T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ÇEŞİTLİ YÜK VE FARKLI İRTİFA KOŞULLARINDA DÖRT PERVANELİ İNSANSIZ HAVA ARACININ ANAHTARLAMALI BULANIK MANTIK TABANLI KONTROLÜ

Serhat ÖZBEK

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı

Danışman

Doç. Dr. Yavuz EREN

Haziran, 2025

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

ÇEŞİTLİ YÜK VE FARKLI İRTİFA KOŞULLARINDA DÖRT PERVANELİ İNSANSIZ HAVA ARACININ ANAHTARLAMALI BULANIK MANTIK TABANLI KONTROLÜ

Serhat ÖZBEK tarafından hazırlanan tez çalışması 27.06.2025 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr. Yavuz EREN
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Yavuz EREN, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Dr.Öğr.Üyesi Bahadır ÇATALBAŞ, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Prof. Dr. Ahmet Emin KUZUCUOĞLU, Üye
Marmara Üniversitesi _____

Danışmanım Doç. Dr. Yavuz EREN sorumluluğunda tarafımca hazırlanan "Çeşitli Yük ve Farklı İrtifa Koşullarında Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracının Anahtarlamalı Bulanık Mantık Tabanlı Kontrolü" başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Serhat ÖZBEK

İmza

Aileme

ve

eşime

TEŞEKKÜR

Gelişen teknolojilerle yeni çözümler üreten havacılık ve savunma sanayi, havacılık sistemlerinin modellenmesi ve kontrolü konusunda önemli çalışmalar yürütmektedir. Bu araştırma süreçleri sırasında en dikkat çeken konulardan biri de şüphesiz insansız hava araçlarının (İHA) kontrol sistemleri olmuştur. Özellikle İHA kullanımının giderek yaygınlaştığı endüstriyel, sivil ve askeri alanlarda, İHA'ların zorlu koşullar altında güvenli ve kontrollü uçuşu bu alandaki çalışmaların merkezinde yer almaktadır.

Bu tez çalışmasının her aşamasını yakından takip eden ve bilgi ve deneyimiyle bana rehberlik eden değerli tez danışmanım Doç. Dr. Yavuz EREN'e ve Yıldız Teknik Üniversitesi Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölüm Başkanlığı'na teşekkür ederim.

Serhat ÖZBEK

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii
KISALTMA LİSTESİ viii
ŞEKİL LİSTESİ ix
TABLO LİSTESİ xi
ÖZET xii
ABSTRACT xiv
1 GİRİŞ 1
1.1 Literatür Özeti 1
1.1.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi 1
1.1.2 DPİHA Sisteminin Genel Yapısı 8
1.1.3 DPİHA Kontrol Sistemleri 10
1.1.4 DPİHA İçin Anahtarlamalı Kontrol Sistemleri 11
1.1.5 Bulanık Mantık ve Anahtarlamalı Kontrolcüler 12
1.2 Ana Amaç 14
1.3 Yöntem 14
2 DPİHA'NIN PROBLEM TANIMI VE SİSTEM MODELLENMESİ 16
2.1 DPİHA'nın Problem Tanımı 16
2.2 DPİHA'nın Matematiksel Modellenmesi 16
2.2.1 DPİHA'nın Temel Yapısı 16
2.2.2 DPİHA'nın Kinematik Denklemleri 18
2.2.3 DPİHA'nın Dinamik Denklemleri 21
2.2.4 DPİHA'nın Doğrusal Olmayan Modeli 26
2.2.5 DPİHA'nın Doğrusal Modeli 28
2.2.6 DPİHA'nın MATLAB/Simulink® Modeli 30

3 DPİHA İÇİN KONTROLÖR TASARIMI **34**

3.1 Anahtarlama Tekniği Tabanlı Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması 34

3.2 Bulanık Mantık Tabanlı Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması 41

3.3 Anahtarlama Tabanlı Bulanık Mantık Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması..... 46

4 SİMÜLASYON SONUÇLARI **50**

5 SONUÇ **60**

KAYNAKÇA **62**

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR **65**

SİMGE LİSTESİ

I	Atalet momenti (Eylemsizlik momenti)
R	Dönüş (Rotasyon) matrisi
Θ	Dünya koordinat sisteminde açısal konum vektörü
Γ	Dünya koordinat sisteminde doğrusal konum vektörü
V	Gövde koordinat sisteminde doğrusal hız vektörü
Ω	Gövde koordinat sisteminde motor açısal hızı
A	Her eksendeki hava direnci
b	İtme katsayısı
T_H	İtme kuvveti
T_G	Jiroskopik tork
T	Öteleme (Translasyon) matrisi
J_r	Rotor atalet momenti
l	Rotor ile gövde merkezi arasındaki mesafe
ψ	Sapma açısı (dikey eksende yönelme açısı)
T_O	Sistem torku
d	Sürüklenme (drag) katsayısı
F	Toplam kuvvet
X	X eksenindeki konum
Y	Y eksenindeki konum
θ	Yunuslama açısı (yatay eksende eğim açısı)
ϕ	Yuvarlanma açısı (boylamasına eksende yuvarlanma açısı)
Z	Z eksenindeki konum

KISALTMA LİSTESİ

AK	Anahtarlamalı Kontrol
BMK	Bulanık Mantık Kontrol
DKÇ	Dünya kaynak çerçevesi
DKR	Doğrusal Kuadratik Regülatör
DPİHA	Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı
EHKC	Elektronik Hız Kontrol Cihazı
FDAM	Fırçasız Doğru Akım Motorları
GKÇ	Gövde kaynak çerçevesi
İHA	İnsansız Hava Aracı
KMK	Kayan Mod Kontrol
MÖK	Model Öngörülü Kontrol
PID	Oransal İntegral Türevsel

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Kettering Bug'un genel görünümü **1**
Şekil 1.2 Oehmichen No. 2'nin genel görünümü **2**
Şekil 1.3 Queen Bee'nin genel görünümü **2**
Şekil 1.4 V-1 uçan bombasının genel görünümü **3**
Şekil 1.5 OQ-2'nin genel görünümü **3**
Şekil 1.6 D.H.Kaplan'nın hava aracı modeli **4**
Şekil 1.7 AQM-35'nin genel görünümü **4**
Şekil 1.8 Ryan Model-147'nin genel görünümü **5**
Şekil 1.9 RQ-1 Predator'ün genel görünümü **6**
Şekil 1.10 MQ-9 Reaper'ın genel görünümü **6**
Şekil 1.11 Black Hornet Nano'nun genel görünümü **7**
Şekil 1.12 DJI'nın genel görünümü **7**
Şekil 1.13 DPİHA yapılandırması **10**
Şekil 2.1 Modelin genel yapısı **31**
Şekil 2.2 PID kontrolör **32**
Şekil 2.3 Sensörler ve geri bildirim mekanizması **32**
Şekil 2.4 Motor dinamikleri ve itme üretimi **33**
Şekil 2.5 DPİHA'nın anahtarlama mekanizması **33**
Şekil 3.1 Geri besleme kontrol sistemi **35**
Şekil 3.2 PID kontrolcüleri seçim çıktıları **41**
Şekil 3.3 Bulanık mantık karar sistemi **44**
Şekil 3.4 Mod 1 bulanık mantık sistemi **48**
Şekil 3.5 Mod 2 bulanık mantık sistemi **48**
Şekil 4.1 Altı metrelik tırmanış için oransal kontrolör ile DPİHA'nın uçuş grafiği **50**
Şekil 4.2 Altı metrelik tırmanış için oransal kontrolör ile DPİHA'nın yörünge grafiği **51**
Şekil 4.3 Altı metrelik tırmanış için PID kontrolü ile DPİHA'nın uçuş grafiği **51**
Şekil 4.4 Altı metrelik tırmanış için PID kontrolü ile DPİHA'nın yörünge grafiği **52**

Şekil 4.5 Altı metreden bırakılan iki buçuk kilogramlık yük için DPİHA'nın uçuş grafiği **52**

Şekil 4.6 Altı metreden bırakılan iki buçuk kilogramlık yük için DPİHA'nın yörünge grafiği **53**

Şekil 4.7 Dört ve bir buçuk kilogram için tasarlanan PID'ler ile DPİHA'nın uçuş grafiği **53**

Şekil 4.8 Dört ve bir buçuk kilogram için tasarlanan PID ile DPİHA'nın yörünge grafiği **54**

Şekil 4.9 Altı metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği **54**

Şekil 4.10 Dokuz metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği ... **55**

Şekil 4.11 On beş metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği ... **55**

Şekil 4.12 Anahtar tabanlı tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın uçuş grafiği **56**

Şekil 4.13 Anahtar tabanlı tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın yörünge grafiği... **56**

Şekil 4.14 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile uçuş grafiği **57**

Şekil 4.15 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile yörünge grafiği **57**

Şekil 4.16 Tek adet PID kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu uçuş grafiği..... **58**

Şekil 4.17 Tek adet PID kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu yörünge grafiği. **58**

Şekil 4.18 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu uçuş grafiği **59**

Şekil 4.19 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu yörünge grafiği **59**

TABLO LİSTESİ

Tablo 2.1 DPİHA'nın eksen ve motor tanımlamaları **17**
Tablo 2.2 DPİHA'nın kinematik denklem parametreleri **19**
Tablo 2.3 DPİHA model parametreleri **22**
Tablo 2.4 DPİHA modellemesi için kullanılan hava dirençleri **25**
Tablo 2.5 DPİHA'nın modellenmesinde kullanılan parametre değerleri **31**
Tablo 3.1 DPİHA için yükseklik değişimine bağlı tasarlanan PID parametreleri . **38**
Tablo 3.2 DPİHA için ağırlık değişimine bağlı tasarlanan PID parametreleri **39**
Tablo 3.3 PID kontrolcünün seçimi için kullanılan kural tablosu **45**
Tablo 3.4 Mod 1 (yükseklik değişimi) **46**
Tablo 3.5 Mod2 (ağırlık değişimi) **47**

ÖZET

Çeşitli Yük ve Farklı İrtifa Koşullarında Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı'nın Anahtarlamalı Bulanık Mantık Tabanlı Kontrolü

Serhat ÖZBEK

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Doç. Dr. Yavuz EREN

Dört pervaneli insansız hava araçları (DPİHA), önceden tanımlanmış görevleri otonom olarak gerçekleştirebilen insansız hava araç çeşitlerinden (İHA) biridir. Kargo taşımacılığı, arama ve kurtarma, tarım, askeri operasyonlar ve eğlence faaliyetleri gibi uygulamalarda yaygın olarak kullanılırlar. Ancak bu faaliyetlerde DPİHA'nın uçuş dinamiklerinin kontrolü, değişen yük ve irtifa koşulları altında bizlere, uçuş güvenliği için riskler oluşturabilmektedir.

Çalışmamızda, bir DPİHA'nın değişen yük ve irtifa koşullarında uyum sağlayabilmesi ve kontrollü uçuşu sürdürebilmesi için Oransal-İntegral-Türev (PID) denetleyiciler tasarlanmıştır. Uçuş performansını iyileştirmek için önce bu denetleyicilere anahtarlama tabanlı algoritma yöntemi, ardından bulanık mantık tabanlı kontrol yöntemi ve son olarak anahtarlamalı bulanık mantık kontrol yöntemi uygulanmıştır. Bu yaklaşımlar, sistemin en uygun PID parametrelerini dinamik olarak seçmesine izin vererek değişen koşullar altında sistem kararlılığını artırmayı amaçlamıştır.

Bu bağlamda, DPİHA modelimiz belirli bir çalışma noktasında doğrusallaştırılıp, her koşul için on sekiz farklı PID parametre seti hesaplanmıştır. Daha sonra bu parametreler, etkinliklerini değerlendirmek için doğrusal olmayan modele uygulanmıştır. Simülasyon sonuçları ile yük ve irtifadaki değişikliklerden kaynaklanan büyük sapmaların anahtarlama yöntemiyle azaltıldığı gösterilmiştir. Ancak yöntemin PID parametrelerini seçmedeki yavaş tepkisi, bazı anlarda aşmalara sebep olmuştur. Daha sonra parametreler, daha kararlı ve kontrollü uçuş davranışı sağlayan bulanık mantık kontrolü (BMK) ile test edilmiştir. BMK'nın doğruluk açısından iyi sonuç vermesine rağmen, on sekiz çıktısı nedeniyle hesaplama süresini uzattığı gözlemlenmiştir. Bu sebeple PID çıktıları, yükseklik ve ağırlık değişimi olarak iki pakete ayrılmış ve seçim anahtarlama algoritması ile yapılmıştır. Uygulanan bu anahtarlamalı bulanık mantık tabanlı kontrol algoritması ile hem PID değerlerinin doğru seçildiği hem de tekil kullanılan bulanık mantık yöntemine göre daha hızlı çalıştığı gözlemlenmiştir. Son olarak modelimiz, bir kargo teslimat senaryosu ile simüle edilmiş ve operasyonların farklı irtifa ve yük koşullarında güvenli şekilde gerçekleştiği gösterilmiştir.

Sonuç olarak, çalışmamızda, DPİHA için değişken yük ve irtifa koşulları altında anahtarlamalı bulanık mantık tabanlı kontrolör yönteminin, sabit hesaplanan PID kontrolörlere göre daha kararlı ve güvenli uçuş sağladığı gözlemlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: DPİHA, PID Kontrol, Anahtarlama Algoritması, Bulanık Mantık.

ABSTRACT

Switching-Based Fuzzy Logic Supervisory Control of a Quadcopter under Varying Payload and Altitude Conditions

Serhat ÖZBEK

Department of Control and Automation Engineering
Master of Science Thesis

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Yavuz EREN

Quadrotor unmanned aerial vehicles (UAVs) are a type of UAV capable of autonomously performing predefined missions. They are widely used in cargo transport, search and rescue, agriculture, military operations, and entertainment. However, controlling their flight dynamics under varying payload and altitude conditions presents flight safety risks.

In this study, simple Proportional Integral Derivative (PID) controllers were designed for a quadrotor UAV to adapt and maintain controlled flight under changing payload and altitude. To improve flight performance, first a switching-based algorithm was applied to these controllers, then a fuzzy logic control method, and finally a switching fuzzy logic control method. These approaches aimed to increase system stability by allowing dynamic selection of optimal PID parameters.

Our UAV model was linearized at a specific operating point, and eighteen PID parameter sets were calculated for each condition. These were then applied to the nonlinear model for evaluation. Simulations showed that large deviations caused by payload and altitude changes were significantly reduced by the switching method. However, the slow response of this method in selecting PID parameters

caused slight overshoots at times. Then, fuzzy logic control (FLC) was tested, which provided more stable flight behavior. Although FLC was accurate, its eighteen outputs increased computation time and affected performance. Therefore, PID outputs were divided into two packages based on altitude and weight changes, and package selection was performed via a switching algorithm. This switching fuzzy logic control algorithm selected PID values correctly and operated faster than standalone fuzzy logic. Finally, the model was simulated in a cargo delivery scenario, showing safe and successful package drops under various conditions.

In conclusion, the switching fuzzy logic control method for quadrotor UAVs under varying payload and altitude conditions provides more stable and safe flight than fixed parameter PID controllers.

Keywords: Quadcopter, PID control, Switching Algorithm, Fuzzy Logic.

1
GİRİŞ

1.1 Literatür Özeti

1.1.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihsel Gelişimi

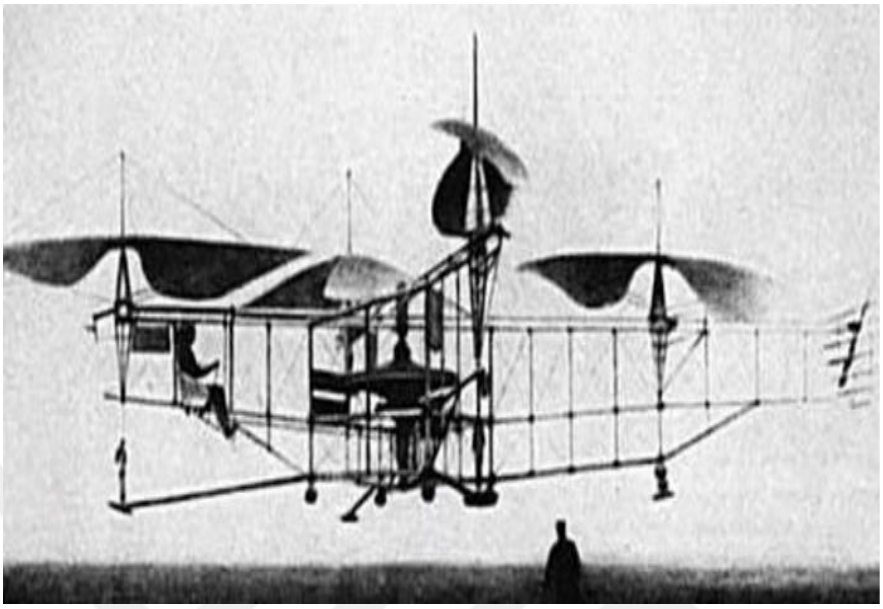
İnsansız hava araçları (İHA) fikri ilk olarak 20. yüzyılın başlarında, özellikle savaş alanlarındaki insan kayıplarını azaltmak amacıyla gündeme geldi. Bu amaçla pilot gerekliliği ortadan kaldırmaya çalışılmış ve ilk ciddi adım, 1917 yılında Amerika Birleşik Devletleri'nde Elmer Sperry liderliğindeki Sperry Corporation tarafından geliştirilmiştir. Ardından hedefe yönlendirilebilen Kettering Bug isimli ilk uçan bomba ise 1918 yılında Ohio'da Dayton-Wright Company tarafından geliştirildi. Ancak I. Dünya Savaşı'nın sona ermesiyle beraber bu sistem, savaşta kullanılma fırsatı bulamadı [1].



Şekil 1.1 Kettering Bug'un genel görünümü.

Fransız mühendis Étienne Oehmichen 1922 yılında, Oehmichen No. 2 adlı bir dört rotorlu bir hava aracıyla, dikey kalkış yaparak kısa mesafeli uçuşlar gerçekleştirdi.

Ancak uçuş teknolojik yetersizlikler nedeniyle belli bir çerçevede sınırlı kaldı. Bu sebeple Oehmichen No. 2'nin dikey yöndeki uçuşu, tarihteki ilk çok rotorlu uçuş girişimi olarak bilinmektedir [2].



Şekil 1.2 Oehmichen No. 2'nin genel görünümü.

II. Dünya Savaşı sırasında, özellikle Birleşik Krallık, Almanya ve Amerika Birleşik Devletleri, İHA teknolojisi üzerinde yoğun bir şekilde çalıştı. Bu süreçte pilot eğitiminde kullanılmak üzere İngiltere'de geliştirilen radyo kontrollü bir hedef uçağı olan Queen Bee tasarlandı [3].



Şekil 1.3 Queen Bee'nin genel görünümü.

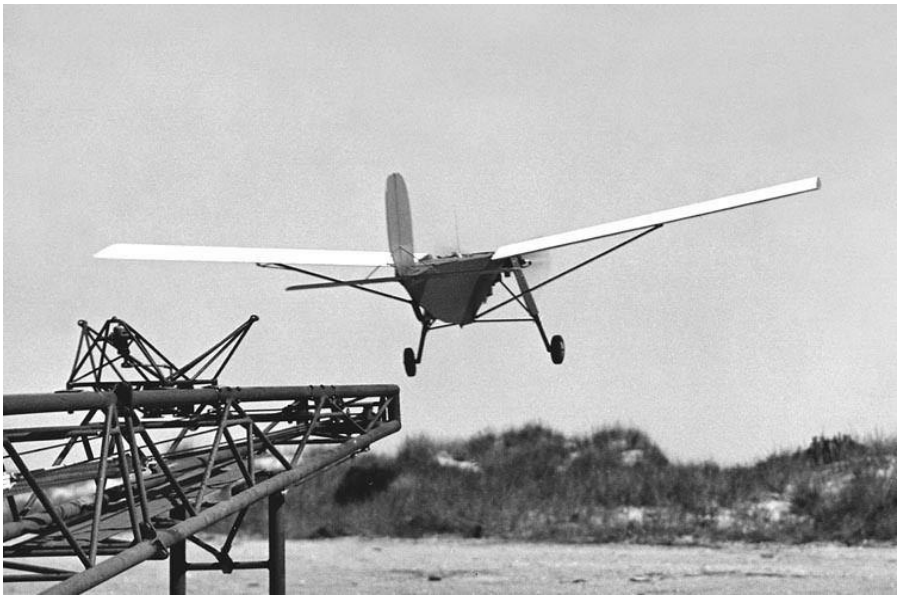
Daha sonra tarihsel olarak ilk seyir füzelerinden biri olarak kabul edilen ve Almanya tarafından üretilen V-1 uçan bombası, Nazi yönetimi tarafından

Londra'ya yapılan saldırılarda kullanıldı. Esnekliği sayesinde operatif anlamda etkili olan bu silah savaş zamanında Almanya büyük bir güç sağlamıştır.



Şekil 1.4 V-1 uçan bombasının genel görünümü.

