation Models with Different Fidelities, Master's, *Middle East Technical University*.
- Zadeh, L. A., 1965, Fuzzy sets, *Information and control*, 8 (3), 338-353.
- Zadeh, L. A., 1973, Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes, *IEEE Transactions on systems, man, and cybernetics* (1), 28-44.

EKLER

EK-1 e-uye ve ce-uye bulanık kümelerin belirlenmesi örnek kodları

Çizelge Ek1.1. Üyelik fonksiyonu bulanık kümelerinin belirlenmesi

```

private void e_uyelik(float q, float x)
{
    int d = (int)q;
    float t = mdeger[d, 2] - mdeger[d, 4];

    //nhb
    if (x <= mdeger[d, 0])
    {
        e_uye[d, 0] = 1;
    }
    else if ((mdeger[d, 0] < x) && (x <= mdeger[d, 2]))
    {
        e_uye[d, 0] = (mdeger[d, 2] - (x)) / t;
    }
    else
    {
        e_uye[d, 0] = 0;
    }

    //e_uye[d, 0] = nhb;

    //nho
    if ((mdeger[d, 0] <= x) && (x <= mdeger[d, 2]))
    {
        nho = (x - mdeger[d, 0]) / t;
    }
    else if ((mdeger[d, 2] < x) && (x <= mdeger[d, 4]))
    {
        nho = (mdeger[d, 4] - x) / t;
    }
    else
    {
        nho = 0;
    }
    e_uye[d, 1] = nho;

    //nhk
    if ((mdeger[d, 2] <= x) && (x <= mdeger[d, 4]))
    {
        nhk = (x - mdeger[d, 2]) / t;
    }
    else if ((mdeger[d, 4] < x) && (x <= mdeger[d, 6]))
    {
        nhk = (mdeger[d, 6] - x) / t;
    }
    else
    {
        nhk = 0;
    }
    e_uye[d, 2] = nhk;

```

```
//hs
if ((mdeger[d, 4] <= x) && (x <= mdeger[d, 6]))
{
    hs = (x - mdeger[d, 4]) / t;
}
else if ((mdeger[d, 6] < x) && (x <= mdeger[d, 8]))
{
    hs = (mdeger[d, 8] - x) / t;
}
else
{
    hs = 0;
}
e_uye[d, 3] = hs;

//phk
if ((mdeger[d, 6] <= x) && (x <= mdeger[d, 8]))
{
    phk = (x - mdeger[d, 6]) / t;
}
else if ((mdeger[d, 8] < x) && (x <= mdeger[d, 10]))
{
    phk = (mdeger[d, 10] - x) / t;
}
else
{
    phk = 0;
}
e_uye[d, 4] = phk;

//pho
if ((mdeger[d, 8] <= x) && (x <= mdeger[d, 10]))
{
    pho = (x - mdeger[d, 8]) / t;
}
else if ((mdeger[d, 10] < x) && (x <= mdeger[d, 12]))
{
    pho = (mdeger[d, 12] - x) / t;
}
else
{
    pho = 0;
}
e_uye[d, 5] = pho;

//phb
if ((mdeger[d, 10] <= x) && (x <= mdeger[d, 12]))
{
    phb = (x - mdeger[d, 10]) / t;
}
else if (mdeger[d, 12] < x)
{
    phb = 1;
}
else
{
    phb = 0;
}
e_uye[d, 6] = phb;
}
```

```
private void ce_uyelik(float q, float x)
{
    int d = (int)q;
    float t = mdeger[d, 2] - mdeger[d, 4];

    //nhb
    if (x <= mdeger[d, 0])
    {
        nhb = 1;
    }
    else if ((mdeger[d, 0] < x) && (x <= mdeger[d, 2]))
    {
        nhb = (mdeger[d, 2] - x) / t;
    }
    else
    {
        nhb = 0;
    }
    ce_uye[d, 0] = nhb;

    //nho
    if ((mdeger[d, 0] <= x) && (x <= mdeger[d, 2]))
    {
        nho = (x - mdeger[d, 0]) / t;
    }
    else if ((mdeger[d, 2] < x) && (x <= mdeger[d, 4]))
    {
        nho = (mdeger[d, 4] - x) / t;
    }
    else
    {
        nho = 0;
    }
    ce_uye[d, 1] = nho;

    //nhk
    if ((mdeger[d, 2] <= x) && (x <= mdeger[d, 4]))
    {
        nhk = (x - mdeger[d, 2]) / t;
    }
    else if ((mdeger[d, 4] < x) && (x <= mdeger[d, 6]))
    {
        nhk = (mdeger[d, 6] - x) / t;
    }
    else
    {
        nhk = 0;
    }
    ce_uye[d, 2] = nhk;

    //hs
    if ((mdeger[d, 4] <= x) && (x <= mdeger[d, 6]))
    {
        hs = (x - mdeger[d, 4]) / t;
    }
    else if ((mdeger[d, 6] < x) && (x <= mdeger[d, 8]))
    {
        hs = (mdeger[d, 8] - x) / t;
    }
}
```