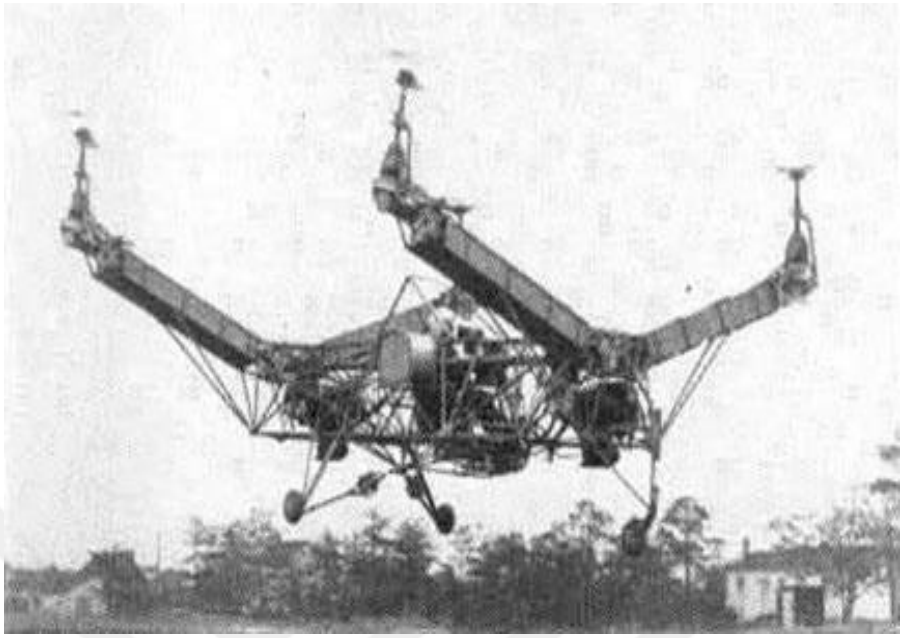
İlerleyen zamanlarda Amerika Birleşik Devletleri'nde(ABD), OQ-2 adı verilen radyo kontrollü bir uçak, Kaliforniya merkezli Radioplane Company tarafından geliştirildi ve ABD Hava Kuvvetleri tarafından hava savunma tatbikatlarında hedef uçağı olarak kullanıldı [4].



Şekil 1.5 OQ-2'nin genel görünümü.

D. H. Kaplan, 1956 yılında geliştirdiği hava aracında, motorlar arasındaki farklı itme kuvvetlerini kullanarak uçağın yön kontrolü sağlama yeteneğini gösterdi. Bu

şekilde, ileriye doğru hareket edebilen ilk dört rotorlu hava aracını tasarladı. Ancak, ticari veya askeri kullanım için sipariş eksikliği nedeniyle proje sonlandırıldı [2].



Şekil 1.6 D.H.Kaplan'nın hava aracı modeli.

Soğuk Savaş sırasında İHA'lar istihbarat toplama faaliyetlerinde sıklıkla kullanıldı. Florida'daki Atlantic Research Corporation'da, ABD tarafından geliştirilen ve süpersonik hızlarda uçabilen AQM-35 uçağının üretimine başlandı.



Şekil 1.7 AQM-35'nin genel görünümü.

Sovyet hava sahasına giren Amerikan casus uçağı U-2'nin 1960 yılında düşürülmesi, insansız hava araçlarının ne kadar önemli olduğunu göstermiş oldu [5]. İnsansız hava araçlarının bu alanda gelişiminin gözlemlenmesi istihbarat ve

keşif amaçlı kullanımını yaygınlaştırdı. Bu zaman diliminde örneğin ,Kaliforniya merkezli Ryan Aeronautical Company tarafından geliştirilen Ryan Model-147 Firebee uçağı, özellikle Vietnam'da olmak üzere Güneydoğu Asya'daki çeşitli görevlerde keşif amaçlı kullanıldı [1].



Şekil 1.8 Ryan Model-147'nin genel görünümü.

İHA'lar ilk olarak Vietnam Savaşı sırasında canlı görüntü iletim yeteneği ile donatılarak, askeri operasyonlarda karar alma süreçlerinde devrim niteliğinde bir değişim meydana getirilmiştir. Vietnam'da kullanılan bu sistemler ABD Ordusu tarafından elektronik harp görevlerinde ve keşif ve gözetlemede kullanılmıştır. Ayrıca bu dönemde geliştirilen sistemler düşman radarlarını bozmaya da yaramış ve böylece insanlı uçaklarına saldırı riskini düşürerek uçuş güvenliğini artırmıştır. Savaşın taktik yönünü gerçek zamanlı veri ileterek etkileyen İHA örnekleri ilk kez bu dönemde görülmüştür. Takiben 1990'lı yıllarda dijital teknolojinin hızla gelişmesiyle İHA sistemlerinin yetenekleri büyük ölçüde artmıştır. 1995 yılında ABD tarafından geliştirilen ve Kaliforniya'daki General Atomics Aeronautical Systems tarafından üretilen RQ-1 Predator, ilk kez test edilmiştir. Körfez Savaşı sırasında bu sistem Orta Doğu'daki keşif ve hedefleme görevlerinde ve daha sonra Yugoslavya'daki çatışmalarda aktif olarak kullanılmıştır. İlgili modelin uydu iletişim sistemlerine entegrasyonuyla beraber dünya çapında kontrol edilebilen ve gerçek zamanlı veri iletebilen bir sistem altyapısı oluşturulmuştur [1].



Şekil 1.9 RQ-1 Predator'ün genel görünümü.

İHA teknolojisi 21. yüzyılda hem askeri hem de sivil alanlarda büyük ilerlemeler kaydetti. ABD, General Atomics tarafından üretilen MQ-9 Reaper uçağını Afganistan ve Orta Doğu'daki operasyonlarda yaygın olarak kullandı. Bu İHA'lar keşif görevlerinde askeri operasyonlarda aktif rol oynadı.



Şekil 1.10 MQ-9 Reaper'ın genel görünümü.

Ayrıca, başlangıçta Norveçli şirket Prox Dynamics tarafından geliştirilen ve daha sonra FLIR Systems tarafından satın alınan Black Hornet Nano, piyade birlikleri tarafından keşif amaçlı kullanılmak üzere tasarlandı [6].



Şekil 1.11 Black Hornet Nano'nun genel görünümü.

Sivil alanda, ise İHA teknolojisi tarım, lojistik, afet yönetimi, güvenlik ve eğlence gibi sektörlerde uygulanmıştır. Günümüzde, insansız hava araçları teknolojisi sabit kanatlı sistemlerin yanı sıra DPİHA'ların geliştirilmesine de katkıda bulunmuştur. Bu gelişmelerin bir sonucu olarak, Çin merkezli DJI gibi şirketler ticari drone pazarında lider olmuş ve dünya çapında geniş bir kullanım yelpazesi oluşturmuşlardır [7].



.

Şekil 1.12 DJI'nın genel görünümü.

1.1.2 DPİHA Sisteminin Genel Yapısı

DPİHA sistemi temel olarak yedi yapıdan oluşur. Bunlar pervane, motor, batarya, elektronik hız kontrol cihazı (EHKC), uçuş kontrol cihazı, alıcı /verici ve iskelet yapısıdır.

Pervaneler, DPİHA'nın hava ortamında yönelim, yükseklik ve dengeleme gibi temel hareketleri gerçekleştirmesini sağlayan bir ekipmandır. Sistem enerjilendiğinde, dönerek ürettiği aşağı doğru itme kuvveti sayesinde, yerçekimi kuvvetini dengeler ve DPİHA'nın kalkışını mümkün kılar. Pervanelerin performansı, pervane çapı, kordon uzunluğu, kanat sayısı ve yapı malzemesi gibi çeşitli parametrelere bağlıdır. DPİHA'nın üretebileceği maksimum itme kuvveti ve ihtiyaç duyduğu güç miktarı, bu ilgili parametreler aracılığıyla hesaplanır.

Elektrik motorları, uçuş sırasında DPİHA için itme kuvveti üreten ve denge kontrolü sağlayan temel ekipmanlardır. Kaldırma kuvveti, motorlar aracılığıyla pervanelere belirli bir tork uygulanarak oluşturulur. Fırçasız doğru akım motorları (FDAM), yüksek verimlilik, düşük aşınma ve uzun ömürlü çalışma gibi avantajları nedeniyle DPİHA'ların tasarımında genellikle tercih edilir. Her motorun hızının bağımsız olarak kontrol edilmesi sayesinde, yönelim, yükseklik ve yatay hareketler, hassas bir şekilde gerçekleştirilebilir. Pervane çapı, eğim, DPİHA'nın toplam ağırlığı ve motor seçimini istenen uçuş süresini etkileyen önemli parametrelerdir.

Batarya, DPİHA sistemlerinin enerji ihtiyaçlarını karşılayan temel bir ekipmandır. Günümüzde, lityum polimer bataryalar, yüksek enerji yoğunluğu ve hafif yapısı nedeniyle bir enerji kaynağı olarak DPİHA'larda genellikle tercih edilmektedir. Bataryaların kapasiteleri, voltaj değerleri ve deşarj oranları, DPİHA'nın uçuş süresini ve motor performansını doğrudan etkiler. Uygun batarya seçimini yapmak için, sistemin pervane tipi, toplam motor sayısı, güç tüketimi ve taşıma kapasitesi dikkate alınmalıdır.

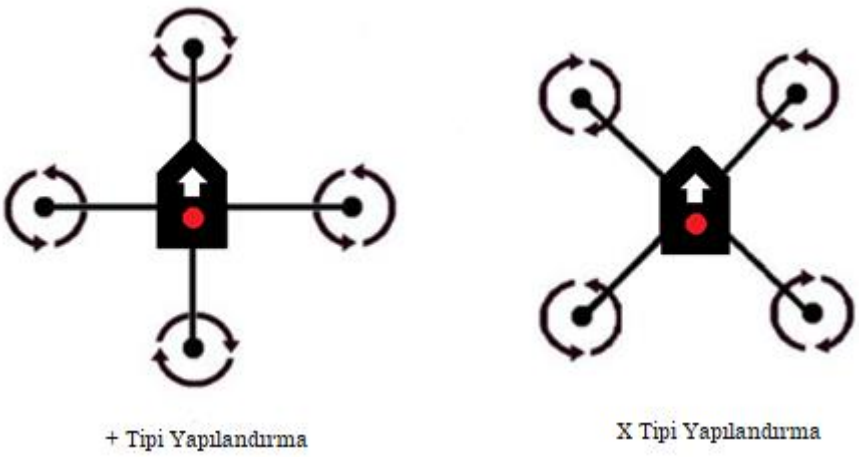
EHKC, motorlara uygulanan voltajı ve akımı düzenleyerek motor hızlarını gerçek zamanlı olarak kontrol eden bir elektronik devre ünitesidir. Uçuş kontrolöründen alınan darbe genişlik modülasyonu veya dijital sinyaller, EHKC tarafından yorumlanır ve üç fazlı çıkışlar aracılığıyla FDAM'a iletilir. EHKC'ler doğrudan güç dağıtım kartına lehimlenir. Bataryadan enerji aldıktan sonra sinyal pimleri

aracılığıyla uçuş kontrolörüne bağlanır. Bu düzenleme her motorun hassas ve asenkron hız kontrolünü sağlar ve uçuş kararlılığına katkıda bulunur.

Uçuş kontrol kartı, DPİHA sistemlerinde uçuş kararlılığını ve yönünü sağlamak için kullanılan temel bileşenlerden biridir. Bu kontrol ünitesi, çeşitli sensörlerden (örneğin ivmeölçer, jiroskop, barometre ve GPS) elde edilen veriler aracılığıyla aracın konumu, yönü ve hareketi hakkında sürekli bilgi edinir. Elde edilen veriler sistemdeki kontrol algoritmaları tarafından işlenir ve motorlara gönderilecek uygun komutlar hesaplanır. Bu şekilde DPİHA'nın dengesi korunur ve istenen manevralar gerçekleştirilebilir. Uçuş kontrolörü ayrıca çeşitli uçuş modlarının seçilmesini ve otomatik görevlerin yürütülmesini sağlar.

Verici ve alıcı sistemleri, kullanıcı ile DPİHA arasında gerçek zamanlı iletişim kurmak için kullanılır. Kontrol komutları genellikle kullanıcı tarafından bir uzaktan kumanda aracılığıyla bir verici aracılığıyla gönderilir. Bu komutlar DPİHA'ya entegre edilmiş alıcı tarafından alınır ve uçuş kontrolörüne iletilir. Bu iletişim süreci genellikle 2,4 GHz frekans bandı üzerinden gerçekleştirilerek düşük gecikmeli ve güvenilir bir kontrol arayüzü sağlar. Böylece DPİHA'nın yönü, hızı, irtifası ve uçuş modları kullanıcı tarafından uzaktan kontrol edilebilir. Sistem, yarı otomatik ve tam otomatik uçuş senaryolarının yanı sıra manuel kontrolde kullanılmak üzere tasarlanmıştır.

İskeletin yapısı, Şekil 1.13'te gösterildiği gibi "X" ve "Artı" olmak üzere iki temel konfigürasyonda düzenlenmiştir. "X" konfigürasyonunda, ön yön bir çapraz kola karşılık gelir; "Artı" konfigürasyonunda, ön yön doğrudan bir kola hizalanır. Bu fark yalnızca yönelimi etkiler; motor yerleşiminde ve mekanik yapıda herhangi bir değişiklik gerektirmez. Ancak uçuş kontrol algoritmaları ve sensör hizalamaları bu yapılandırmaya uyarlanmalıdır. DPİHA'larda yapısal dayanıklılık ve hafiflik arasında bir denge sağlamak için karbon fiber, alüminyum alaşımları ve yüksek yoğunluklu plastikler gibi malzemeler de tercih edilir.



Şekil 1.13 DPİHA yapılandırması.

1.1.3 DPİHA Kontrol Sistemleri

DPİHA sistemleri, çok değişkenli ve doğrusal olmayan dinamikleri nedeniyle hassas kontrol ayarlamalarının yapılmasını gerektirir. 2000'lerin başında, düşük hesaplama maliyeti ve uygulama kolaylığı nedeniyle oransal-integral-türev (PID) kontrol teknikleri kullanıldı. Örneğin, mikro DPİHA'lar üzerindeki deneyler, PID kontrolünün temel uçuş kararlılığını sağlamak ve sistem sağlamlığını korumak için yeterli olduğunu gösterdi [8]. Daha sonra, 2006 ile 2010 yılları arasında, daha gelişmiş doğrusal kontrol tekniklerinin kullanımı yaygınlaşmaya başladı. Özellikle, doğrusal kuadratik regülatör (DKR) ve H∞ kontrol yöntemleri, DPİHA'nın matematiksel modeline dayalı optimum kontrol sinyallerinin üretilmesini sağladı. Bu bağlamda, DKR tabanlı bir uçuş kontrol sistemi kullanan deneysel bir çalışma, DPİHA'nın uçuş dinamiklerini başarıyla modelledi ve kontrol etti [9].

Kayan mod kontrolü (KMK) gibi kontrol teknikleri ise 2010 itibarıyla ön plana çıktı. Dış etkenlere ve model belirsizliklerine karşı güçlü dayanıklılıkları nedeniyle bu yöntemler, DPİHA gibi hassas sistemleri kontrol etmek için uygun bir kontrolör haline geldi. Bu gelişmelerden sonra hem konumun hem de yönelimin hassas bir şekilde düzenlenmesini sağlayan geometrik bir kontrol yaklaşımı olan SE(3) manifold önerildi [10].

Bundan sonra, iç mekanlarda doğru yörünge takibi için model tahmini kontrol (MÖK) yöntemleri tercih edildi. MÖK tabanlı kontrol uygulamaları, DPİHA'ların iç mekanlarda başarıyla konumlandırıldığını ve ileriye dönük kontrol kararlarının dinamik ortamlarda önemli avantajlar sağladığını gösterdi [11].

2012’den sonra, modelde sistem belirsizliklerinin etkilerini azaltmak için adaptif kontrol ve geri adımlama gibi doğrusal olmayan yöntemler kullanılmaya başlandı. Bu yöntemler, sistem parametrelerinin çevrimiçi olarak güncellenmesine izin verdi ve böylece değişen görev koşulları altında kararlı bir kontrol performansı elde edildi.

Aynı dönemde, yapay zekâ tabanlı yöntemler de DPİHA sistemlerine entegre edilmeye başlandı. Geleneksel PID kontrolünün yetersiz olduğu senaryolarda esnek, kural tabanlı bir yaklaşım sunan bulanık mantık kontrolünün kullanımı yaygınlaştı. Yine bu dönemde geliştirilen bulanık mantık denetleyicisi tutum düzenlemesinde önemli bir başarı elde etti [12].

2013’ten sonra, anahtarlama kontrol yapıları da ilgi odağı haline geldi. Bu yaklaşımla, uçuş moduna veya çevre koşullarına bağlı olarak farklı kontrol stratejileri arasında geçiş kolaylaştırıldı ve böylece sistem kararlılığının dinamik yapısı korundu. Örneğin, rüzgâr ve yük değişikliklerine yanıt olarak PID, KMK ve adaptif denetleyiciler arasında geçiş yapılmasına izin veren bir kontrol çerçevesi önerildi [13].

Son olarak, 2016’dan bu yana, takviyeli öğrenme ve derin öğrenme gibi yapay zekâ algoritmalarının kullanımı popüler hale geldi. Bu yöntemler, DPİHA gibi insansız hava araçlarının kendi deneyimleri aracılığıyla kontrol stratejileri geliştirmesini ve bilinmeyen dinamiklere uyum sağlamasını sağladı. Bu şekilde, açık bir denetim olmadan kararlılık kontrolü sağlayan otonom öğrenmeye dayalı bir sistem modeli geliştirildi [14].

1.1.4 DPİHA İçin Anahtarlamalı Kontrol Sistemleri

Son yıllarda, özellikle dört motorlu hava araçları için sistemlerin doğrusal olmayan dinamiklerini ve model belirsizliklerini ele almak için anahtar kontrol stratejileri yoğun bir şekilde incelenmiştir. Anahtar kontrol teorisi başlangıçta doğrusal olmayan sistemler için geliştirilmiş, Johansson ve diğerleri (2003) tarafından bu teorinin temel prensiplerini ayrıntılı olarak açıklamıştır. Böylece yöntemin, doğrusal olmayan sistemlerdeki kararlılık sağlama potansiyelini vurgulamıştır [15]. Bu teorik yöntem ileride karmaşık ve doğrusal olmayan sistemlere uygulanabilirlik açısından temel oluşturmuştur.

DPİHA'ların konum ve irtifa kontrolü için 2008 ile 2012 yılları arasında anahtar kontrol stratejileri DPİHA modellerine uygulanmaya başlamıştır. Bu dönemde, KHK'ya anahtar kontrollü sistemlerin birleşimi, sistem kararlılığını artırmıştır. Örneğin, Shtessel ve diğerleri (2010) tarafından yapılan bir çalışma, anahtar kontrollü KHK'nın DPİHA'nın dinamik parametre değişikliklerine karşı sağlamlık sağladığını göstermiştir [16]. Bu yöntem, dış bozulmaların etkilerinin azaltılmasına önemli ölçüde katkıda bulunmuştur.

Sonraki yıllarda anahtarlamalı kontrol yöntemleri hibrit bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Bu süreçte anahtar kontrol stratejileri klasik kontrol yaklaşımlarıyla entegre edilerek performans iyileştirmeleri hedeflenmiştir. Örneğin, Mushuang Liu tarafından yürütülen bir çalışma, anahtarlamalı kontrollü adaptif kontrol yöntemlerinin DPİHA hız ve pozisyon kontrolünün doğruluğunu artırdığını göstermiştir [17]. Bu gelişmeler, sistemlerin gerçek zamanlı çevresel değişikliklere hızlı bir şekilde uyum sağlamasını sağlamada etkili olmuştur. 2017'den bu yana anahtarlamalı kontrol stratejileri yapay zekâ tabanlı algoritmalar tarafından desteklenmiş ve bunun sonucunda esnek ve güçlü kontrol sistemleri ortaya çıkmıştır. Anahtarlamalı kontrol yaklaşımları derin öğrenme ve takviyeli öğrenme ile entegre edildiğinde, sistem kararlılığı ve hata toleransında önemli iyileştirmeler sağlanmıştır. Örneğin, Zhang ve ark. (2019) anahtarlama tabanlı kontrol stratejilerini derin takviyeli öğrenme algoritmalarıyla birleştirerek DPİHA'ların karmaşık ortamlarda daha kararlı uçuşlar gerçekleştirmesini sağlamıştır [18].

1.1.5 Bulanık Mantık ve Anahtarlamalı Kontrolcüler

Bulanık Mantık Kontrolü (BMK), belirsizlikle karakterize edilen sistemleri modellemek ve düzenlemek için yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. Kullanımı, geleneksel kontrol yaklaşımlarının genellikle yetersiz olduğu doğrusal olmayan ve karmaşık dinamik davranışlar sergileyen sistemlerde belirginleşir. İnsan benzeri akıl yürütmeyi taklit ederek, sistemin kesin bir matematiksel modelini gerektirmeden sezgisel kurallara dayalı kontrolü mümkün kılar [19]. Bu nedenle, BMK, esnekliğin ve sağlamlığın kritik olduğu uyarlanabilir sistemler için daha uygundur.

Öte yandan, sistemin belirli çalışma bölgelerine bağlı olarak farklı kontrol yasaları uygulayan Anahtarlama Kontrolü (AK), genel sistem performansını iyileştirmeyi

amaçlayan bir yöntemdir. Bu yöntemde, sistem durumu sürekli olarak izlenir ve uygun denetleyici önceden tanımlanmış koşullara göre seçilir. AK'nin temel avantajlarından biri, sistemin genel kararlılık özelliklerini korurken birden fazla kontrol stratejisinin güçlü yönlerini birleştirme yeteneğine sahip olmasıdır [20]. Ancak, ani geçişler ve anahtarlama olayları sırasında olası kararsızlık riski, dikkatlice ele alınması gereken önemli bir konudur.

Her iki yaklaşımın birleşimi, kontrol performansını iyileştirmek için önemli bir potansiyele sahiptir. Bu doğrultuda, bulanık mantık tabanlı bir anahtarlama mekanizmasının uygulanması geçişleri yumuşatabilir ve sistem kararlılığını koruyabilir. Böylece, BMK'nın esnekliği AK'nin yerel kontrol avantajlarıyla bütünleştirilebilir. Literatürde, benzer hibrit mimarilerin robotik sistemler, motor sürücüleri ve enerji sistemleri gibi doğrusal olmayan uygulamalarda yüksek doğruluk ve sağlamlık sağladığı bildirilmiştir [21].

Örnek çalışmalar incelendiğinde Antonio Pedro Aguiar ve Joao Pedro Hespanha (2004), parametre belirsizlikleri olan kısıtlı kontrollü otonom araçlar için hem yol takibi hem de yol üzerinde seyir kontrolü tasarlamışlardır. Tasarım büyük model belirsizliklerine rağmen kararlı bir takip sağlamıştır. Ancak bu çalışmada rüzgâr, dalga gibi dış etkenlerin etkisi tamamen hesaba katılmamıştır [22]. Sonrasında Baozhu Jia, Guang Ren ve Gang Long (2006), bulanık mantık ile anahtarlamalı PID kontrolörün tasarımı üzerine kararlılık analizi yapmışlardır. Bulanık mantığın geçici durumlarda hızlı cevap verdiğini, klasik PID'nin ise kararlı durumlarda az salınım sergilediğini gözlemlemişlerdir. Ancak bu çalışmada deneyime dayalı bir sonuç elde edilmemiştir [23]. İleri ki süreçte ise Baozhu Jia, Hui Cao ve Jie Ma (2012), gemi de yol takibini sağlamak için bulanık anahtarlamalı PID denetleyicisi tasarımı yapmış ve kararlılık analizi gerçekleştirmişlerdir. Burada bulanık mantık, gemi manevrası sırasında hızlı tepki, düşük aşım ve kısa geçiş süresi sağlarken, klasik kontrolör, geminin düz yol aldıktan sonraki kararlı durumunda kullanılarak sabit durum hatasını azaltmaktadır. Ancak bu çalışmada da farklı deniz koşulları veya beklenmedik dış etkiler altında performans analizi yapılmamıştır [24].

1.2 Ana Amaç

Bu çalışmanın amacı, değişen yük ve irtifa koşulları altında anahtarlama tabanlı bulanık mantık kullanarak DPİHA'nın kararlılığı için bir kontrol stratejisi geliştirmektir. Uçuş sırasında genellikle farklı irtifa seviyelerinde oluşan ani yük veya aerodinamik değişimler geleneksel kontrol yöntemleri için yetersiz kalmaktadır. Bu nedenle, önceden tanımlanmış kontrol kuralları arasında dinamik anahtarlamaya izin veren bulanık çıkarım mekanizması sayesinde basit kontrolcüler kullanarak başarılı bir uçuş performansı elde edilmesi hedeflenmektedir. Buna ek olarak, DPİHA sistemlerinde bulunan doğrusal olmayan dinamikleri ve eksen kuplaj etkilerini değişen irtifa ve yük senaryoları altında yönetebilen bir kontrol algoritması ortaya koymak da hedeflenmektedir. Tasarlanan bu kontrol sistemi, farklı irtifa ve yük koşulları altında bir simülasyon ortamında test edilecek ve sonuçlar performans, kararlılık ve hassasiyet açısından değerlendirilecektir. Bu araştırma sayesinde, basit kontrolcülerle bile uygulanabilen, hızlı tepki sağlayan akıllı bir kontrol çözümünün geliştirilmesi beklenmekte olup, insansız hava aracı uygulamalarında kullanım potansiyelinin artacağı düşünülmektedir.

1.3 Yöntem

Öncelikle, DPİHA'nın dinamik davranışını anlamak için sistemin matematiksel modeli formüle edilmiştir. Sonrasında, sistem doğrusal olmayan bir modele dönüştürülmüştür. Bu model, temel fizik yasalarına ve aracın uçuş dinamiklerine dayanarak tasarlanmıştır. Daha sonra, bu doğrusal olmayan model, kontrol algoritmalarının tasarımını ve analizini kolaylaştırmak için MATLAB/Simulink® ortamında uygulanmıştır. Bu bağlamda, klasik doğrusal kontrol metodolojilerinin uygulanmasını sağlamak için model tanımlanmış uçuş koşulları altında doğrusallaştırılmıştır. Bu süreçte, sistem dinamiklerini değişen yükler ve yükseklik koşulları altında doğru bir şekilde yansıtmak ve gerçek zamanlı senaryolarla ilişkisini sağlamak önemli görülmüştür. PID denetleyici parametreleri ayrı ayrı tasarlanmış ve farklı yükseklik ve yük durumları için optimize edilmiştir. Başlangıçta, bu parametreler, operasyonel bağlama göre birden fazla denetleyici arasında dinamik seçime izin veren bir anahtarlama kontrol stratejisi aracılığıyla değerlendirilmiştir. Ancak, anahtarlama yaklaşımının sınırlamalarını ele almak ve kontrol performansını daha da iyileştirmek için daha sonrasında, bulanık mantık

tabanlı bir anahtarlama mekanizması kullanılmıştır. Bu bulanık mantık çerçevesi, PID parametrelerinin etkili bir şekilde entegre edilmesini kolaylaştırarak, gelişmiş esneklik ve dalgalanan uçuş koşullarına hızlı adaptasyon sağlamıştır. Basit denetleyiciler kullanılarak uygulanan kontrol stratejisinin etkinliği ve uygulanabilirliği karşılaştırmalı simülasyon çalışmalarıyla titizlikle doğrulanmıştır. Sonuç olarak bu çalışmada, yaklaşımımızın çeşitli operasyonel ortamlarda sağlamlığı ve çok yönlülüğü ortaya koyulmuştur.

2
DPİHA'NIN PROBLEM TANIMI VE SİSTEM MODELLENMESİ

2.1 DPİHA'nın Problem Tanımı

Günümüzde DPİHA'lar sivil ve askeri alanlarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu sistemlerin dinamik yapısı oldukça karmaşıktır, bu nedenle dinamik yapıları taşıdıkları yük miktarı ve karşılaştıkları hava koşulları (rüzgâr, sıcaklık değişimleri, türbülans vb.) gibi dış etkenlere oldukça duyarlıdırlar. İlgili sebeplerden dolayı sabit parametreli klasik kontrol yöntemleri değişken çevre koşullarında yeterli performans sağlayamayabilir. DPİHA'ların farklı yük ve hava koşullarına adaptif olarak cevap verebilmesi için daha esnek ve uyarlanabilir kontrol sistemlerine ihtiyacı vardır. Bu tezde, DPİHA'nın farklı yük ve irtifa şartlarında kararlı bir şekilde kontrol edilebilmesi için anahtarlama tabanlı bulanık mantık tekniği kullanılarak basit denetleyicilerin (PID gibi) desteklenmesi amaçlanmıştır. Bu yaklaşım, çevresel değişkenlere bağlı olarak uygun denetleyicinin aktive edilmesini sağlayarak sistemin genel kararlılığını ve izleme performansını artırmayı amaçlamaktadır. Bu bağlamda, sistem modellenip simülasyon seviyelerinde incelenerek önerilen yöntemin etkinliği değerlendirilecektir.

2.2 DPİHA'nın Matematiksel Modellenmesi

2.2.1 DPİHA'nın Temel Yapısı

DPİHA'ların hareketleri genellikle altı serbestlik derecesi (6 serbestlik derecesi) ile ifade edilir. Bu serbestlik dereceleri üç doğrusal öteleme bileşeni ve üç açısal dönme bileşenini içerir. Böylece, DPİHA'nın uzaydaki konumu ve yönelimi tahmin edilir.

Bu çalışmada, DPİHA'nın altı serbestlik derecesini anlamak için iki temel referans çerçevesi kullanılmıştır: Dünya kaynak çerçevesi (DKÇ) ve gövde kaynak çerçevesi (GKÇ).

DKÇ, dünyaya bağlı sabit ve hareketsiz bir koordinat sistemi olarak kabul edilir. DPİHA'nın bu çerçevedeki konumu, uzaydaki mutlak konumunu temsil eder. Üç öteleme serbestlik derecesi, sırasıyla kuzey, doğu ve yerçekimi yönleri olarak tanımlanan x, y ve z yönlerindeki hareketlere karşılık gelir. Bu çerçevedeki ölçümler bize DPİHA'nın belirli bir andaki mutlak konumu ve hareket yönü hakkında bilgi verir. GKÇ ise DPİHA'ya bağlıdır ve onunla birlikte hareket eder. Bu sistem üç dönme serbestlik derecesi tanımlar: Yuvarlanma, eğim ve sapma. Bu açılar, DPİHA'nın kendi eksenleri etrafındaki dönüşlerini temsil eder ve genellikle euler açıları veya kuaterniyonlar kullanılarak ifade edilir. GKÇ, dinamikleri modellemek ve kontrol algoritmalarını uygulamak için temel oluşturmaktadır [25]. DPİHA dinamikleri, dünya çerçevesindeki konum bilgisinin GKÇ'deki yönelim bilgisi ile birleştirilmesiyle modellenir. Böylece, aracın konumsal ve yönsel durumları tam olarak tanımlanır. Kontrol algoritmaları, hedeflerle eşleşen kararlı bir yörünge sağlamak için bu iki sistem arasındaki dönüşümleri hesaba katar. Bu çalışmada, X- konfigürasyonunda tasarlanan bir DPİHA tercih edilmiştir. Tercih edilen yapılandırmaya ait altı serbestlik derecesine karşılık gelen eksen çıktıları, motor açısal hız değişkenleri Tablo 2.1'de gösterilmiştir. Buradaki hız değişkenleri diğer değişkenler kullanılarak hesaplanmaktadır.

Tablo 2.1 DPİHA'nın eksen ve motor tanımlamaları.

Sembol	Açıklama	Birim	Gözlemlenebilirlik
X	X eksenindeki konumu	m	Stereo Görüş/GPS
$\dot{X}$	X eksenindeki hızı	m/s	-
$\ddot{X}$	X eksenindeki ivmesi	m/s^2	İvmeölçer
Y	Y eksenindeki konumu	m	Stereo Görüş/GPS
$\dot{Y}$	Y eksenindeki hızı	m/s	-
$\ddot{Y}$	Y eksenindeki ivmesi	m/s^2	İvmeölçer
Z	Z eksenindeki konumu	m	Stereo Görüş/GPS
$\dot{Z}$	Z eksenindeki hızı	m/s	-

Tablo 2.1 DPİHA'nın eksen ve motor tanımlamaları (devamı).

$\ddot{Z}$	Z eksenindeki ivmesi	m/s^2	İvmeölçer
θ	Yunuslama euler açısı	rad	Stereo Görüş/GPS
$\dot{\theta}$	Yunuslama euler açısal hızı	rad/s	Jiroskop
$\ddot{\theta}$	Yunuslama euler açısal ivmesi	rad/s^2	-
ϕ	Yuvarlanma euler açısı	rad	Stereo Görüş/GPS
$\dot{\phi}$	Yuvarlanma euler açısal hızı	rad/s	Jiroskop
$\ddot{\phi}$	Yuvarlanma euler açısal ivmesi	rad/s^2	-
ψ	Sapma euler açısı	rad	Stereo Görüş/GPS
$\dot{\psi}$	Sapma euler açısal hızı	rad/s	Jiroskop
$\ddot{\psi}$	Sapma euler açısal ivmesi	rad/s^2	-
Ω_1	Motor 1 açısal hız	rad/s	Voltaj/Akım/Optik
Ω_2	Motor 2 açısal hız	rad/s	Voltaj/Akım/Optik
Ω_3	Motor 3 açısal hız	rad/s	Voltaj/Akım/Optik
Ω_4	Motor 4 açısal hız	rad/s	Voltaj/Akım/Optik

2.2.2 DPİHA'nın Kinematik Denklemleri

Bir DPİHA'nın kinematiğini doğru bir şekilde anlamak için, dünya (eylemsiz) referans çerçevesi ile gövde (araç sabit) referans çerçevesi arasındaki ilişkiyi tanımlamak esastır. Buna göre, Tablo 2.2'de gösterildiği gibi hem eylemsiz hem de gövde çerçeveleriyle ilişkili doğrusal konum, açısal konum, doğrusal hız ve açısal hız değişkenleri arasındaki bağlantı, uygun matematiksel denklemler aracılığıyla kurulmalıdır. Bu denklemler formüle edilirken, iki referans çerçevesi arasındaki dönüşümler, Tablo 2.2'de sunulan rotasyon ve dönüşüm matrisleri kullanılarak türetilmelidir. Bu matrisler, vektör niceliklerini koordinat sistemleri arasında çevirmek için gerekli çerçeveyi sağlar ve aracın hareketinin doğru modellenmesi için gereklidir [25].

Tablo 2.2 DPİHA'nın kinematik denklem parametreleri.

Sembol	Açıklama	Birim
$\boldsymbol{\Gamma}$	Dünya çerçevesindeki doğrusal konum	m
$\boldsymbol{\Theta}$	Dünya çerçevesindeki açısal konum vektörü	rad
$\boldsymbol{V}$	Gövde çerçevesindeki doğrusal hız vektörü	$\mathrm{m/s}$
$\boldsymbol{\Omega}$	Gövde çerçevesindeki açısal hız vektörü	$\mathrm{rad/s}$
$\boldsymbol{R}$	Rotasyon matrisi	-
$\boldsymbol{T}$	Dönüşüm matrisi	-

Dünya çerçevesindeki konum ve hız vektörleri, Tablo 2.1'de açıklanan altı serbestlik derecesi değişkeni kullanılarak Denklem (2.1) ve Denklem (2.2) 'deki gibi tanımlanabilir.

$$\Gamma = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

$$\Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

Gövde referans çerçevesindeki konum ve hız vektörleri sırasıyla Denklem (2.3) ve Denklem (2.4) gösterilmiştir.

$$V = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

Dünya çerçevesindeki doğrusal konum vektörü ile Gövde çerçevesindeki doğrusal hız vektörü arasındaki ilişki Denklem (2.5) ve Denklem (2.6)'da gösterildiği gibi elde edilir.

$$\dot{\Gamma} = R(\Theta)V \tag{2.5}$$

$$V = R^{-1}(\Theta)\dot{\Gamma} \tag{2.6}$$

Denklem (2.7), Denklem (2.8) ve Denklem (2.9)'da gösterildiği gibi, $R_z(\psi), R_y(\theta)$ ve $R_x(\phi)$ sırasıyla z, y ve x eksenleri etrafındaki dönüş matrisleridir.

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

Genel rotasyon matrisi bu üç matrisin çarpımı ile Denklem (2.10)'daki gibi elde edilir.

$$R(\Theta) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \tag{2.10}$$

$c_x = \cos(x)$ ve $s_x = \sin(x)$ eşitlikleri yazılırsa, Denklem (2.11)'deki gösterildiği gibi rotasyon matrisi elde edilir.

$$R(\Theta) = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \tag{2.11}$$

$R(\Theta)$ ortogonal bir matristir, yani tersi transpozesine eşittir; başka bir deyişle, $R^{-1}(\Theta) = R^T(\Theta)$ eşitliği yazılarak Denklem (2.12)'deki gibi yazılabilir.

$$R^{-1}(\Theta) = R^T(\Theta) = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & s_\psi c_\theta & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\theta s_\phi \\ c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \tag{2.12}$$

Denklem (2.13), Denklem (2.14), ve Denklem (2.14)'te sırasıyla vektör bileşenlerinin birbirlerine göre değişim oranı verilmiştir. Burada, V_ϕ yuvarlanma açısının değişim oranını (yuvarlanma oranı), V_θ yuvarlanmadan etkilenen yunuslama açısının değişim oranını (yunuslama oranı) ve V_ψ hem yuvarlanma hem de yunuslama açılarından etkilenen sapma açısının değişim oranını (sapma oranı) temsil eder.

$$V_\phi = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{2.13}$$

$$V_\theta = R_x(\phi)\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \cos\phi\dot{\theta} \\ \sin\phi\dot{\theta} \end{bmatrix} \tag{2.14}$$

$$V_\psi = R_x(\phi)R_y(\theta)\begin{bmatrix}0\\0\\\dot{\psi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}-\sin\theta\dot{\psi}\\\cos\theta\sin\phi\dot{\psi}\\\cos\theta\cos\phi\dot{\psi}\end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Bu vektör bileşenleri toplanırsa ($V = V_\phi + V_\theta + V_\psi$), gövde çerçevesindeki açısal hız vektörü ile dünya çerçevesindeki açısal konum vektörü arasındaki ilişki Denklem (2.16)'daki gibi elde edilir. Buradaki 3x3 matris, dönüşüm matrisinin tersidir.

$$\begin{bmatrix}p\\q\\r\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}1 & 0 & -\sin\theta\\0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi\\0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\\dot{\theta}\\\dot{\psi}\end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Eğer $c_x = \cos(x)$ ve $s_x = \sin(x)$ karşılık gelen ifadeler yerine koyularsa, dönüşüm matrisinin tersi Denklem (2.17)'de gösterildiği gibi elde edilir.

$$T^{-1}(\Theta) = \begin{bmatrix}1 & 0 & -s_\theta\\0 & c_\phi & s_\phi c_\theta\\0 & -s_\phi & c_\phi c_\theta\end{bmatrix} = \Omega \quad (2.17)$$

Matrisin tersi alındığında Denklem (2.18)'de gösterilen dönüşüm matrisi elde edilir.

$$T(\Theta) = \begin{bmatrix}1 & \frac{s_\phi s_\theta}{c_\theta} & \frac{c_\phi s_\theta}{c_\theta}\\0 & c_\phi & -s_\phi\\0 & \frac{s_\phi}{c_\theta} & \frac{c_\phi}{c_\theta}\end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Sonuç olarak dünya çerçevesindeki açısal konum vektörü ile gövde çerçevesindeki açısal hız vektörü arasındaki ilişki sırasıyla Denklem (2.19) ve Denklem (2.20)'deki gösterildiği gibi elde edilir.

$$\Omega = T^{-1}(\Theta) \quad (2.19)$$

$$\dot{\Theta} = T(\Theta)\Omega \quad (2.20)$$

2.2.3 DPİHA'nın Dinamik Denklemleri

Bir DPİHA'nın dinamik modellemesinde, hareket denklemlerini türetmeden önce birkaç temel parametre tanımlanmalıdır. Bunlardan biri eylemsizlik momentleridir. Çünkü bunlar, uçağın ana eksenleri etrafındaki açısal ivmelenmeye karşı direncini temsil etmesi açısından önemlidir. Bu değerler genellikle DPİHA'nın kütle

dağılımına ve geometrik konfigürasyonuna göre belirlenir. Gövde eylemsizliğine ek olarak, her pervanenin dönme ekseni etrafındaki eylemsizlik momentine karşılık gelen rotor eylemsizliği de önemli bir parametredir. Çünkü dönme dinamiklerini güçlü bir şekilde etkiler. Rotor ekseni ile DPİHA'nın merkezi arasındaki mesafede, uçuş sırasında her rotorun ürettiği torku doğrudan etkilediği için sistem için önemli parametrelerden biridir. Ayrıca, rotorların açısal hızı ve itme ve sürükleme katsayıları da tanımlanmalıdır. Genellikle deneysel kalibrasyon ve ampirik tahminler yoluyla elde edilen bu parametreler Tablo 2.3'te gösterilmiştir. Bu parametreler sayesinde DPİHA'ların uçuş dinamiklerinin hassas kontrolü ve gerçekçi simülasyonu gerçekleştirilebilmektedir.

Tablo 2.3 DPİHA model parametreleri.