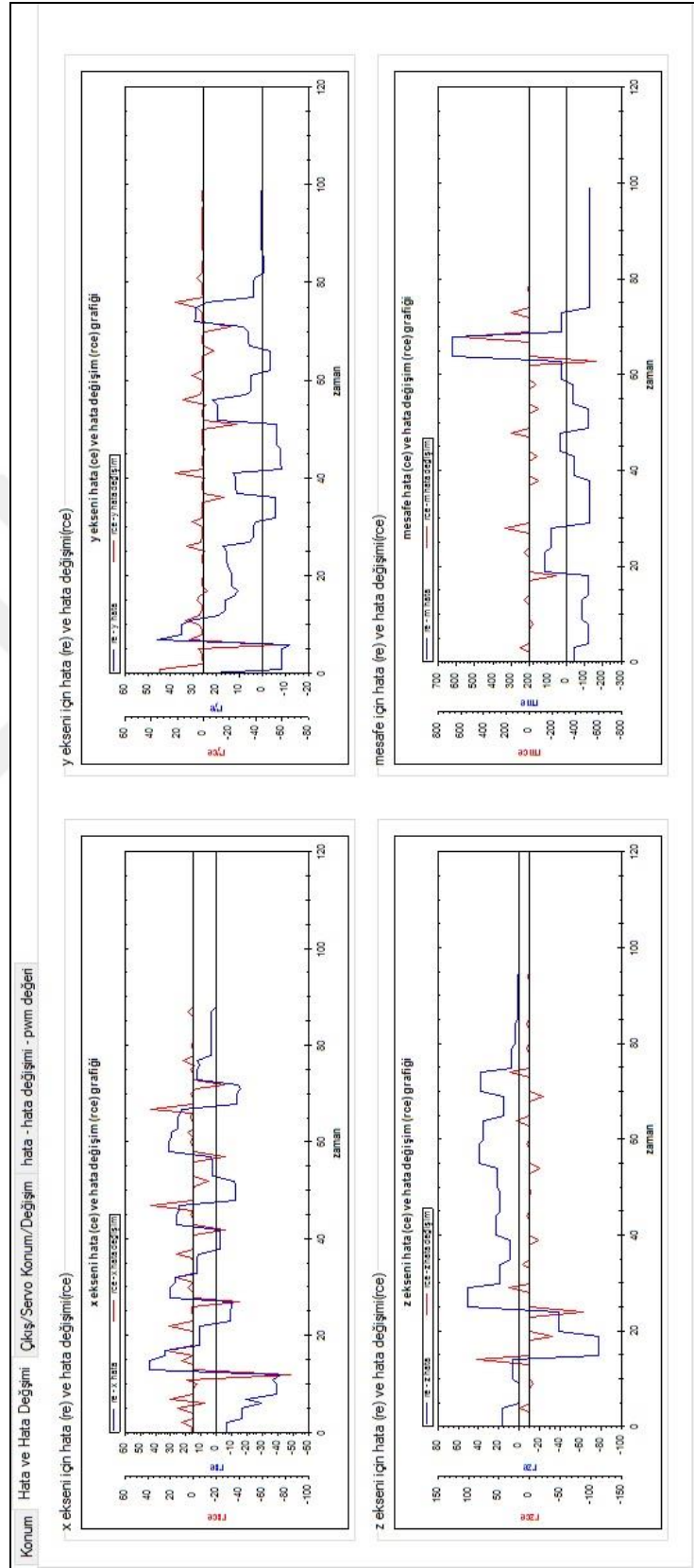
```
else
{
    hs = 0;
}
ce_uye[d, 3] = hs;

//phk
if ((mdeger[d, 6] <= x) && (x <= mdeger[d, 8]))
{
    phk = (x - mdeger[d, 6]) / t;
}
else if ((mdeger[d, 8] < x) && (x <= mdeger[d, 10]))
{
    phk = (mdeger[d, 10] - x) / t;
}
else
{
    phk = 0;
}
ce_uye[d, 4] = phk;

//pho
if ((mdeger[d, 8] <= x) && (x <= mdeger[d, 10]))
{
    pho = (x - mdeger[d, 8]) / t;
}
else if ((mdeger[d, 10] < x) && (x <= mdeger[d, 12]))
{
    pho = (mdeger[d, 12] - x) / t;
}
else
{
    pho = 0;
}
ce_uye[d, 5] = pho;

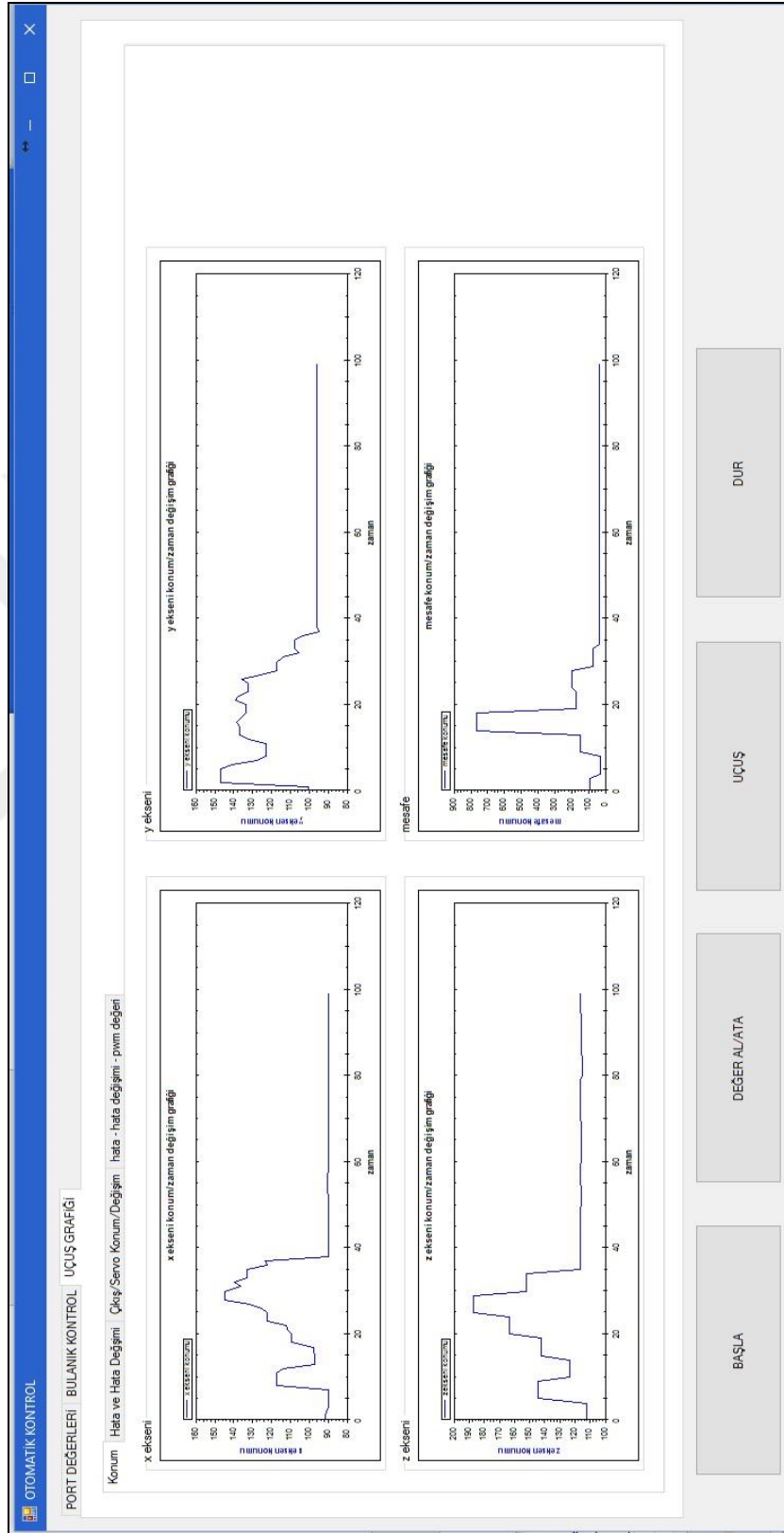
//phb
if ((mdeger[d, 10] <= x) && (x <= mdeger[d, 12]))
{
    phb = (x - mdeger[d, 10]) / t;
}
else if (mdeger[d, 12] < x)
{
    phb = 1;
}
else
{
    phb = 0;
}
ce_uye[d, 6] = phb;
}
```