Sembol	Açıklama	Birim
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Eylemsizlik momentleri	Kgm ^{2}
J_r	Rotor eylemsizliği	Kgm ^{2}
l	Rotor ekseni ile helikopter merkezi arasındaki mesafe	m
b	İtme katsayısı	N/s^2
d	Sürtünme katsayısı	$\mathrm{Nm/s^2}$
F	Toplam kuvvet	N
T_H	İtme	N
T_O	Sistem torku	Nm
T_G	Jiroskopik tork	Nm
Ω	Motor açısal hızı	rad/s

Bir DPİHA'nın dinamik analizinde, öteleme hareketleri Denklem (2.21)'deki gibi Newton'un ikinci yasası kullanılarak modellenirken, dönme hareketleri ise Denklem (2.22)'deki gibi katı cisim dinamiğinin temel denklemi ile tanımlanır. Bu bağlamda, her motor tarafından üretilen itme kuvveti sistemin doğrusal ivmelenmesini belirlerken, bu kuvvetler tarafından üretilen momentler doğrudan açısal ivmeyi ve dolayısıyla aracın yönelimini etkiler.

$$F_i = m\mathrm{a} \tag{2.21}$$

$$T_O = I\alpha \tag{2.22}$$

Bir DPİHA'da, toplam itme kuvveti Denklem (2.23)'te açıklandığı gibi ifade edilebilir. Burada, Ω_i her motorun açısal hızını, b ise itme katsayısını temsil etmektedir. Bu denklem, her pervane tarafından üretilen itmenin açısal hızının, karesine orantılı olduğunu ve toplam kaldırma kuvvetinin, tüm motorların katkılarının toplamı olduğunu gösterir.

$$F_i = b\sum \Omega_i^2 \; ; \; i = 1,2,3,4 \tag{2.23}$$

İtme kuvveti ise T_H ifadesi işe temsil edilmekte olup Denklem (2.24)'teki gibi tanımlanabilir. Burada tüm motorların eş zamanlı çalışmasıyla yalnızca Z ekseni boyunca itme üretilmektedir.

$$T_H = \begin{bmatrix} T_{Hx} \\ T_{Hy} \\ T_{Hz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b\sum \Omega_i^2 \end{bmatrix} \tag{2.24}$$

X konfigürasyonlu bir DPİHA tercih ettiğimizden, gövdeye uygulanan tork Denklem (2.25) ve Denklem (2.26)'daki gibi ifade edilebilir.

$$T_O = \begin{bmatrix} T_{O\phi} \\ T_{O\theta} \\ T_{O\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb\sin(Pi/4)\left(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2\right) \\ lb\sin(Pi/4)\left(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2\right) \\ \mathrm{d}\left(+\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2\right) \end{bmatrix} \tag{2.25}$$

$$T_O = \begin{bmatrix} T_{O\phi} \\ T_{O\theta} \\ T_{O\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} lb\left(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2\right) \\ \frac{1}{\sqrt{2}} lb\left(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2\right) \\ \mathrm{d}\left(+\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2\right) \end{bmatrix} \tag{2.26}$$

DPİHA'nın tüm hareketleri dört temel kontrol girişinin koordineli kombinasyonuyla elde edilir. Bunlar sırasıyla gaz (u_1), yuvarlanma (u_2), yunuslama (u_3), ve sapma (u_4) olarak adlandırılır. Bu bağlamda, sistemin giriş vektörü Denklem (2.27)'deki gibi tanımlanabilir.

$$U = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} lb(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} lb(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \mathrm{d}(+\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

Her bir motorun dört giriş değerine göre durumu Denklem (2.28)'de gösterildiği gibi verilmiştir.

$$\begin{bmatrix}\Omega_1^2\\ \Omega_2^2\\ \Omega_3^2\\ \Omega_4^2\end{bmatrix} = \frac{1}{4lb}\begin{bmatrix} lu_1 + \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_2 + \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_3 + \frac{1}{d}u_4 \\ u_1 - \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_2 + \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_3 - \frac{1}{d}u_4 \\ u_1 - \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_2 - \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_3 + \frac{1}{d}u_4 \\ u_1 + \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_2 - \frac{\sqrt{2}}{lb2}u_3 - \frac{1}{d}u_4 \end{bmatrix} \tag{2.28}$$

Bu durumda itme ve tork, girdiler cinsinden sırasıyla Denklem (2.29) ve Denklem (2.30)'daki gibi ifade edilebilir.

$$T_H = \begin{bmatrix}0\\0\\u_1\end{bmatrix} \tag{2.29}$$

$$T_O = \begin{bmatrix}u_2\\u_3\\u_4\end{bmatrix} \tag{2.30}$$

Newton'un katı cisim denklemleri ise Denklem (2.31) ve (2.32)'te gösterildiği gibi gösterilebilir.

$$m\ddot{\Gamma} = \begin{bmatrix}0\\0\\-mg\end{bmatrix} + R(\Theta)T_H \tag{2.31}$$

$$m\begin{bmatrix}\ddot{x}\\ \ddot{y}\\ \ddot{z}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}0\\0\\-mg\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}(\sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi)u_1\\ (-\cos\phi\sin\theta\sin\psi + \sin\phi\cos\psi)u_1\\ (\cos\phi\cos\theta)u_1\end{bmatrix} \tag{2.32}$$

Ayrıca Motorların dönüş hızlarından kaynaklanan jiroskopik torkun matematiksel olarak ifadesi Denklem (2.33)'daki gibi açıklanabilir.

$$T_G = \begin{bmatrix}J_r\Omega_r\dot{\theta}\\ -J_r\Omega_r\dot{\phi}\\ 0\end{bmatrix} \tag{2.33}$$

Bir DPİHA sistemi için pervanelerin toplam açısal hızı, dönüş yönleri dikkate alınarak Denklem (2.34)'teki toplam ifade edilebilir.

$$\Omega_r = +\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \tag{2.34}$$

Euler denklemleri Denklem (2.35)'te gösterildiği gibi uygulanırsa, Denklem (2.37)'te sunulan denklemin açık biçimi elde edilir. Burada Denklem (3.36)'da gösterilen I, eylemsizlik momentini temsil ederken, Denklem (2.37)'de gösterilen J_r rotor eylemsizliğini belirtir.

$$T_H + T_0 = I\ddot{\Theta} + \dot{\theta} \times (I\Theta) \tag{2.35}$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{2.36}$$

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(I_{yy} - I_{zz}\right) + \dot{\theta}J_r\Omega_r + lu_2 \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - \dot{\phi}J_r\Omega_r + lu_3 \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(I_{xx} - I_{yy}\right) + u_4 \end{cases} \tag{2.37}$$

DPİHA için önemli bir etkide aerodinamik sürüklenmedir. Dinamik modelde, aerodinamik sürüklenme DPİHA'nın doğrusal hareketine etki eden önemli bir dış kuvvet olarak kabul edilir. Bu kuvvet, üç kartezyen eksen boyunca uçak hızına zıt yönde etki eder ve aktif kontrol girişleri olmadığında sistemin hareketini sönümler. Hareket denklemlerinin matematiksel formülasyonunda, sürüklenme genellikle sisteme etki eden net kuvvetten çıkarılan hıza orantılı bir terim olarak modellenir. Yönsel aerodinamik farkları temsil etmek için, Tablo 2.4'te gösterildiği gibi her eksen için ayrı sürüklenme katsayıları tanımlanır. Aerodinamik sürüklenmenin hassas ölçümü özellikle karmaşık olduğundan, çoğu çalışmada tahmini değerler kullanır.

Tablo 2.4 DPİHA modellemesi için kullanılan hava dirençleri.

Sembol	Açıklama	Birim
A_x, A_y, A_z	Her bir eksendeki hava direnci	Kg/s

Sonuç olarak DPİHA'nın dinamik denklemlerini Denklem (2.38)'deki gibi özetleyebiliriz.

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \quad \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}\right) + \dot{\theta}\frac{J_r}{I_{xx}}\Omega_r + \frac{l}{I_{xx}}u_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\right) - \dot{\phi}\frac{J_r}{I_{yy}}\Omega_r + \frac{l}{I_{yy}}u_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{l_{zz}}\right) + \frac{1}{I_{zz}}u_4 \\ \ddot{z} = -g + \frac{\cos\phi\cos\theta}{m}u_1 - \frac{\dot{z}}{m}A_z \\ \ddot{x} = \frac{\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi}{m}u_1 - \frac{\dot{x}}{m}A_x \\ \ddot{y} = \frac{\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi}{m}u_1 - \frac{\dot{y}}{m}A_y \end{cases} \tag{2.38}$$

2.2.4 DPİHA'nın Doğrusal Olmayan Modeli

DPİHA'nın doğrusal olmayan dinamik davranışını analiz etmek için, X ile gösterilen 12 boyutlu bir durum vektörü tanımlanır. Bu vektör, açısal konumları (ϕ, θ, ψ) açısal hız bileşenlerini ($\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$) yatay ve dikey eksenler boyunca öteleme konumlarını (z, x, y) ve aracın doğrusal hızlarını ($\dot{z}$, $\dot{x}$, $\dot{y}$) içerir.

Böylece, durum vektörü, DPİHA'nın tam poz ve hareket dinamiklerini tanımlamaya olanak tanır. Bu formülasyon, gelişmiş kontrol stratejilerinin tasarımını kolaylaştırır. Geri bildirim sistemlerinin doğrusallaştırılması, geri adım atma ve doğrusal olmayan model için öngörücü kontrol tasarımı gibi doğrusal olmayan kontrol tekniklerinin uygulanması için temel bir çerçeve görevi görür.

Çalışmamızda DPİHA için hesaplanan durum vektörü Denklem (2.39)'daki gibi gösterilebilir.

$$X = \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \\ z \\ \dot{z} \\ x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix}, \quad \begin{array}{ll} x_1 = \phi & x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\phi} \\ x_3 = \theta & x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} \\ x_5 = \psi & x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi} \\ x_7 = z & x_8 = \dot{x}_7 = \dot{z} \\ x_9 = x & x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{x} \\ x_{11} = y & x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{y} \end{array} \tag{2.39}$$

Denklem (2.40)'ta tanımlandığı gibi $a_1,\ a_2,\ a_3,\ a_4$ ve a_5 sabitleri, DPİHA'nın atalet dağılımındaki asimetrileri karakterize eder. Bu parametreler, aracın ana eksenleri etrafındaki kütle dağılımının düzensizliğini yansıtır.

$$a_1 = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}},\ a_2 = \frac{J_r}{I_{xx}},\ a_3 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}},\ a_4 = \frac{J_r}{I_{yy}},\ a_5 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{l_{zz}} \quad (2.40)$$

Denklem (2.41)'de tanımlanan $b_1,\ b_2$ ve b_3 katsayıları, DPİHA'nın dönme dinamiklerindeki kontrol giriş ifadelerini basitleştirmek için tanıtılmıştır. Her katsayı, kontrol kolu uzunluğu l'nin ilgili eksen etrafındaki atalet momentine oranını temsil eder. Bu katsayılar, rotorlar arasındaki itme farkları tarafından üretilen torkların aracın geometrik ve atalet özelliklerine göre nasıl ölçeklendiğini gösterirler ve böylece tork üretiminin etkinliğini belirlemede önemli bir rol oynarlar.

$$b_1 = \frac{l}{I_{xx}},\ b_2 = \frac{l}{I_{yy}},\ b_3 = \frac{l}{I_{zz}} \quad (2.41)$$

Kontrol girişleri u_t, u_x ve u_y, gövdeye sabit koordinat çerçevesinden eylemsiz koordinat çerçevesine dönüşümde önemli bir rol oynar ve DPİHA'nın öteleme hareketi denklemlerinin formülasyonunda Denklem (2.42)'de gösterildiği gibi temel bir bileşen oluşturur.

$$u_t = c_\phi c_\theta, \qquad u_x = c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi, \quad u_y = c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \quad (2.42)$$

Denklem (2.43)'te gösterilen bu formülasyonda, $X \in (\mathrm{R})^{\mathbf{12}}$ durum vektörünü belirtirken, $U \in (\mathrm{R})^{\mathbf{4}}$ kontrol giriş vektörüne karşılık gelir. $f(X)$ fonksiyonu, kontrol girişlerinin yokluğunda sistemin içsel doğrusal olmayan dinamiklerini karakterize ederken, $g(X)$ kontrol girişlerinin sistemin davranışını nasıl etkilediğini yöneten giriş vektör alanını tanımlar. Bu tanımlamadan yola çıkılarak sırasıyla Denklem (2.44) ve Denklem (2.45)'teki eşitlikler elde edilebilir.

$$\dot{X} = f(X) + g(X)U \quad (2.43)$$

$$\dot{X} = f(X,U) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\dot{\psi}a_1 + \dot{\theta}a_2\Omega_r + b_1u_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\dot{\psi}a_3 - \dot{\phi}a_4\Omega_r + b_2u_3 \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta}\dot{\phi}a_5 + b_3u_4 \\ \dot{z} \\ -g + \frac{u_t}{m}u_1 - \frac{\dot{z}}{m}A_z \\ \dot{x} \\ \frac{u_x}{m}u_1 - \frac{\dot{x}}{m}A_x \\ \dot{y} \\ \frac{u_y}{m}u_1 - \frac{\dot{y}}{m}A_y \end{bmatrix} \tag{2.44}$$

$$f(X) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\dot{\psi}a_1 + \dot{\theta}a_2\Omega_r \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\dot{\psi}a_3 - \dot{\phi}a_4\Omega_r \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta}\dot{\phi}a_5 \\ \dot{z} \\ -g - \frac{\dot{z}}{m}A_z \\ \dot{x} \\ -\frac{\dot{x}}{m}A_x \\ \dot{y} \\ -\frac{\dot{y}}{m}A_y \end{bmatrix}, \qquad g(X) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & b_3 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{u_t}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{u_x}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{u_y}{m} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.45}$$

2.2.5 DPİHA'nın Doğrusal Modeli

DPİHA sistemi doğrusallaştırılırken, kontrol girişleri denge durumunu koruyacak bir şekilde seçilirler. İtme yerçekimini dengeler ve ek bir tork uygulanmaz. Birkaç durum değişkeninin sıfır olduğu varsayılırken, diğerleri çalışma noktası etrafındaki dinamikleri basitleştirmek için sabit kabul edilir. Aerodinamik sürükleme kuvvetleri, çekirdek araç dinamiklerine odaklanmak için ihmal edilir. Bu varsayımlar, doğrusal olmayan sistemin yerel doğrusallaştırılmasının gerçekleştirilmesi için temel görevi gören sabit durumlu bir çalışma noktası

oluşturur. Bu denge etrafındaki doğrusallaştırma, seçilen çalışma noktasının yakınında orijinal doğrusal olmayan sistemin davranışını yaklaşık olarak hesaplayan doğrusal denetleyicilerin tasarımını ve analizini kolaylaştırır. Bu çalışmada denge noktası için kontrol girişleri (U_x) ve durum değişkenleri (x_x) Denklem (2.46)'daki gibi seçilmiştir.

$$U_1^* = mg\ ,\ U_2^* = U_3^* = U_4^* = 0$$

$$x_2^* = x_3^* = x_4^* = x_5^* = x_6^* = x_8^* = x_{10}^* = x_{12}^* = 0 \tag{2.46}$$

$$x_7^* = x_9^* = x_{11}^* \Rightarrow \text{ sabit kabul edilir.}$$

Belirtilen denge noktası etrafında doğrusallaştırılmış olan sistemin matris eşitliği, Denklem (2.47)'de gösterilmiş olup A, B ve C matrislerinin ifadeleri sırasıyla Denklem (2.48), Denklem (2.49) ve Denklem (2.50)'de sunulmuştur.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX \end{aligned} \tag{2.47}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{A_x}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{A_y}{m} & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{A_z}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.48}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

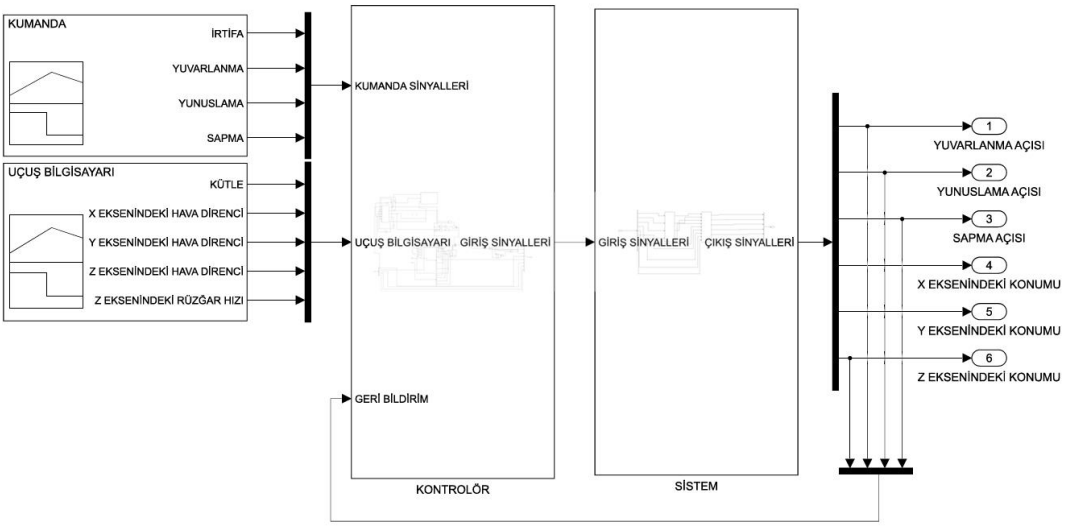
2.2.6 DPİHA'nın MATLAB/Simulink® Modeli

Bu çalışmada, DPİHA'nın kinematik ve dinamik denklemleri MATLAB/Simulink® aracılığıyla modellenerek simülasyon ortamında test edildi. Modelleme sürecindeki amacımız, DPİHA'nın fiziksel davranışını doğru bir şekilde temsil etmek ve uçuş dinamiklerinin model üzerindeki etkisini analiz etmekti. Simülasyon ortamı, Tablo 2.5'te sunulan DPİHA'nın belirli parametreleri kullanılarak yapılandırıldı. Bu parametreler, kütle, eylemsizlik momentleri, kol uzunluğu ve gerçekçi sistem davranışı için gerekli diğer temel fiziksel özellikleri içermektedir. Bu değerlerin dahil edilmesiyle simülasyon, DPİHA'nın çeşitli koşullar altındaki tepkisini değerlendirmek için çalışmamıza, güvenilir bir platform sağladı [26].

Tablo 2.5 DPİHA'nın modellenmesinde kullanılan parametre değerleri.

Sembol	Açıklama	Değerler
I_{xx}	Eylemsizlik momentleri	7.5×10^{-3}
I_{yy}	Eylemsizlik momentleri	7.5×10^{-3}
I_{zz}	Eylemsizlik momentleri	1.3×10^{-2}
J_r	Rotor ataleti	6.5×10^{-7}
l	Motor ile DPİHA merkezi arasındaki mesafe	0.23
b	İtme katsayısı	$1.144\ x\ 10^{-8}$
d	Sürtünme katsayısı	9.94×10^{-10}

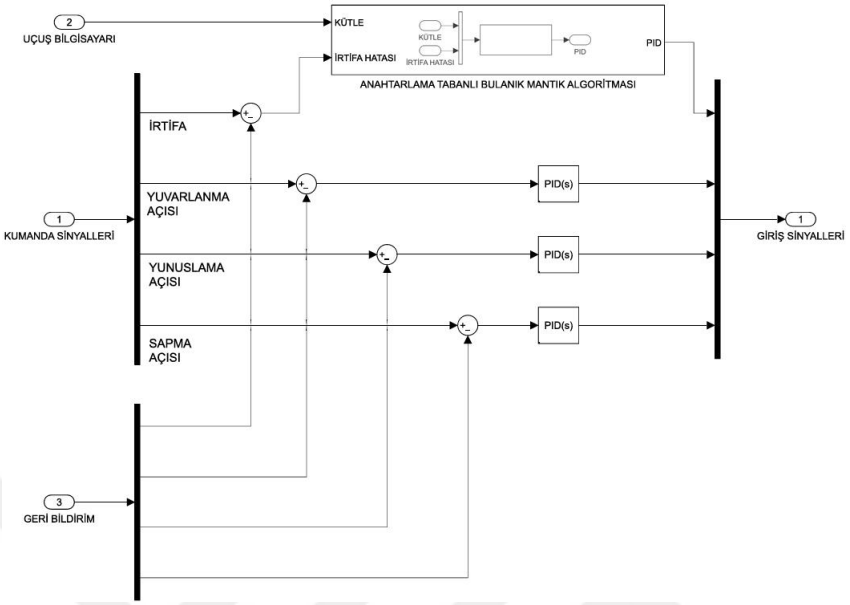
MATLAB/Simulink® modelinin genel yapısı, dört pervaneli uçağın kinematik ve dinamik denklemlerine dayalı modüller arasındaki etkileşimi gösterir. Giriş sinyalleri ve denetleyici blokları, sistemin davranışını modellemede merkezi bir rol oynar. Bu yapılandırma, gerçek zamanlı simülasyon için modüler ve anlaşılır bir platform sağlar. Modelin ayrıntıları ve bileşen bağlantıları Şekil 2.1'de gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Modelin genel yapısı.