EK-2 Hata ve hata değişim değerleri grafik gösterimi



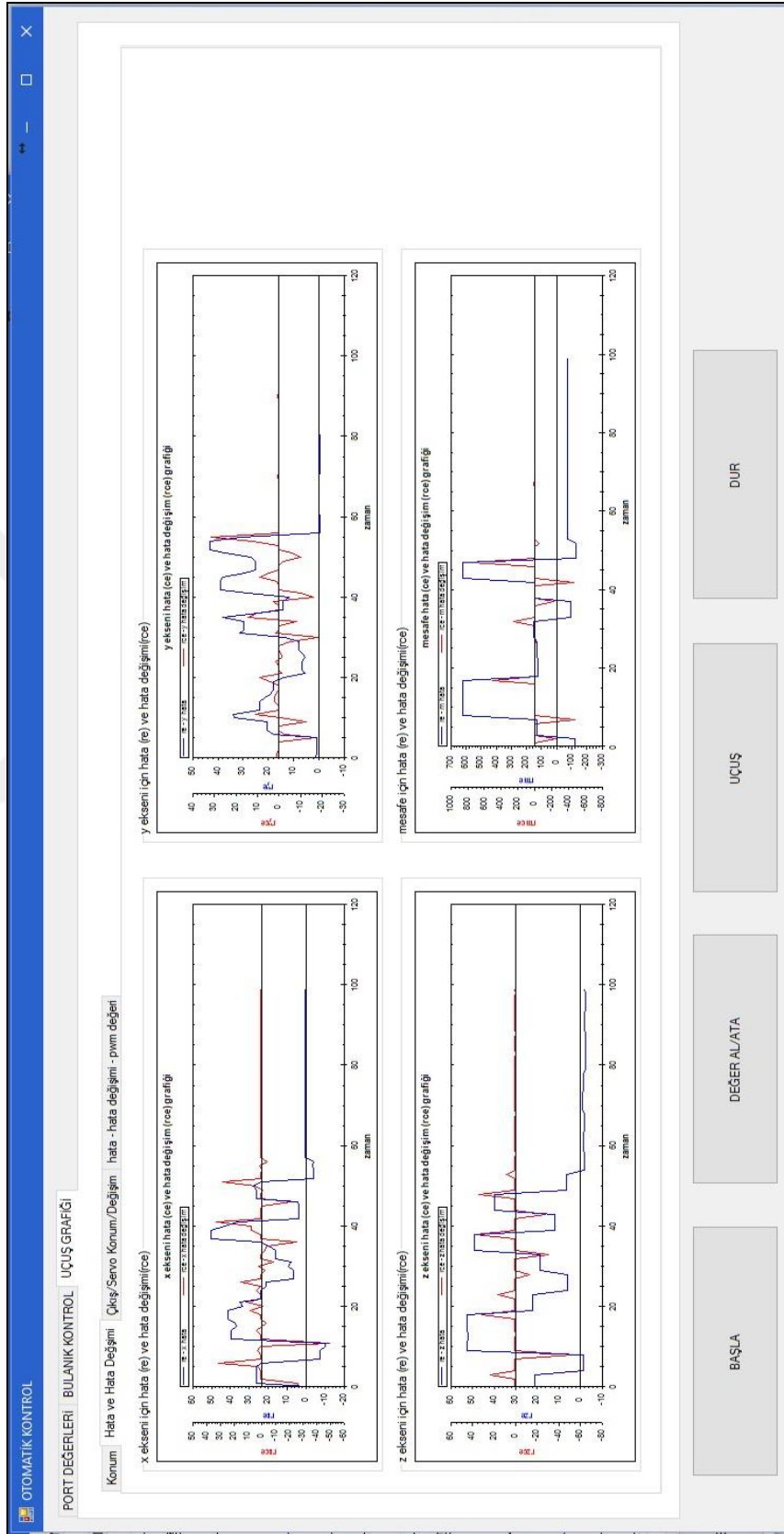
Şekil Ek2.1. Hata ve hata değişim değerleri

EK-3 Uçuş konum değeri grafik gösterimi



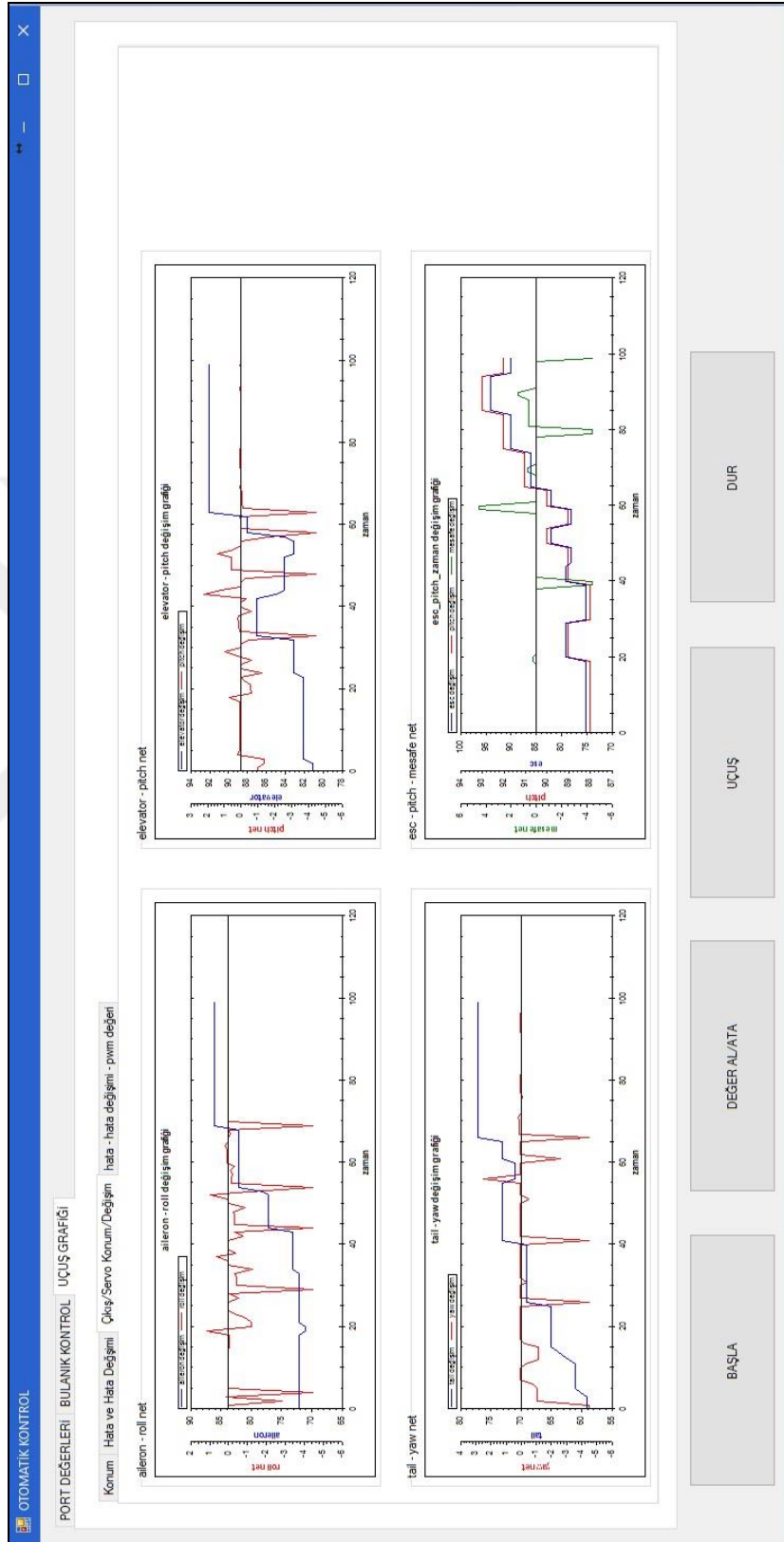
Şekil Ek3.1. Uçuş konum değeri

EK-4 Uçuş hata ve hata değışimi grafik gösterimi



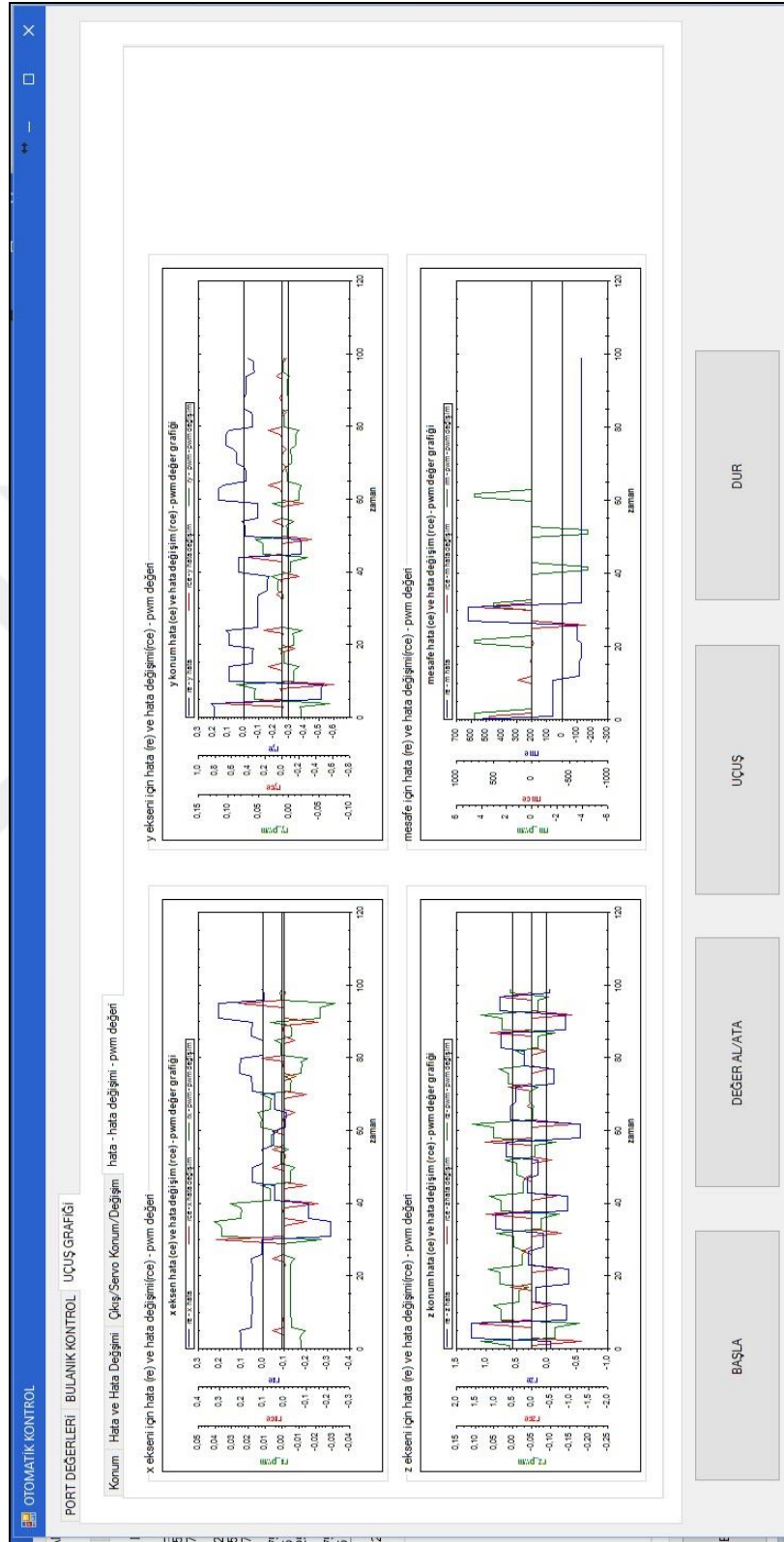
Şekil Ek4.1. Uçuş hata ve hata değışimi gösterimi

EK-5 Servo konum ve değişim değeri grafik gösterimi



Şekil Ek5.1. Servo konum değişimi gösterimi

EK-6 Hata, hata değişimi ve pwm sinyal değişim değeri grafik gösterimi



Şekil Ek6.1. Hata, hata değişimi ve pwm sinyal değişim değeri gösterimi

EK-7 Bulanık kural tabanı

Bulanık kural tabanını oluşturan ifadeler bütün hata ve hata değerleri için geçerlidir. Toplamda, her bir hata ve hata değişim değeri için, 49 adet bulanık kural bulunmaktadır.

		e		ce			
Kural 1.	Eğer	NHB	ve	NHB	ise	Çıkış	PB
Kural 2.	Eğer	NHB	ve	NHO	ise	Çıkış	PB
.							
.							
Kural 19.	Eğer	NHK	ve	PHK	ise	Çıkış	S
Kural 20.	Eğer	NHK	ve	PHO	ise	Çıkış	NK
.							
.							
Kural 33.	Eğer	PHK	ve	PHK	ise	Çıkış	NK
Kural 34.	Eğer	PHK	ve	PHO	ise	Çıkış	NK
.							
.							
Kural 48.	Eğer	PHB	ve	PHO	ise	Çıkış	NB
Kural 49.	Eğer	PHB	ve	PHB	ise	Çıkış	NB

EK-8 Eksenler üzerinde meydana gelen değişiklikler sonucu hata ve hata değişim değerlerinin analiz edilmesi.

Y eksen değerinde meydana gelecek değişiklik sonucu hata (e) ve hata değişim (ce) değerlerinde meydana gelecek olan değişiklikler sonucu çıkış sinyalinin nasıl elde edileceği incelendiğinde:

$$y = 90,15 \text{ değeri için hata (e)}$$

$$y \text{ 'nin ilk değeri referans değer olarak alındığında}$$

$$e = 94,77 - 90,15$$

$$e = 4,62$$

olarak hesaplanır.

y için bir önceki hata değeri 0 olsun. Oluşacak hata değişim değeri:

$$ce = 4,62 - 0$$

$$ce = 4,62$$

olarak hesaplanır.