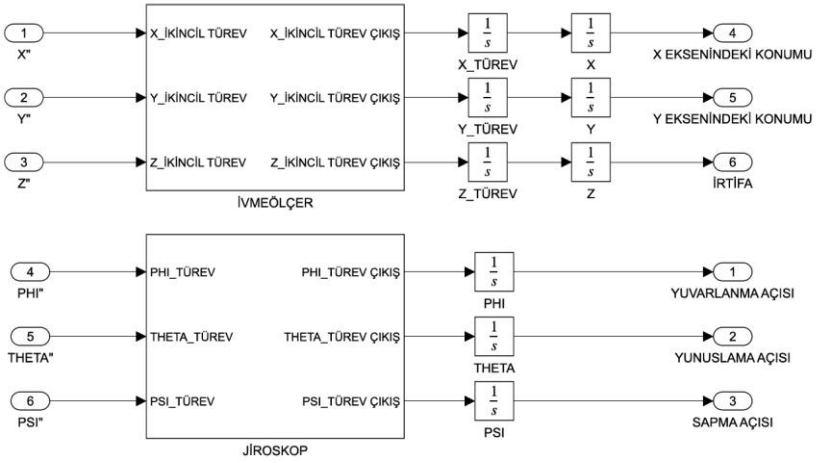
PID denetleyici blokları, DPİHA'nın farklı eksenler boyunca (yükselme, yuvarlanma, yunuslama ve sapma) hareketlerini düzenlemek için tasarlanmıştır. Her denetleyici, referans sinyali ile sistem çıkışı arasındaki hatayı en aza indirecek

şekilde ayarlanmıştır. Bu şekilde bloklar, kararlı ve hassas uçuş performansını desteklerler [26]. PID denetleyicilerinin yapısı ve bağlantıları Şekil 2.2'de sunulmuştur.



Şekil 2.2 PID kontrolör.

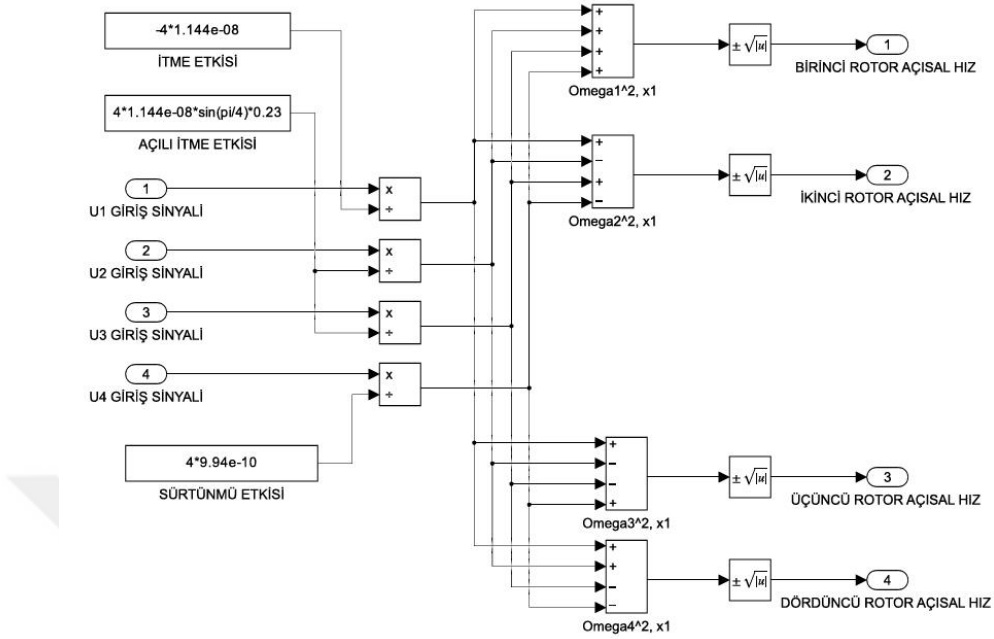
Sensör ve geri bildirim modülü, DPİHA'nın konumsal ve açısal verilerini yakalar ve kontrol sistemine iletir. Bu bilgi, denetleyicilerin doğru kararlar alması için kritik öneme sahiptir. Geri bildirim döngüsü, kapalı devre kontrol prensiplerine uygun şekilde çalışmayı sağlar. Sensörlerin çalışması ve geri bildirim mekanizması Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3 Sensörler ve geri bildirim mekanizması.

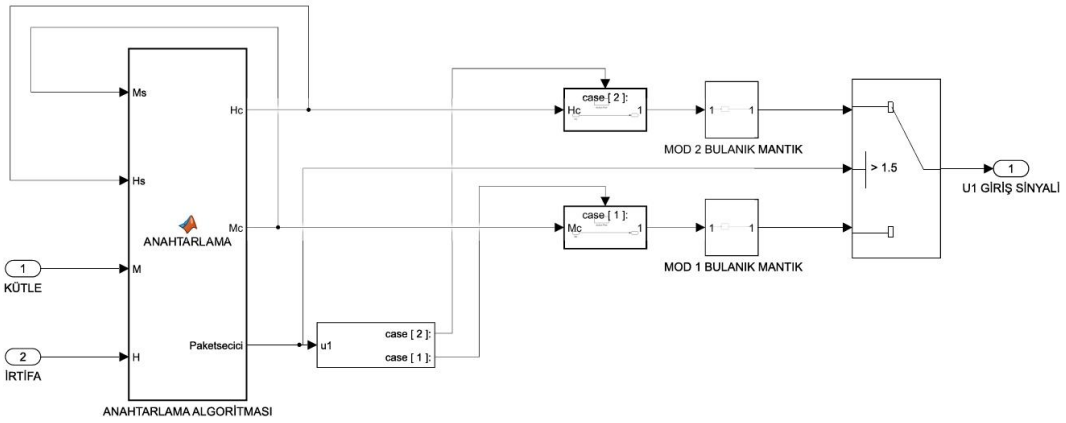
Motor ve aktüatör modülü, kontrol sinyallerini mekanik hareketlere dönüştürerek DPİHA hareketini mümkün kılar. Bu blok, gerçekçi simülasyon sonuçları elde

etmek için motor dinamiklerini ve itme üretimini modeller [26]. Motorların çalışma modeli Şekil 2.4'te gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Motor dinamikleri ve itme üretimi.

Anahtarlama mekanizması ise, değişen uçuş koşullarına göre kontrolör parametrelerinin dinamik olarak ayarlanmasına olanak tanır. Bu yapı sayesinde, sistemin irtifa ve kütle değişikliklerine karşın hızlı ve etkili bir şekilde yanıt verilir. Anahtarlama algoritmasının akış şeması ve çalışması Şekil 2.5'te gösterildiği gibidir.

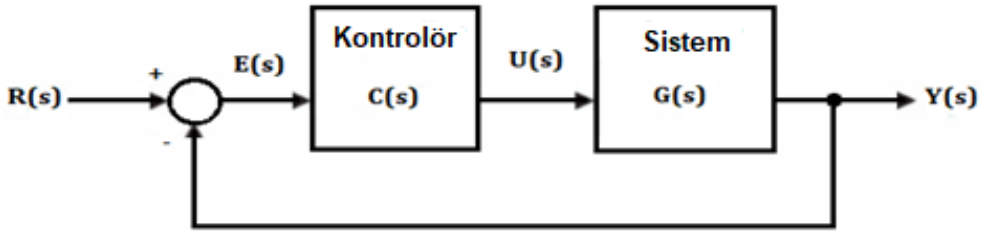


Şekil 2.5 DPİHA'nın anahtarlama mekanizması.

3
DPİHA İÇİN KONTROLÖR TASARIMI

3.1 Anahtarlama Tekniği Tabanlı Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması

PID kontrol yöntemi, dört pervaneli hava araçları gibi çok değişkenli ve doğrusal olmayan sistemlerin konum ve tutum kontrolünde etkili bir şekilde kullanılmıştır. Bu kontrol stratejisinde, üç ayrı bileşen kullanılarak referans değerinden sapmaya (hata) dayalı bir kontrol sinyali üretilir. Orantılı bileşen doğrudan mevcut hataya yanıt verir, integral bileşen geçmiş hatayı telafi eder ve türev bileşeni ise yanıtı hatanın değişim oranına göre ayarlar. Bu şekilde, sistemin geçici yanıtı iyileştirilir ve sabit duruma, daha hızlı bir yakınsama elde edilir. DPİHA sistemlerinde, PID denetleyiciler, doğrusallaştırılmış sistem modelleriyle uyumlulukları nedeniyle, özellikle yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenlerinin düzenlenmesinde basit ve uygulanabilir çözümler sunar [8]. Ancak, harici bozulmalara ve model belirsizliklerine karşı sınırlı sağlamlıkları nedeniyle, PID denetleyicilerin gelişmiş anahtarlama teknikleri ve stratejileriyle desteklenmesi önerilir [27]. Bir DPİHA sistemini kontrol etmek için, kapalı devre konfigürasyonunu tasarlamak gerekir. Kapalı devre sistemlerde, çıkış sürekli olarak izlenir ve giriş sinyali geri bildirim yoluyla ayarlanır. İstenen referans ile gerçek çıkış arasındaki hatayı hesaplamak için bir kontrolör kullanılır ve yanıt olarak uygun bir kontrol sinyali üretilir. Bu sinyal, sistemi aktif olarak amaçlanan davranışa yönlendirir [27]. DPİHA'nın geri bildirim kontrol sistemi Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3.1 Geri besleme kontrol sistemi.

Burada $E(s)$ hata sinyali, $R(s)$ referans girişi ve $Y(s)$ sistem çıkışı olarak tanımlanabilir. Denklem (3.1)'de gösterilen $E(s)$ sinyali, sistem tepkisinin istenen yörüngeden sapmasını temsil eder ve düzeltici eylem için denetleyiciye giriş olarak kullanılır.

$$E(s) = R(s) - Y(s) \tag{3.1}$$

PID denetleyicisi, orantılı, integral ve türevsel kazanımların toplamını temsil eden transfer fonksiyonu, matematiksel olarak $C(s)$ ile ifade edilir. Bu fonksiyonda, K_p kontrol sinyalini mevcut hataya göre ayarlar, K_i birikmiş geçmiş hatayı entegrasyonla işler ve K_d değişim oranını dikkate alarak gelecekteki hata eğilimlerini tahmin eder. Denklem (3.2)'de gösterilen $C(s)$'deki bu terimler, denetleyicinin hatayı etkili bir şekilde azaltan ve sistem kararlılığını artıran bir kontrol sinyali üretmesini sağlar.

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \tag{3.2}$$

Kontrol sinyali $U(s)$, Denklem (3.3)'te gösterildiği gibi, sistemin orantılı, integral ve türev bileşenlerinin toplamının hata sinyali $E(s)$ ile çarpılmasıyla üretilir.

$$U(s) = K_p E(s) + K_i \frac{1}{s} E(s) + K_d s E(s) = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s\right) E(s) \tag{3.3}$$

DPİHA'nın kontrolü için, yuvarlanma, yunuslama, sapma ve irtifa için ayrı giriş sinyalleri hesaplanmalıdır.

Yuvarlanma için giriş sinyali Denklem (3.4)'teki gibi gösterilebilir.

$$U_2(s) = \left(K_{p\phi} + \frac{K_{i\phi}}{s} + K_{d\phi} s\right)\left(R_\phi(s) - Y_\phi(s)\right) \tag{3.4}$$

Denklem (3.5), yuvarlanma açısının açısal ivmelenmesi ile uygulanan kontrol girişi arasındaki ilişkiyi göstermektedir. Yuvarlanma açısı ile kontrol sinyali arasındaki dinamik ilişki, sistemin moment kolu ve ataletinin dahil edilmesiyle ifade edilir.

$$\ddot{\phi}(t) = G(s)_{\phi} = \frac{l}{I_{xx}} u_2(t) \Rightarrow \frac{Y_{\phi}(s)}{U_{\phi}(s)} =\cdot \frac{l/I_{xx}}{s^2} \tag{3.5}$$

Transfer fonksiyonu $T(s)$, yunuslama kontrol sisteminin kapalı devre davranışını temsil eder ve sistemin genel yanıtını tanımlamak için PID kontrolörü $C(s)$ ile sistemin (plant) dinamiklerini ise $G(s)_{\phi}$ ile ifade ederek Denklem (3.6)'daki gibi gösterilebilir.

$$T(s) = \frac{C(s)G(s)_{\phi}}{1 + C(s)G(s)_{\phi}} = \frac{\left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right) \cdot \frac{l/I_{xx}}{s^2}}{1 + \left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right) \cdot \frac{l/I_{xx}}{s^2}} \tag{3.6}$$

Buna dayanarak, PID kazanımlarının etkileri ve DPİHA'nın yuvarlanma dinamiklerinin fiziksel parametrelerini içeren kapalı devre sistemin karakteristik denklemi Denklem (3.7)'deki gibi türetilebilir.

$$D(s) = \left(1 + \frac{lK_d}{I_{xx}}\right) s^2 + \frac{lK_p}{I_{xx}} s + \frac{lK_i}{I_{xx}} \tag{3.7}$$

Denklem (3.8)'de gösterildiği gibi, standart ikinci dereceden karakteristik denklemler sönümleme oranı (ζ) ve doğal frekans (ω_n) açısından istenen sistem dinamikleri için bir referans modeli görevi görür. Bu parametreleri kapalı devre karakteristik denklemiyle eşleştirerek, kararlılık, yerleşme süresi ve aşma gibi performans kriterleri için sistematik değerler, PID kazanımları için belirlenebilir. Bu yaklaşım, önceden tanımlanmış dinamik özelliklere sahip bir dört pervaneli hava aracının yuvarlanma tepkisi için bir PID denetleyicisinin tasarlanmasına olanak tanır.

$$s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2 = 0 \tag{3.8}$$

MATLAB aracılığıyla elde edilen ω_n ve ζ değerleri, Denklem (3.10)'da sunulan ilgili K_p, K_i ve K_d kazançlarını hesaplamak için kullanılmıştır.

$$\omega_n = 3.88\, rad/s \;\; \zeta = 1.94 \; K_p = 2\,, K_i = 2, K_d = 0.1 \tag{3.10}$$

Aynı işlemler sırasıyla yunuslama, sapma ve irtifa için uygulanmıştır. Burada yunuslama için sırasıyla Denklem (3.11), Denklem (3.12) ve Denklem (3.13)'teki eşitliklerden Denklem (3.14) gösterilen $D(s)$ değeri elde edilmiştir.

$$U_3(s) = \left(K_{p\theta} + \frac{K_{i\theta}}{s} + K_{d\theta}s\right)\left(R_\theta(s) - Y_\theta(s)\right) \tag{3.11}$$

$$\ddot{\theta}(t) = G(s)_\theta = \frac{l}{I_{yy}}u_3(t) \Rightarrow \frac{Y_\theta(s)}{U_\theta(s)} = \frac{\frac{l}{I_{yy}}}{s^2} \tag{3.12}$$

$$T(s) = \frac{C(s)G(s)_\theta}{1 + C(s)G(s)_\theta} = \frac{\left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right)\cdot\frac{l/I_{yy}}{s^2}}{1 + \left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right)\cdot\frac{l/I_{yy}}{s^2}} \tag{3.13}$$

$$D(s) = \left(1 + \frac{lK_d}{I_{yy}}\right)s^2 + \frac{lK_p}{I_{yy}}s + \frac{lK_i}{I_{yy}} \tag{3.14}$$

Yunuslama için hesaplanan değerler Denklem (3.15)'te gösterildiği gibi sunulmaktadır.

$$\omega_n = 3.88\, rad/s\ \ \zeta = 1.94\ K_p = 2\ , K_i = 2, K_d = 0.1 \tag{3.15}$$

Sapma açısı değeri için aynı denklem metotları Denklem (3.16), Denklem (3.17) ve Denklem (3.18)'deki gibi sırasıyla uygulanırsa Denklem (3.19)'daki gibi $D(s)$ eşitliği elde edilir.

$$U_4(s) = \left(K_{p\psi} + \frac{K_{i\psi}}{s} + K_{d\psi}s\right)\left(R_\psi(s) - Y_\psi(s)\right) \tag{3.16}$$

$$\ddot{\psi}(t) = G(s)_\psi = \frac{l}{I_{zz}}u_4(t) \Rightarrow \frac{Y_\psi(s)}{U_\psi(s)} = \frac{l/I_{zz}}{s^2} \tag{3.17}$$

$$T(s) = \frac{C(s)G(s)_\psi}{1 + C(s)G(s)_\psi} = \frac{\left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right)\cdot\frac{l/I_{zz}}{s^2}}{1 + \left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right)\cdot\frac{l/I_{zz}}{s^2}} \tag{3.18}$$

$$D(s) = \left(1 + \frac{lK_d}{I_{zz}}\right)s^2 + \frac{lK_p}{I_{zz}}s + \frac{lK_i}{I_{zz}} \tag{3.19}$$

Sapma için hesaplanan değerler Denklem (3.20)'te gösterildiği gibi sunulmaktadır.

$$\omega_n = 2.97 rad/s, \zeta = 17.26\ K_p = 5.8\ , K_i = 0.5, K_d = 0 \tag{3.20}$$

İrtifa içinde Denklem (3.21), Denklem (3.22) ve Denklem (3.23)'teki gibi aynı işlemler yapılırsa Denklem (3.24)'teki eşitlik elde edilir.

$$U_1(s) = \left(K_{pz} + \frac{K_{iz}}{s} + K_{dz}s\right)\left(R_z(s) - Y_z(s)\right) \tag{3.21}$$

$$\ddot{z}(t) = G(s)_z = \frac{1}{m}(u_1(t) - mg - \dot{z}A_z) \Rightarrow \frac{Y_z(s)}{U_z(s)} = \frac{1}{m(s^2 + sA_z)} \tag{3.22}$$

$$T(s) = \frac{C(s)G(s)_z}{1 + C(s)G(s)_z} = \frac{\left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right) \cdot \frac{1}{m(s^2 + sA_z)}}{1 + \left(K_d s^2 + K_p s + K_i\right) \cdot \frac{1}{m(s^2 + sA_z)}} \tag{3.23}$$

$$D(s) = (K_d + m)s^2 + \left(K_p + mA_z\right)s + K_i = 0 \tag{3.24}$$

Burada uçuş senaryosunun gerektirdiği farklı irtifalara karşılık gelen farklı ω_n ve ζ değerleri MATLAB aracılığıyla elde edilmiştir. Çalışma anlık yükseklik ve ağırlık değişimlerinin kontrolüne odaklandığından, başlangıçta yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketleri için hesaplanan PID parametreleri deney boyunca tek bir PID değeri üzerinde sabit tutuldu. DPİHA'nın önceden tanımlanmış uçuş yolu boyunca yükseklik ve yükteki değişikliklere karşılık gelen PID ve N (türev filtre katsayısı) değerleri, MATLAB/Simulink® kullanılarak hesaplanmış olup elde edilen sonuçlar Tablo 3.1 ve Tablo 3.2'de sunulmaktadır.

Tablo 3.1 DPİHA için yükseklik değişimine bağlı tasarlanan PID parametreleri.

Sabit Ağırlıkta Yükseklik Değişimi	**P**	**I**	**D**	**N**
4 Kg ,0-6 metre $M_4\Delta h_{0-6}$	7.5	0.65	3.34	700.4768
3 Kg ,0-6 metre $M_3\Delta h_{0-6}$	11.8	1.16	5	700.4768
1.5 Kg ,0-6 metre $M_{3/2}\Delta h_{0-6}$	10	0.5	5.5	700.4768
4 Kg ,6-9 metre $M_4\Delta h_{6-9}$	12.6	0.4	4.49	700.4768
3 Kg ,6-9 metre $M_3\Delta h_{6-9}$	7.5	0.2	2.49	700.4768
1.5 Kg ,6-9 metre $M_{3/2}\Delta h_{6-9}$	40	0.2	15	700.4768
4 Kg ,9-15 metre $M_4\Delta h_{9-15}$	5.92	0.15	3.49	700.4768

Tablo 3.1 DPİHA için yükseklik değişimine bağlı tasarlanan PID parametreleri (devamı).

3 Kg ,9-15 metre $M_3\Delta h_{9-15}$	22	0.12	15.6	700.4768
1.5 Kg ,9-15 metre $M_{3/2}\Delta h_{9-15}$	27	0.1	15	700.4768

Tablo 3.2 DPİHA için ağırlık değişimine bağlı tasarlanan PID parametreleri.

Sabit Yükseklikte Ağırlık Değişimi	**P**	**I**	**D**	**N**
6 metre ,4-3 Kg $H_6\Delta m_{4-3}$	20.8	1.16	5	700.4768
6 metre ,4-1.5 Kg $H_6\Delta m_{4-3/2}$	60	0.3	5	700.4768
9 metre ,4-3 Kg $H_9\Delta m_{4-3}$	20.3	0.1	2.49	700.4768
9 metre ,4-1.5 Kg $H_9\Delta m_{4-3/2}$	9.55	0.1	2.49	700.4768
15 metre ,4-3 Kg $H_{15}\Delta m_{4-3}$	20.5	0.1	2.49	700.4768
15 metre,4-1.5 Kg $H_{15}\Delta m_{4-3/2}$	10.8	0.1	2.49	700.4768
6 metre,3-1.5 Kg $H_6\Delta m_{3-3/2}$	27.8	1.16	5	700.4768
9 metre,3-1.5 Kg $H_9\Delta m_{3-3/2}$	20	0.2	2.49	700.4768
15 metre,3-1.5 Kg $H_{15}\Delta m_{3-3/2}$	30.2	0.1	15.49	700.4768

Tablo 3.1 ve 3.2'de sunulan değerler, uçuş sırasında karşılaşılan irtifa ve ağırlık değişimi sorunlarına çözüm olarak türetilmiştir. Ancak, kontrollü uçuşu garantilemek için bu değerlerin sisteme anlık olarak uygulanması gerekir. Bu nedenle, DPİHA için bir anahtarlama tekniği uygulanmıştır. Burada önceden belirlenmiş yörünge boyunca meydana gelen değişiklikler, uçuş bilgisayarı tarafından anahtarlama mekanizmasına anında iletilir ve anahtarlama mekanizması sayesinde sistem kontrol edilmiş olur. Bu Mekanizma yapısında, önceden hesaplanan PID değerleri dizi olarak saklanır. Ardından anlık kütle ve yükseklik değeri, önceki kütle ve yükseklik değeri ile karşılaştırılarak uygun PID değerleri

seçilir. Seçilen PID değeri modele gönderilerek farklı şartlarda sistemin kontrolü sağlanmış olur. DPİHA'nın anahtarlama mekanizması için yazılan MATLAB kod akış şeması aşağıda gösterilmiştir.