Elde edilen hata (e=4,62) ve hata değişim (ce=4,62) keskin değerleri matematiksel fonksiyon üzerinde işleme tabi tutulduğunda;

$$e = 4,62 \text{ keskin değeri için}$$

$$((6,27) - (4,62))/3,13 = 0,52$$

$$\text{PHK} = 0,52$$

$$((4,62) - (3,14))/3,13 = 0,48$$

$$\text{PHO} = 0,48$$

$$ce = 4,62 \text{ keskin değeri için}$$

$$((6,27) - (4,62))/3,13 = 0,52$$

$$\text{PHK} = 0,52$$

$$((4,62) - (3,14))/3,13 = 0,48$$

$$\text{PHO} = 0,48$$

olarak hesaplanır. Hata (e) ve hata değişimlerinin (ce) PHK ve PHO bulanık alt kümelerine üye dereceleri hesaplanmaktadır.

Bulanık çıkarım tablosundan yararlanarak, e = 4,62 ve ce = 4,62 değerleri için;

$$\text{Kural 1: } e = \text{PHK ve ce = PHK ise pwm değeri NK}$$

$$\min(\mu(e=4,62) = 0,52, \mu(ce=4,62) = 0,52) = 0,52 \quad (\text{pwm}=\text{NK})$$

$$\text{Kural 2. } e = \text{PHK ve ce = PHO ise pwm değeri NK}$$

$$\min(\mu(e=4,62) = 0,52, \mu(ce=4,62) = 0,48) = 0,48 \quad (\text{pwm}=\text{NK})$$

$$\text{Kural 3. } e = \text{PHO ve ce = PHK ise pwm değeri NO}$$

$$\min(\mu(e=4,62) = 0,48, \mu(ce=4,62) = 0,52) = 0,48 \quad (\text{pwm}=\text{NO})$$

$$\text{Kural 4. } e = \text{PHO ve ce = PHO ise pwm değeri NO}$$

$$\min(\mu(e=4,62) = 0,48, \mu(ce=4,62) = 0,48) = 0,48 \quad (\text{pwm}=\text{NO})$$

kuralları elde edilir.

Pwm sinyal değeri;

$$pwm = \frac{(-1,71 * 0,52) + (-1,71 * 0,48) + (-3,43 * 0,48) + (-3,43 * 0,48)}{0,52 + 0,48 + 0,48 + 0,48}$$

$$pwm = \frac{-0,89-0,82-1,65-1,65}{1,96} = \frac{-5,1}{1,96} = -2,5 \sim -3$$

pwm = -2,5 keskin değeri olarak elde edilmektedir. İşlem sonucu porta yazılacak yeni pwm değeri

$$pwm = pwm + (-2,5)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Z eksen değerinde meydana gelecek değişiklik sonucu hata (e) ve hata değişim (ce) değerlerinde meydana gelecek olan değişiklikler sonucu çıkış sinyalinin nasıl elde edileceği incelendiğinde:

z= 130,10 değeri için hata (e)

z'nin ilk değeri referans değer olarak alındığında

$$e = 122,31 - 130,10$$

$$e = -7,79$$

olarak hesaplanır.

z için bir önceki hata değeri -2,15 olsun. Oluşacak hata değişim değeri:

$$ce = -7,79 - (-2,15)$$

$$ce = -5,64$$

olarak hesaplanır.

Elde edilen hata (e=-7,79) ve hata değişim (ce=-5,64) keskin değerleri matematiksel fonksiyon üzerinde işleme tabi tutulduğunda;

e = -7,79 keskin değeri için

$$((-6,27) - (-7,79))/3,13 = 0,49$$

$$NHB = 0,49$$

$$((-7,79) - (-9,41))/3,13 = 0,51$$

$$NHO = 0,51$$

ce = -5,64 keskin değeri için

$$((-3,14) - (-5,64))/3,13 = 0,79$$

$$NHO = 0,79$$

$$((-5,64) - (-6,27))/3,13 = 0,21$$

$$NHK = 0,21$$

olarak hesaplanır. Hata (e) keskin değerinin NHB ve NHO bulanık alt kümelerine ve hata değişim (ce) keskin değerinin NHO ve NHK bulanık alt kümelerine üye dereceleri hesaplanmaktadır.

Bulanık çıkarım tablosundan yararlanarak, e = -7,79 ve ce = -5,64 değerleri için;

Kural 1: e = NHB ve ce = NHO ise pwm değeri PB
 $\min(\mu(e=-7,79) = 0,49), (\mu(ce=-5,64) = 0,79)) = 0,49$ (pwm=PB)

Kural 2: e = NHB ve ce = NHK ise pwm değeri PB
 $\min(\mu(e=-7,79) = 0,49), (\mu(ce=-5,64) = 0,21)) = 0,21$ (pwm=PB)

Kural 3: e = NHO ve ce = NHO ise pwm değeri PO
 $\min(\mu(e=-7,79) = 0,51), (\mu(ce=-5,64) = 0,79)) = 0,51$ (pwm=PO)

Kural 4: e = NHO ve ce = NHK ise pwm değeri PO

$$\min(\mu(e=-7,79) = 0,51), (\mu(ce=-5,64) = 0,21)) = 0,21 \quad (\text{pwm=PO})$$

kuralları elde edilir.

Pwm sinyal değeri;

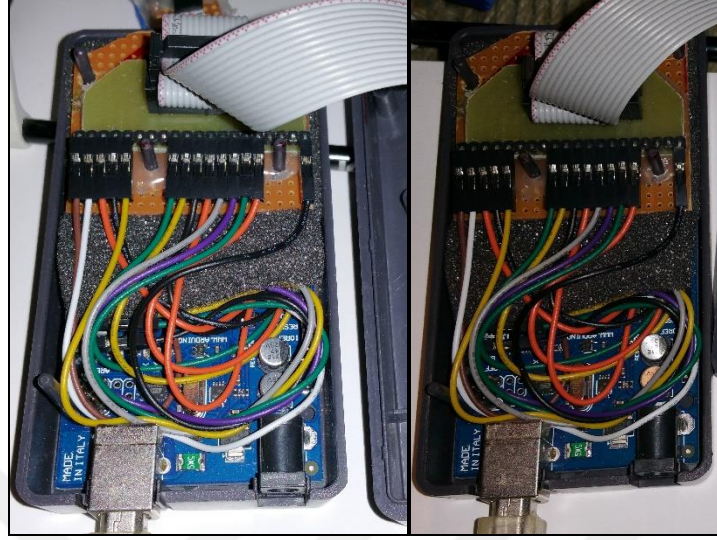
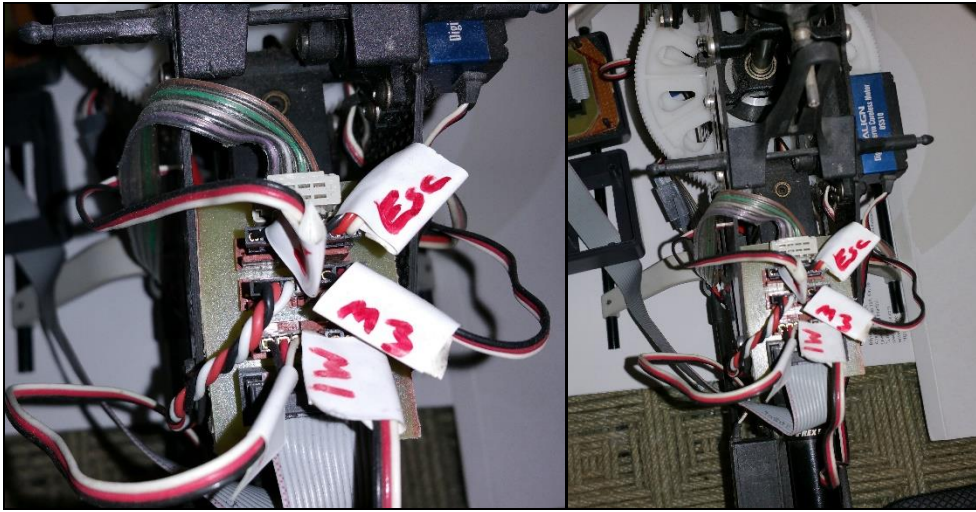
$$pwm = \frac{(5,14 * 0,49) + (5,14 * 0,21) + (3,43 * 0,51) + (3,43 * 0,21)}{0,49 + 0,21 + 0,51 + 0,21}$$

$$pwm = \frac{2,52+1,08+1,75+0,72}{1,42} = \frac{6,07}{1,42} = 4,27 \sim 4$$

pwm = 4,27 keskin değeri olarak elde edilmektedir. İşlem sonucu porta yazılacak yeni pwm değeri

$$pwm = pwm + (4,27)$$

olarak hesaplanmaktadır.

EK-9 Model helikopter ve bağlantıları şekil gösterimleri**Şekil Ek9.1.** Arduino kart bağlantı gösterimi**Şekil Ek9.2.** Morot bağlantı gösterimi

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Murat HACIMURTAZAOĞLU
Uyruğu : T.C.
Doğum Yeri ve Tarihi : Of / 1981
Telefon : 0532 1000 351
Faks :
e-mail : murat@murtazaoglu.com

EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Lise	: Trabzon Anadolu Ticaret MEslek Lisesi , Trabzon	1999
Üniversite	: Seşçuk Üniversitesi, Teknik Eğitim Fakültesi, Bilgisayar Sistemleri Öğretmenliği, Konya	2007

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2007	Recep Tayyip Erdoğan Üniversitesi	Öğretim Görevlisi

UZMANLIK ALANI

Kontrol sistemleri, Robotik uygulamalar,

YABANCI DİLLER

İngilizce