Algoritma 1: Anahtarlama mekanizması.

```
1   Giriş: m, Md, h, Hd, Pa, Ia, Da
    */Md, Hd Anlık kütle ve yükseklik, m,h önceki kütle ve yükseklik*/
2   PID ← [0, 0, 0]  /* Başlangıç PID değeri*/
3   PIDTablosu ← 18 adet (P, I, D) değeri /* PIDTablosu[1]-[18]*/

4   Eğer Md = 0.407 ve m = 0.407 ise
5       Eğer h = 0 ve Hd = -6     ise PID ← PIDTablosu[1]
6       Eğer h = -6 ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[2]
7       Eğer h = -9 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[3]

8   Eğer Md = 0.305 ve m = 0.305 ise
9       Eğer h = 0 ve Hd = -6     ise PID ← PIDTablosu[4]
10      Eğer h = -6 ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[5]
11      Eğer h = -9 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[6]

12  Eğer Md = 0.152 ve m = 0.152 ise
13      Eğer h = 0 ve Hd = -6     ise PID ← PIDTablosu[7]
14      Eğer h = -6 ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[8]
15      Eğer h = -9 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[9]

16  Eğer Md = 0.407 ise
17      Eğer m = 0.305 ve h = -6  ve Hd = -6    ise PID ← PIDTablosu[10]
18      Eğer m = 0.152 ve h = -6  ve Hd = -6    ise PID ← PIDTablosu[11]
19      Eğer m = 0.305 ve h = -9  ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[12]
20      Eğer m = 0.152 ve h = -9  ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[13]
21      Eğer m = 0.305 ve h = -15 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[14]
22      Eğer m = 0.152 ve h = -15 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[15]

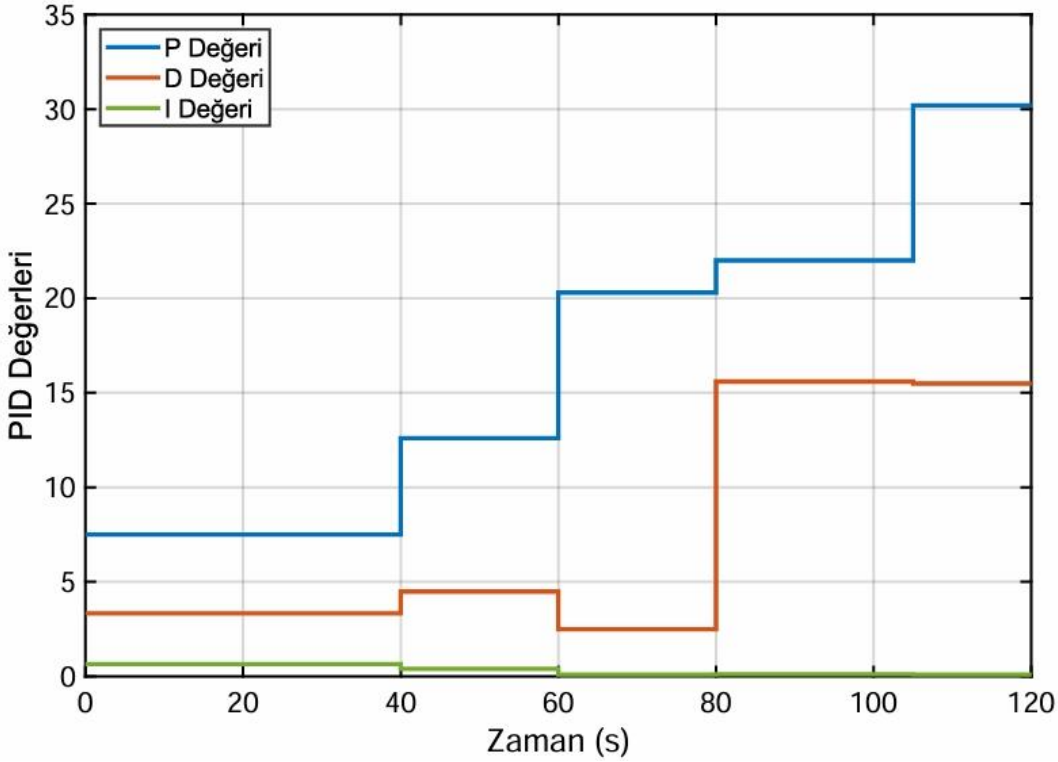
23  Eğer Md = 0.305 ise
24      Eğer m = 0.152 ve h = -6  ve Hd = -6    ise PID ← PIDTablosu[16]
25      Eğer m = 0.152 ve h = -9  ve Hd = -9    ise PID ← PIDTablosu[17]
26      Eğer m = 0.152 ve h = -15 ve Hd = -15   ise PID ← PIDTablosu[18]

27  Eğer PID hâlâ [0, 0, 0] ise
28          PID ← [Pa, Ia, Da]

29  P ← PID[1], I ← PID[2], D ← PID[3]
30  Md ← m, h ← Hd

31  Çıkış: P, I, D
```

Bu kod şeması, belirli koşullar için belirlenen PID denetleyicileri arasında geçiş yapar ve DPİHA'nın kararlı uçuşunu sağlamak için karşılık gelen çıktıları uygular. Şekil 3.2, bu geçiş sürecinin bir sonucu olarak sisteme gönderilen PID çıktılarını göstermektedir.



Şekil 3.2 PID kontrolcüleri seçim çıktıları.

Önerilen model, anahtarlama tekniğini kullanarak irtifa ve kütledeki ani değişikliklere etkili bir şekilde yanıt verdi. Bunun sonucunda uçuş kararlılığını iyileştirdi ve kontrol performansı arttırdı. Bu yaklaşım, sistemin kontrol parametrelerini gerçek zamanlı olarak dinamik olarak ayarlamasını sağlayarak değişen uçuş koşullarına uyum sağlamasını kolaylaştırdı. Ancak, belirli noktalarda küçük aşımlar gözlemlendi. Bu strateji genel kararlılığı iyileştirirken, aynı zamanda DPİHA'nın değişen koşulları altında, tepki hızında çevikliğini etkileyebilecek sınırlamalar olduğunu da ortaya koydu.

3.2 Bulanık Mantık Tabanlı Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması

Bulanık Mantık, belirsizliğin ve kısmi doğruluk değerlerinin yönetimini sağlayarak klasik mantığın ikili doğru-yanlış çerçevesini aşar. Bu yaklaşımda, sistem

durumları katı sınırlar yerine değişen üyelik dereceleriyle ifade edilir ve kontrol işlemleri dilsel değişkenler ve "eğer-o zaman" kuralları kullanılarak gerçekleştirilir. Bu, özellikle belirsiz veya kesin olmayan verilerle karakterize edilen karmaşık sistemler için uygun olan, daha esnek ve uyarlanabilir karar alma mekanizmalarının geliştirilmesine olanak tanır [28].

Dinamik ve çok değişkenli sistemlerde, kontrol zorlukları konusunda belirsizlik yaşanması durumunda bulanık mantık kuralları uygulanabilir. Giriş değişkenleri sistem belirsizliği hesaba katılarak değerlendirilir ve bu sayede karmaşık davranışlar kesin matematiksel modellere bağlı kalınmaksızın sistemin yönetilmesini sağlar [29]. Sonuç olarak, sistem performansı sensör yanlışlıklarına veya dış bozulmalara rağmen istikrarlı bir şekilde korunabilir.

Belirsizliğin hâkim olduğu ortamlarda, sistem davranışı insan muhakemesine benzer bir şekilde düzenlenir ve böylece esneklik artırılır [30]. Karmaşık matematiksel formülasyonlar yerine, işlemler dilsel kurallar ve kısmi üyelik değerleri aracılığıyla yürütülür ve bu da daha sağlam ve güvenilir bir kontrol çerçevesi ile sonuçlanır [31].

Kontrol sistemlerinde sabit PID parametrelerinin kullanımı, değişen sistem dinamikleri altında istenen kontrol performansını elde etmekte sıklıkla başarısız olur. Özellikle yük, yükseklik veya çevre koşullarındaki değişikliklere yanıt olarak istikrarsızlığa neden olur. Bu bağlamda, oransal (K_p), integral (K_i) ve türev (K_d) kazanımları, hata $e(\mathrm{t})$, hata değişimi $\Delta e(\mathrm{t}) = e(\mathrm{t}) - e(\mathrm{t}\text{-}1)$, yük değişimi Δm ve yükseklik değişimi Δh gibi girdi değişkenlerine dayanarak belirlenir.

Bu kazanımlar, bulanık mantık kurallarından ve üyelik fonksiyonlarından türetilen sırasıyla f_p, f_i ve f_d doğrusal olmayan fonksiyonlar olarak modellenmiştir. İlgili ilişkiler Denklem (3.25)'teki gibi ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned} K_p &= f_p(e, \Delta e, \Delta m, \Delta h) \\ K_i &= f_i(e, \Delta e, \Delta m, \Delta h) \\ K_d &= f_d(e, \Delta e, \Delta m, \Delta h) \end{aligned} \tag{3.25}$$

Bu uyarlanabilir ayarlama mekanizması sayesinde, sabit kazanç ayarlarının getirdiği sınırlamalar hafifletilir ve denetleyicinin belirsizliklere ve değişken çalışma koşullarına karşı tepkisi ve sağlamlığı önemli ölçüde artırılır.

Bulanık çıkarım sistemindeki girdiler, Δh olarak gösterilen yükseklik sapması ve Δm olarak gösterilen ağırlık sapmasıdır. Bu girdiler, her bir girdinin aşağıdaki dilsel kategorilere ait olma derecesini ölçen üyelik fonksiyonları kullanılarak bulanık kümelere dönüştürülür. Yükseklik için "Düşük", "Orta", "Yüksek", ağırlık için "Çok Hafif", "Hafif", "Orta Hafif", "Orta Ağır", "Ağır" ve "Çok Ağır" kullanılır.

Buradaki üyelik fonksiyonları, Δh veya Δm ile temsil edilir. Bu fonksiyonlar, net sayısal girdileri 0 ile 1 arasındaki değerlere eşlerler ve her bir bulanık kümeyi üyelik derecesi ile ifade ederler.

Her kuralın aktivasyon gücü, genellikle girdilerinin üyelik değerlerinin minimumu olarak modellenen bulanık mantık işlemi tarafından belirlenir. j'inci kural için aktivasyon derecesi olan μ_j Denklem (3.26)'daki gibi hesaplanır.

$$\mu_j = \min\left(\mu_{h,k}(\Delta h), \mu_{w,l}(\Delta m)\right) \tag{3.26}$$

Burada $\mu_{h,k}(\Delta h)$ ve $\mu_{w,l}(\Delta m)$, k ve l ile indekslenen ilgili bulanık kümelerine ait yükseklik ve ağırlık girdilerinin üyelik dereceleridir.

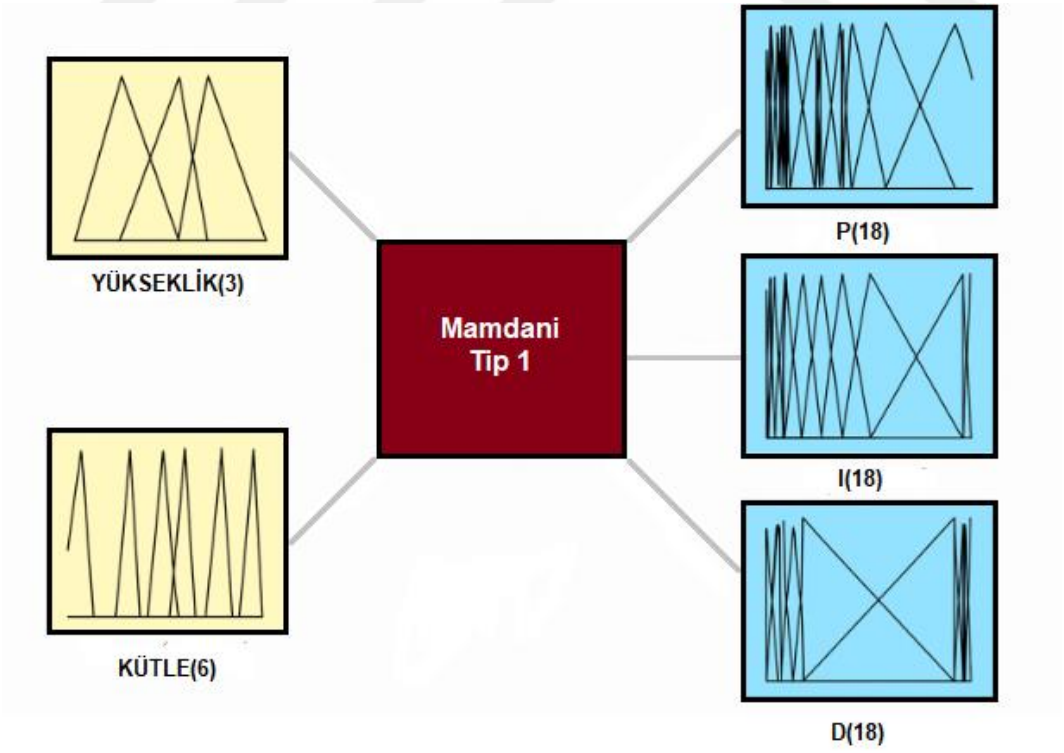
Her kural belirli PID parametre değerlerine ($P_{z,j}$, $I_{z,j}$, $D_{z,j}$) karşılık gelir. Genel PID kazanımları, kural çıktılarının ağırlıklı ortalaması (ağırlık merkezi) olarak hesaplanır ve aktivasyon güçlerine göre ağırlıklandırılır. Bu yaklaşım, denetleyici için net PID parametreleri oluşturmak üzere tüm etkin kuralların katkısını bir araya getirir.

Bulanıklaştırma sonrası PID kazançları Denklem (3.27)'deki gibi verilebilir.

$$P_z = \frac{\sum_{j=1}^{A} \mu_j \cdot P_{z,j}}{\sum_{j=1}^{A} \mu_j}, \qquad I_z = \frac{\sum_{j=1}^{A} \mu_j \cdot I_{z,j}}{\sum_{j=1}^{A} \mu_j}, \qquad D_z = \frac{\sum_{j=1}^{A} \mu_j \cdot D_{z,j}}{\sum_{j=1}^{A} \mu_j} \tag{3.27}$$

Burada A, bulanık kuralların toplam sayısını ve μ_j, kural j'nin aktivasyon derecesini temsil eder. Bulanıklaştırma işleminden sonra üyelik fonksiyonlarının şekli, sistem çözünürlüğünü, sistemin tepki süresini ve sistemin kontrol doğruluğunu doğrudan etkiler. Üçgen, trapez ve Gauss, günümüzde yaygın olarak kullanılan üyelik tiplerine örnektir. Önerilen bulanık mantık denetleyicide, basitliği, hesaplama verimliliği ve gerçek zamanla uyumluluğu nedeniyle hem giriş hem de çıkış değişkenleri için üçgen üyelik fonksiyonları tercih edilmiştir. Şekil 3.5'te görüldüğü gibi, iki giriş değişkeni ve üç çıkış değişkeni ile karakterize edilen bir

Mamdani tipi bulanık çıkarım sistemi kullanılmıştır. Sistemin girişleri irtifa ve kütle olarak tanımlanırken, çıkışlar PID denetleyicinin oransal (P), integral (I) ve türev (D) kazançları olarak belirlenmiştir. İrtifa girişi, uçuş irtifasındaki değişkenler olan altı, dokuz ve on beş metre olarak belirlenmiş ve üç üyelik fonksiyonu kullanılarak gösterilmiştir. Kütle girişi ise, değişen yük koşullarını yansıtan 0,407, 0,356, 0,305, 0,2795 ve 0,2285 kg'da altı üyelik fonksiyonu ile temsil edilmiştir. Özellikle, 0,356, 0,2795 ve 0,2285 kg değerleri, paket düşürme işlemi sırasında temsili ağırlıklar olarak seçilerek, değişen kütle koşulları altında hassas ve duyarlı kontrol sağlamıştır. Bu bulanık çıkarım sisteminde kullanılan PID çıkış kazanımları, sırasıyla Tablo 3.1 ve Tablo 3.2'de listelenen parametre değerleri kullanılarak hesaplanır. Bu yöntem, bulanık denetleyicinin değişen dinamik ortamlarda PID parametrelerini anlık olarak etkili bir şekilde uyarlamasını sağlayarak sistem performansını iyileştirir. Şekil 3.3'te, üç yükseklik üyelik fonksiyonu ve altı ağırlık üyelik fonksiyonunun birleşimine dayalı olarak toplam on sekiz bulanık kontrol kuralı oluşturulmuştur. Bu kurallar, on sekiz ayrı PID parametre seti oluşturmak üzere tasarlanmıştır.



Şekil 3.3 Bulanık mantık karar sistemi.

Yükseklik değişkeni dilsel olarak “Düşük”, “Orta” ve “Yüksek” olarak kategorize edilirken, ağırlık değişkeni “Çok Hafif”, “Hafif”, “Orta Hafif”, “Orta Ağır”, “Ağır” ve “Çok Ağır” terimleri kullanılarak tanımlandı. Her kurala karşılık gelen çıktı değişkenleri PID kazanımları P_z, I_z, ve $D_z$olarak tanımlandı.

Tablo 3.3 PID kontrolcünün seçimi için kullanılan kural tablosu.

Kural	Yükseklik	Ağırlık	P_z	I_z	D_z
1	Düşük	Çok Ağır	7.5	0.65	3.34
2	Orta	Çok Ağır	12.6	0.4	4.49
3	Yüksek	Çok Ağır	5.92	0.15	3.49
4	Düşük	Orta Ağır	11.8	1.16	5
5	Orta	Orta Ağır	7.5	0.2	2.49
6	Yüksek	Orta Ağır	22	0.12	15.6
7	Düşük	Çok Hafif	10	0.5	5.5
8	Orta	Çok Hafif	40	0.2	15
9	Yüksek	Çok Hafif	27	0.1	15
10	Düşük	Ağır	20.8	1.16	5
11	Orta	Orta Hafif	60	0.3	5
12	Yüksek	Ağır	20.3	0.1	2.49
13	Düşük	Orta Hafif	9.55	0.1	2.49
14	Orta	Ağır	20.5	0.1	2.49
15	Yüksek	Orta Hafif	10.8	0.1	2.49
16	Düşük	Ağır	27.8	1.16	5
17	Orta	Orta Hafif	20.8	0.2	2.49
18	Yüksek	Hafif	30.2	0.1	15.49

Tablo 3.3'te sunulan dilsel girdiler MATLAB/Simulink® ortamında türetilmiş ve simülasyonlar yoluyla test edilmiş olup, dört pervaneli hava aracının anlık kontrol tepkilerinde bir iyileşme gözlenmiştir.

3.3 Anahtarlama Tabanlı Bulanık Mantık Kontrol Algoritmasının Tasarlanması ve Uygulanması

Başlangıçta uygulanan anahtarlamalı kontrol yöntemi düşük işlem maliyeti sayesinde sistem kaynaklarını verimli kullanmasına rağmen, farklı PID kontrolcüler arasındaki geçişlerde ani değişikliklere zamanında tepki verememiş ve sistemin geç tepki verdiği görülmüştür. Öte yandan, yalnızca bulanık mantık tabanlı bir yapı tercih edildiğinde, on sekiz farklı PID kontrolör, işlemci üzerinde yüksek bir hesaplama yükü oluşturmuştur. Bu nedenle kontrol çevrim süresi artmış ve sistemin performansını olumsuz etkilemiştir.

Bu nedenle sistem, sırasıyla Tablo 3.4 ve Tablo 3.5'te gösterildiği gibi Mod 1 (yükseklik değişimi) ve Mod 2 (ağırlık değişimi) olarak adlandırılan iki ayrı bulanık mantık paketine ayrılmıştır.

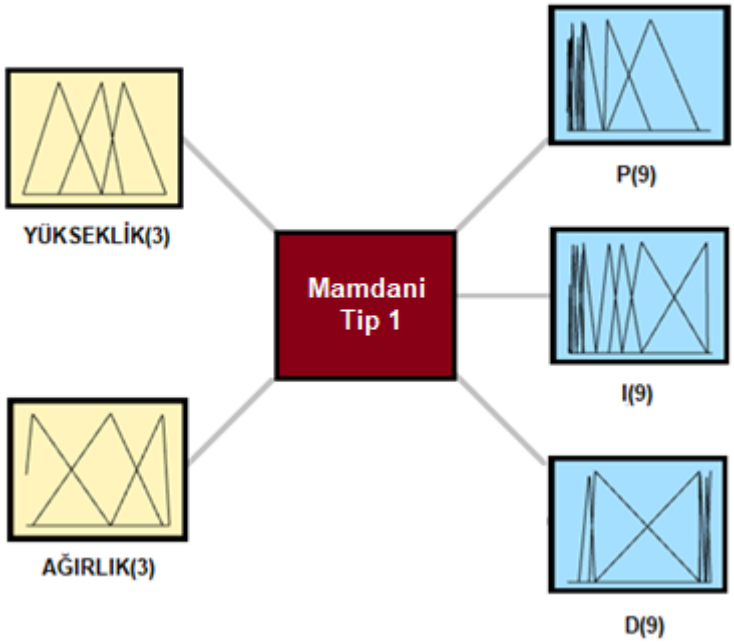
Tablo 3.4 Mod 1 (yükseklik değişimi).

Kural	Yükseklik	Ağırlık	P_z	I_z	D_z
1	Düşük	Hafif	10	0.5	5.5
2	Orta	Hafif	40	0.2	15
3	Yüksek	Hafif	27	0.1	15
4	Düşük	Orta	11.8	1.16	5
5	Orta	Orta	7.5	0.2	2.49
6	Yüksek	Orta	22	0.12	15.6
7	Düşük	Ağır	7.5	0.65	3.34
8	Orta	Ağır	12.6	0.4	4.49
9	Yüksek	Ağır	5.92	0.15	3.49

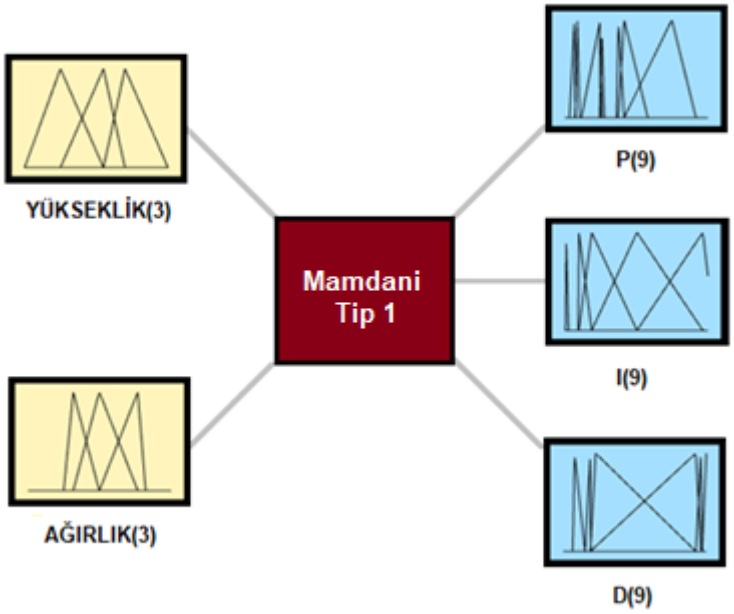
Tablo 3.5 Mod 2 (ağırlık değişimi).

Kural	Yükseklik	Ağırlık	P_z	I_z	D_z
1	Düşük	Hafif	27.8	1.16	5
2	Orta	Hafif	20	0.2	2.49
3	Yüksek	Hafif	30.2	0.1	15.49
4	Düşük	Orta	60	0.3	5
5	Orta	Orta	9.55	0.1	2.49
6	Yüksek	Orta	10.8	0.1	2.49
7	Düşük	Ağır	20.8	1.16	5
8	Orta	Ağır	20.3	0.1	2.49
9	Yüksek	Ağır	20.5	0.1	2.49

Yükseklik için girdiler üç seviye (düşük, orta, yüksek), ağırlık için ise (hafif, orta, ağır) olarak tanımlanmıştır. Şekil 3.4 ve Şekil 3.5'te görüldüğü üzere sistemde iki adet bulanık paket kullanılmış ve her birinden 3x3'lük kombinasyonlarla toplam dokuz adet çıkış üretilmiştir. Böylece çıkış sayısı on sekiz PID'den dokuz PID'ye düşürülerek işlemci hızı arttırılmıştır. Modlar arası geçişler, anahtarlama mekanizmasının yükseklik veya ağırlıkta bir değişiklik olup olmadığını algılamasının ardından çıkışa aktarılarak gerçekleştirilir. Bu yapı sayesinde hem hızlı geçişler sağlanmış hem de işlemciye binen yük azaltılmıştır. Ayrıca bu yöntemle hava yoğunluğu, rüzgâr gibi durumlar için de paketler hazırlanıp sisteme entegre edilebilmektedir.



Şekil 3.4 Mod 1 bulanık mantık sistemi.



Şekil 3.5 Mod 2 bulanık mantık sistemi.

Anahtarlama mekanizması, Mod 1 (yükseklik değişimi) veya Mod 2 (ağırlık değişimi) olarak tanımlanan iki farklı bulanık PID kontrol paketinden hangisinin çalışma zamanında etkin olacağını belirleyecektir. Bu mekanizmanın kod diyagramı aşağıda gösterilmiştir.

Algoritma 2: Paket seçici anahtarlama mekanizması.

```
Giriş: M, Ms, H, Hs
    Mö, Hö /* Kütle ve yüksekliğin değişmeden önceki değeri*/
    Ms, Hs /* Kütle ve yüksekliğin değişmediği durumdaki sabit değeri*/
    Mç, Hç /* Bulanık mantık paketlerine gönderilecek değerler*/
    Paketseçici  /* Kütle veya yükseklik değişimini belirleyen sayaç*/

    Eğer Mö ve Hö başlangıçta değer atanmamış ise:
        Mö ← M
        Hö ← H

    ΔM ← mutlak(M - Mö) /* ΔM: M değişimi */
    ΔH ← mutlak(H - Hö) /* ΔH: H değişimi */
    Mç ← Ms
    Hç ← Hs
    Paketseçici ← 0

    Eğer ΔM > ΔH ise
        Mç ← M
        Paketseçici ← 1

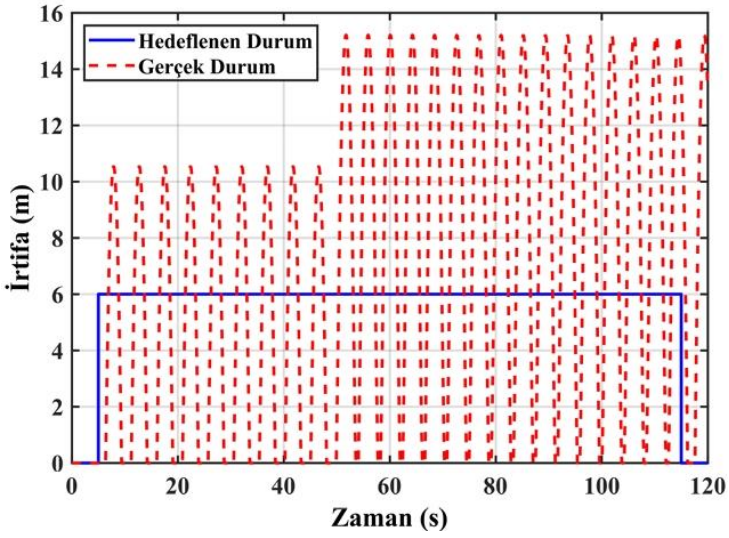
    Eğer ΔH > ΔM ise
        Hç ← H
        Paketseçici ← 2

      Mö ← M
      Hö ← H
Çıkış: Mç, Hç, Paketseçici
```

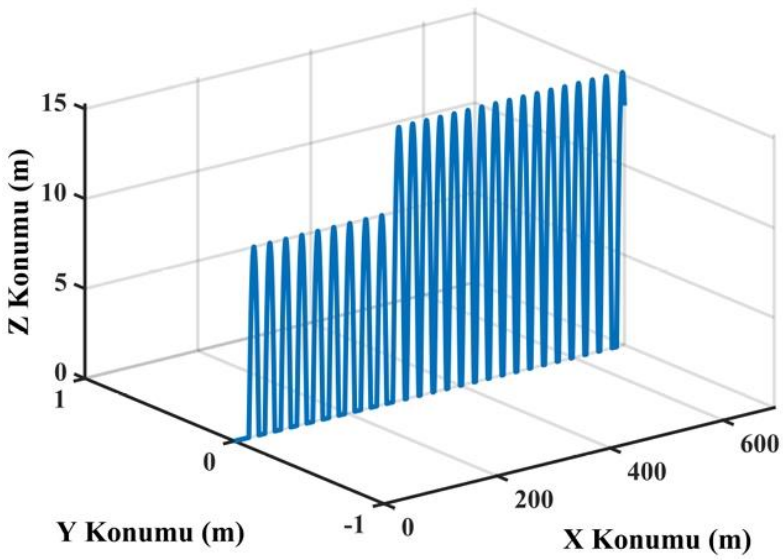
Bu mekanizma, sistemin mevcut koşullarını önceden belirleyerek uygun bulanık kontrol modülünü etkinleştirir. Bu şekilde, ilgili bulanık kural tabanlı PID kontrolcü kazanç seti dört pervaneli hava aracı sistemine yönlendirilir. Bu sayede kararlı ve güvenli bir uçuş elde edilir.

4
SİMÜLASYON SONUÇLARI

Bu bölümde, geliştirilen kontrol yaklaşımının dört pervaneli hava aracı sistemi üzerindeki etkileri detaylı olarak analiz edilmektedir. Sistemin irtifa kontrol performansını değerlendirmek için simülasyonlar MATLAB/Simulink® ortamında gerçekleştirilmiştir. İncelenen senaryoda, dört pervaneli hava aracının başlangıçta sıfır metreden altı metre irtifaya çıkması, bu yükseklikte belirli bir süre asılı kalması ve ardından kontrollü bir iniş gerçekleştirmesi beklenmektedir. Bu durumda, oransal kontrolör (kapalı çevrim) ile yapılan testtin simülasyon sonuçları Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de sunulmaktadır. Sistem istenen irtifaya ulaşamamakta ve yüksek genlikli, sürekli salınımlar sergilemektedir. Bu, herhangi bir kontrol mekanizmasının yokluğunda sistemin doğası gereği kararsız bir dinamik davranışa sahip olduğunu göstermektedir.

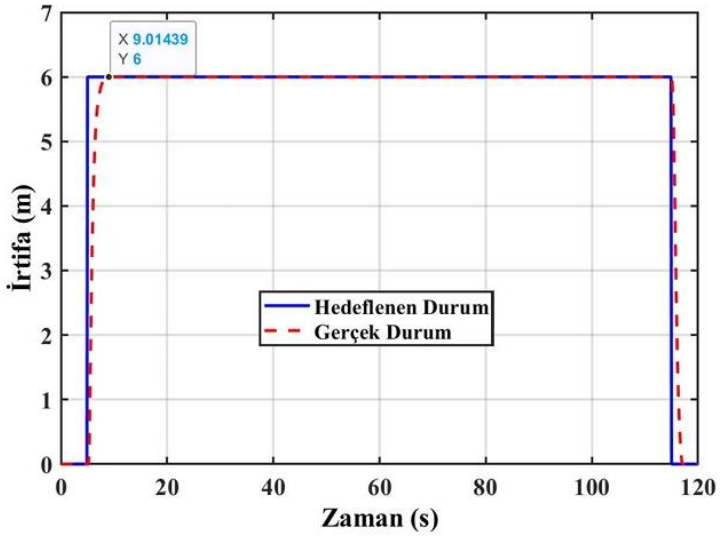


Şekil 4.1 Altı metrelik tırmanış için oransal kontrolör ile DPİHA'nın uçuş grafiği.

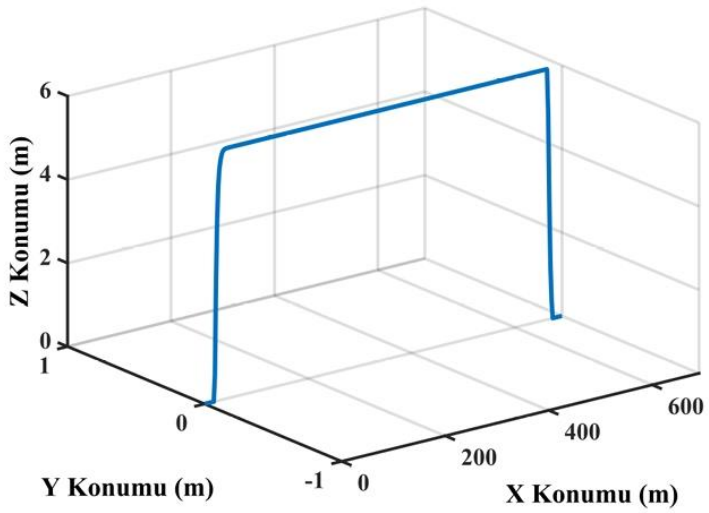


Şekil 4.2 Altı metrelik tırmanış için oransal kontrolör ile DPİHA'nın yörünge grafiği.

Tablo 3.1'de sunulduğu gibi, ilgili senaryo için hesaplanan PID parametreleri modele uygulandıktan sonra, dört pervaneli hava aracının yükseklik-zaman tepkisi Şekil 4.3'te gösterilirken, üç boyutlu ortamdaki karşılık gelen yörünge Şekil 4.4'te gösterilmiştir. Aşım değerinin yüzde sıfır virgül sıfır bir ve oturma süresinin üç saniye olması PID kontrolünün kararlı yükseklik düzenlemesi ve yol izleme performansı sağladığını göstermektedir.



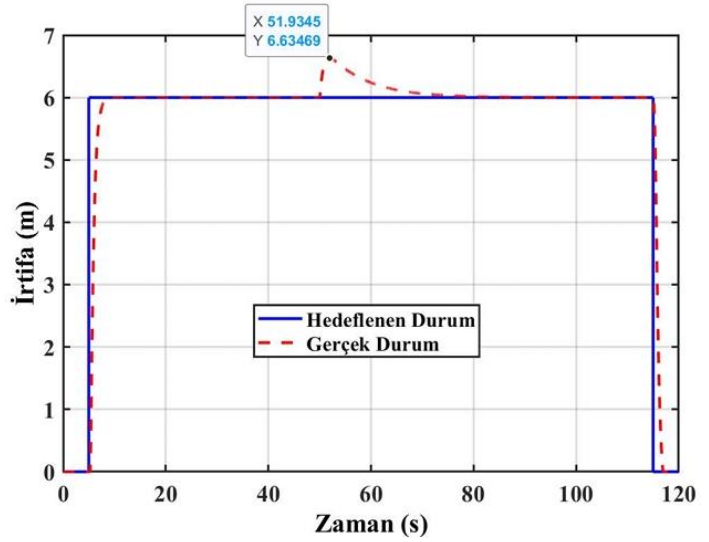
Şekil 4.3 Altı metrelik tırmanış için PID kontrolü ile DPİHA'nın uçuş grafiği.



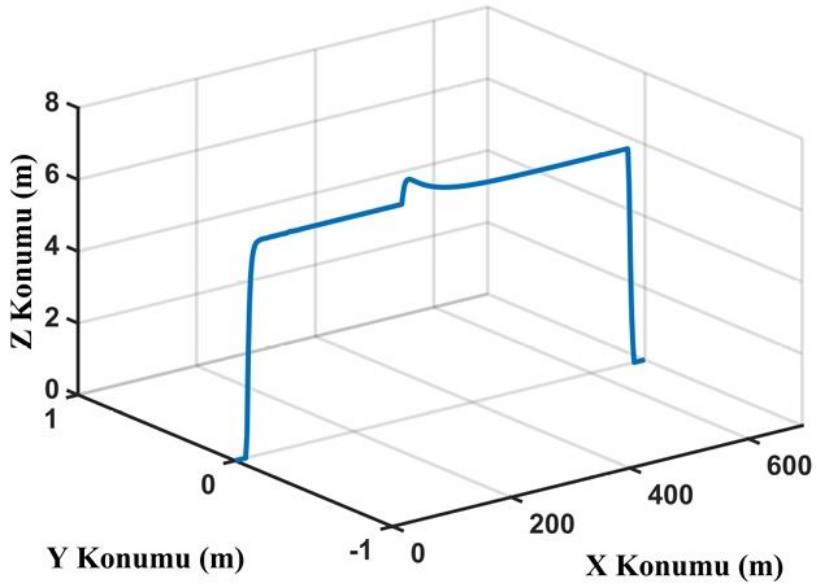
Şekil 4.4 Altı metrelik tırmanış için PID kontrolü ile DPİHA'nın yörünge grafiği.

Altı metrelik hedef irtifaya ek olarak, dokuz ve on beş metrelik hedef irtifalar için de benzer simülasyonlar yürütüldü. Tablo 3.1'de, her durum için ayarlanan PID parametrelerini sunulmaktadır. Bu parametreler sisteme uygulandığında, dört pervaneli hava aracı üç senaryoda da istikrarlı irtifa düzenlemesi gösterdi ve bu da PID değerlerinin farklı uçuş seviyelerinde etkili olduğunu doğruladı.

Daha sonra, ikinci değişken olan kütlenin sistem üzerindeki etkisi araştırıldı. Simülasyonun ellinci saniyesinde, dört pervaneli hava aracının kütlesi aniden dört kilogramdan bir buçuk kilograma düşürüldü. ellinci saniye noktasındaki bu değişiklik, sistem dinamiklerinde aşımsal olarak bozulmaya neden oldu. Uçuş dinamiğinin bozulması Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'da gösterilmiştir.

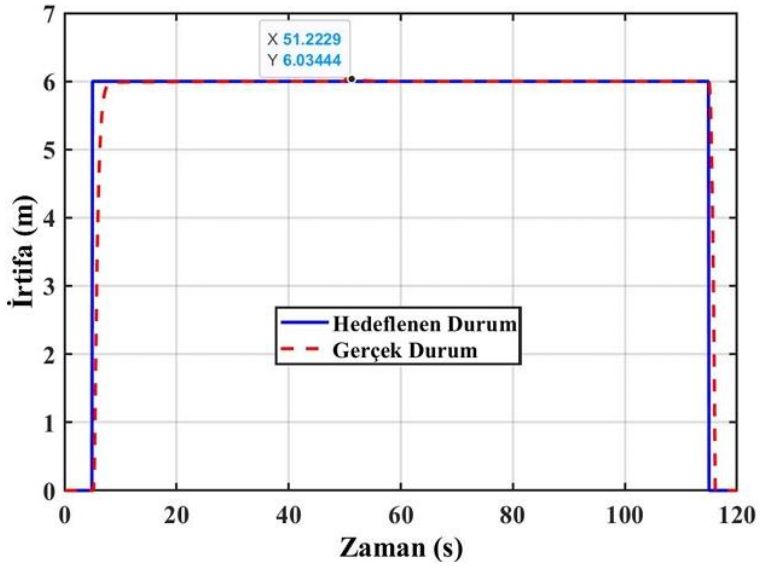


Şekil 4.5 Altı metreden bırakılan iki buçuk kilogramlık yük için DPİHA'nın uçuş grafiği.

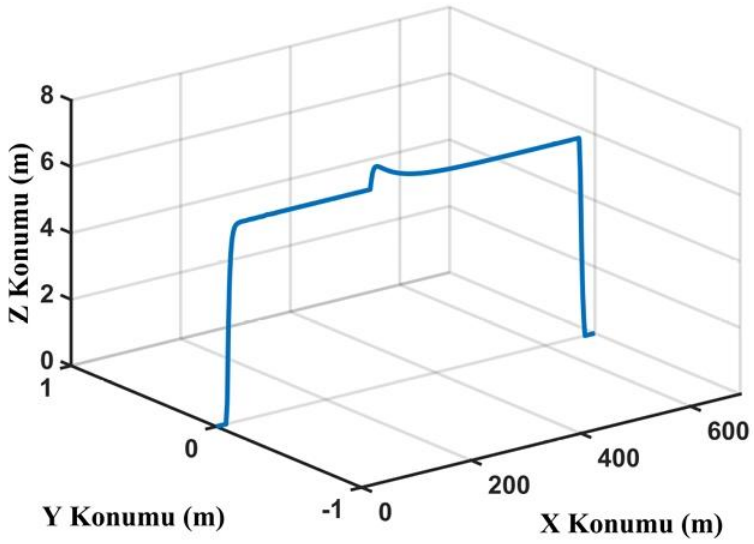


Şekil 4.6 Altı metreden bırakılan iki buçuk kilogramlık yük için DPİHA'nın yörünge grafiği.

Altı metrede yapılan çalışma için sisteme uygun PID kontrolcüsü eklendikten sonra Şekil 4.7 ve Şekil 4.8'de görüldüğü gibi aşım değerinin yüzde sıfır virgül beş ve oturma süresinin iki saniye olması ile hata minimize edilmiştir.

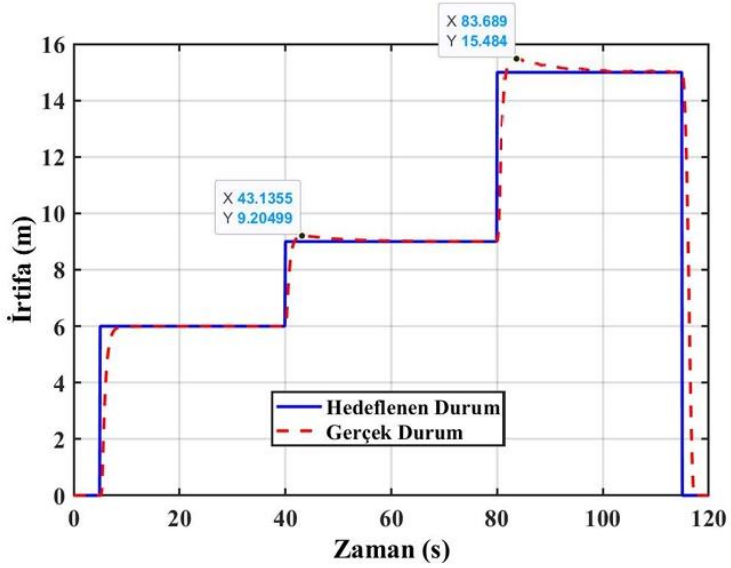


Şekil 4.7 Dört ve bir buçuk kilogram için tasarlanan PID'ler ile DPİHA'nın uçuş grafiği.



Şekil 4.8 Dört ve bir buçuk kilogram için tasarlanan PID ile DPİHA'nın yörünge grafiği.

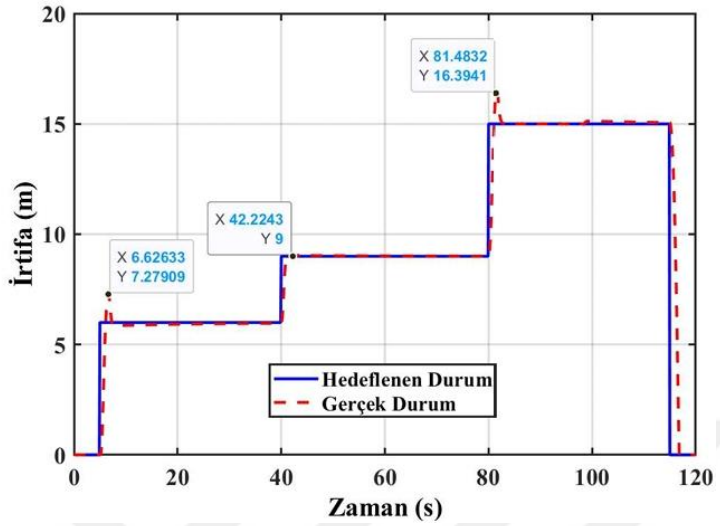
Belirli bir koşul için hesaplanan PID parametreleri farklı noktalarda test edildiğinde, sistem Şekil 4.9, Şekil 4.10 ve Şekil 4.11'de görüldüğü gibi aşım değerleri gözlemlenmiştir. Şekil 4.9 incelendiğinde modelimizin, altı metreye tırmanışta aşım değeri yüzde sıfır virgül sıfır bir ve oturma süresi üç saniye iken, aynı PID kontrolcü ile dokuz metreye tırmanışında aşım değeri yüzde iki virgül iki ve oturma süresi yirmi saniye, ardından on beş metreye tırmanışında aşım değeri yüzde üç virgül iki ve oturma süresi yirmi beş saniye olarak gözlemlenmiştir.



Şekil 4.9 Altı metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği.

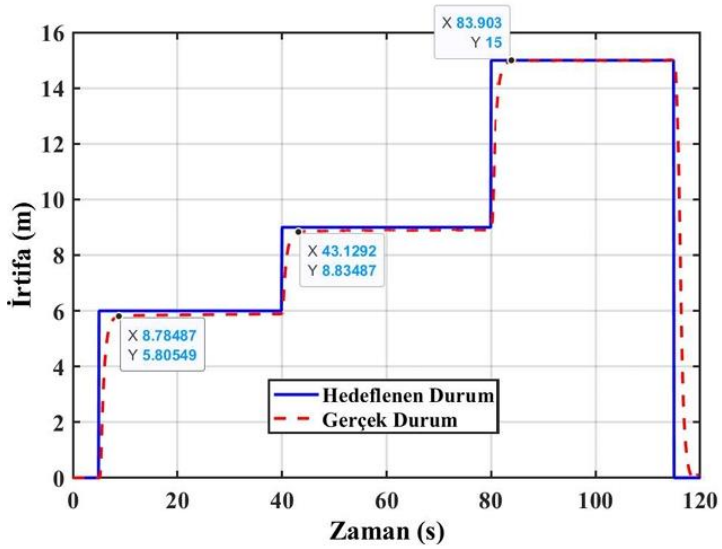
Şekil 4.10 incelendiğinde modelimizin, dokuz metreye tırmanışta aşım değeri yüzde sıfır virgül sıfır bir ve oturma süresi iki saniye iken, aynı PID kontrolcü ile

altı metreye tırmanışında aşım değeri yüzde on ve oturma süresi kırk saniye, on beş metreye tırmanışında ise aşım değeri yüzde dokuz virgül dört ve istenilen yüksekliğe kararlı olarak oturmadığı gözlemlenmiştir.



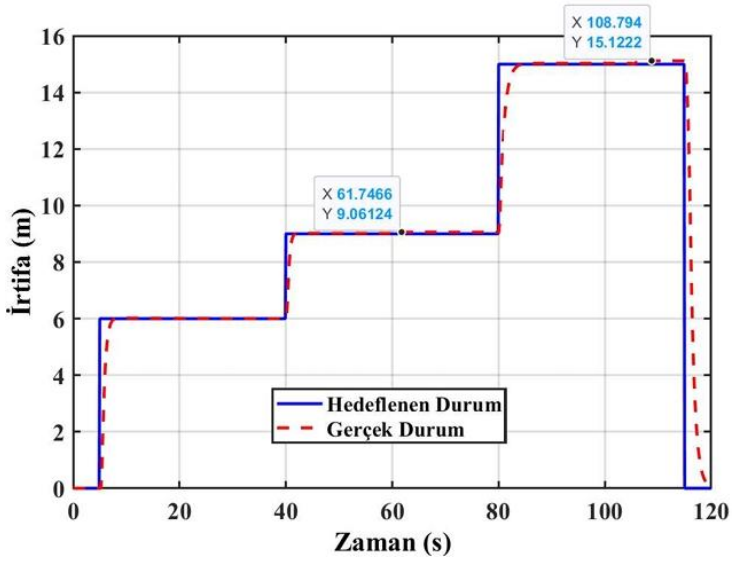
Şekil 4.10 Dokuz metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği.

Şekil 4.11 incelendiğinde modelimizin, on beş metreye tırmanışta aşım değeri yüzde sıfır virgül sıfır bir ve oturma süresi dört saniye iken, aynı PID kontrolcü ile modelimizin altı ve dokuz metre yüksekliğe oturmadığı gözlemlenmiştir.

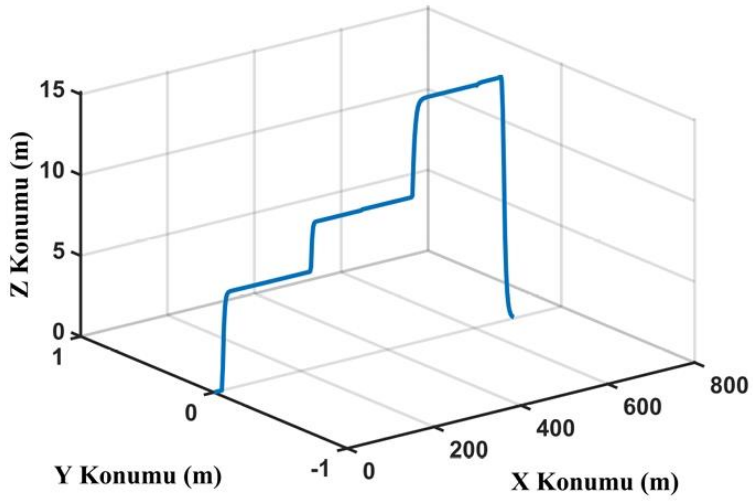


Şekil 4.11 On beş metre irtifa için tasarlanmış PID ile DPİHA'nın uçuş grafiği.

Tek bir PID denetleyicisinin değişen koşullar altında doğru sonuçlar sağlamada başarısız olduğu gözleminin ardından, bir anahtar kontrol stratejisi uygulandı. Bu yaklaşımın sonucunda Şekil 4.12 ve Şekil 4.13'teki grafikler elde edildi.

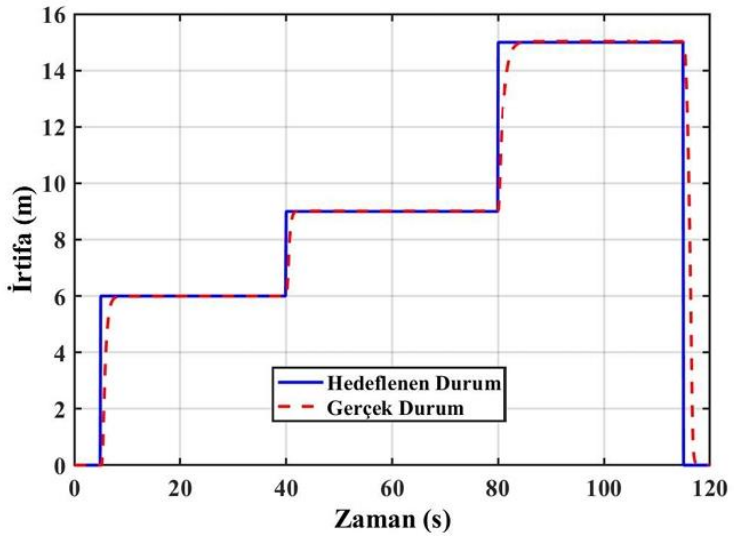


Şekil 4.12 Anahtar tabanlı tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın uçuş grafiği.

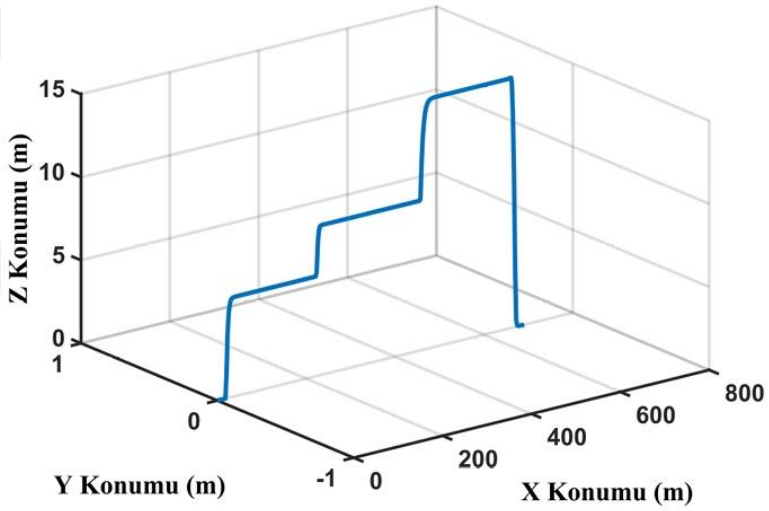


Şekil 4.13 Anahtar tabanlı tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın yörünge grafiği

Testlerde, anahtarlama kontrol stratejisinin sistemdeki büyük aşımları etkili bir şekilde bastırdığı gözlemlendi. Ancak, PID denetleyicileri önceden tanımlanmış eşiklerde tamamen etkinleştirildiğinden, yanıt zaman zaman gecikti ve bu da ağırlık değişiminde yüzde sıfır virgül altılık aşımlara neden oldu. Tepkiselliği iyileştirmek için, geçiş ara değerleri sırasında farklı PID denetleyicilerini etkinleştirmenin sistemin yanıt hızını artırabileceği düşünüldü. Bu nedenle, karşılık gelen kontrol parametreleri daha sonra anahtarlama tabanlı bulanık mantık yöntemi kullanılarak uygulandı ve sonuçlar Şekil 4.14 ve Şekil 4.15'te sunuldu.



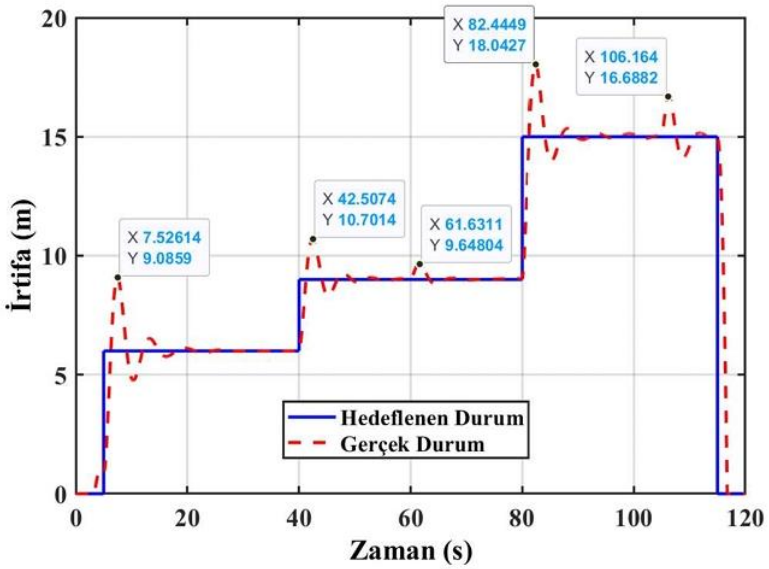
Şekil 4.14 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile uçuş grafiği.



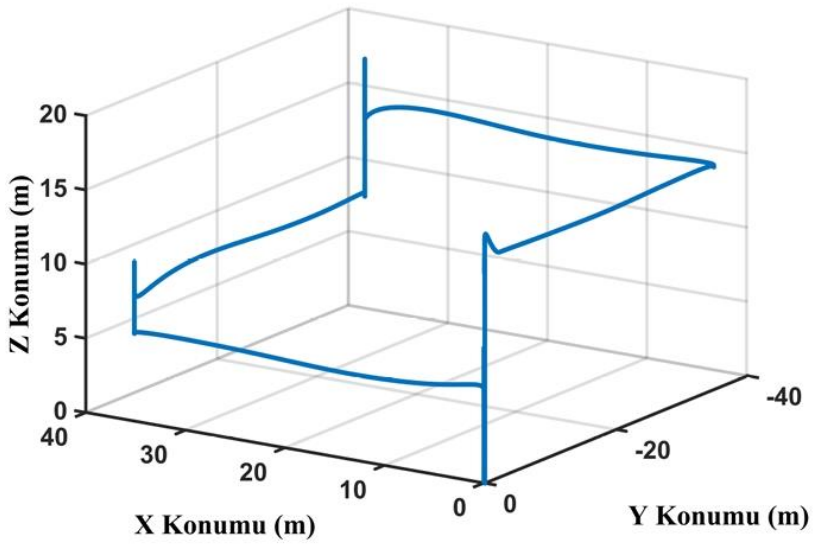
Şekil 4.15 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile yörünge grafiği.

Şekillerin analizi, anahtarlama tabanlı bulanık mantık yaklaşımı kullanıldığında PID kontrolörler arasındaki geçişlerin daha hızlı olduğunu ve sistemin ara değerlerde uygun PID parametrelerini seçerek aşmaları başarıyla önlediğini göstermektedir. Aşım değerini yüzde birin ve oturma süresini dört saniye altında tutabilmesi, PID geçişlerinin hızlı ve doğru seçilmesi nedeniyle anahtarlama tabanlı bulanık mantık yöntemi en uygun yaklaşım olarak belirlenmiştir. Bu nedenle tasarlanan yük bırakma senaryosu için anahtarlama tabanlı bulanık mantık tekniği tercih edilmiştir. Planlanan senaryo, DPİHA'nın farklı yükleri iki ayrı yere bırakmasını ve ardından başlangıç noktasına dönmesini içermektedir. Görevde,

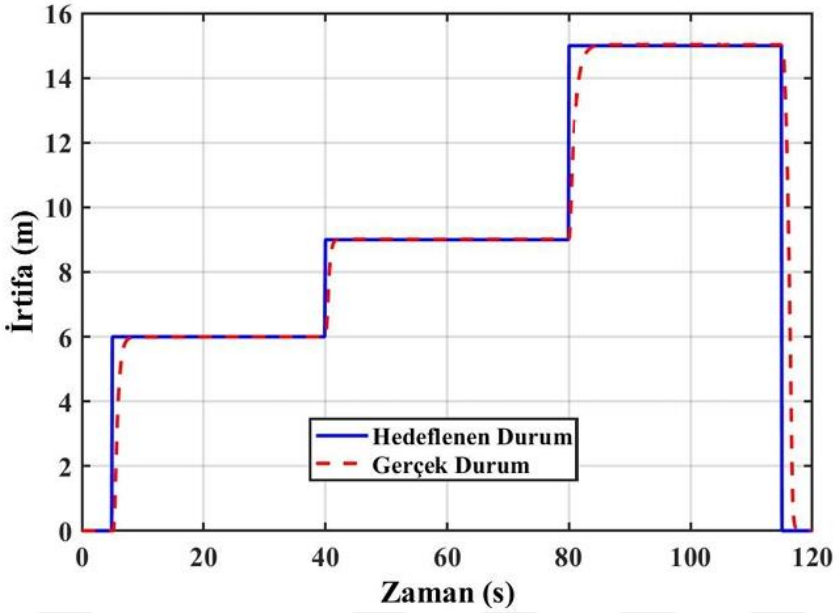
beşinci saniyede sıfır metreden altı metreye çıkması, kırkıncı saniyede altı metreden dokuz metreye tırmanması, altmışıncı saniyede bir kilogramlık yük bırakması, sekseninci saniyede dokuzuncu metreden on beş metreye tırmanması ve yüz beşinci saniyede bir buçuk kilogramlık yük bırakması gerekmektedir. Tüm görevin yüz yirmi saniyede tamamlanması planlanmaktadır. Tek adet PID kontrolör kullanımı ile edilen simülasyon sonuçları Şekil 4.16 ve Şekil 4.17'de, anahtarlama tabanlı bulanık mantık uygulandıktan sonraki sonuçlar ise Şekil 4.18 ve Şekil 4.19'da gösterilmektedir.



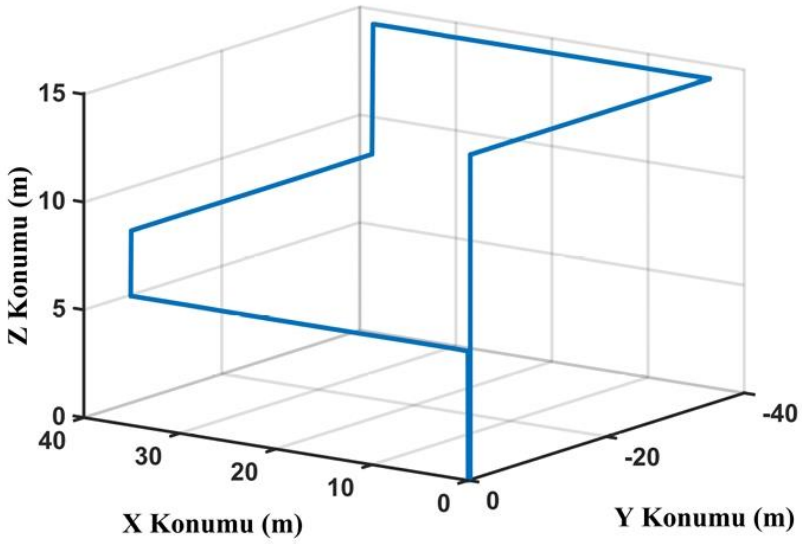
Şekil 4.16 Tek adet PID kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu uçuş grafiği.



Şekil 4.17 Tek adet PID kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu yörünge grafiği.



Şekil 4.18 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu uçuş grafiği.



Şekil 4.19 Anahtarlama tabanlı bulanık mantıkla tasarlanan kontrolcü ile DPİHA'nın senaryolu yörünge grafiği.

Şekillerde gösterildiği gibi, tek bir PID denetleyicisiyle çalışan bir sistem, değişen koşullar altında tutarlı kararlılığı korumayı başaramaz. Tersine, anahtarlama tabanlı bulanık mantık yaklaşımı, her senaryo için uygun şekilde ayarlanmış PID denetleyicilerini doğru bir şekilde seçer ve aşım değerini yüzde bir ,oturma süresini dört saniye altında seçerek kontrollü bir uçuş sağlar. Böylece genel sistem kararlılığını önemli ölçüde arttırmış olur.

5
SONUÇ

Bu çalışmada, dört pervaneli hava aracı sistemi için başlangıçta belirlenen sabit PID kazançlarının, farklı irtifa ve yük kombinasyonları altında yetersiz kontrol performansı sergilediği gözlemlenmiştir. Sabit PID parametrelerinin, sistemin değişen dinamiklerine uyum sağlayamaması; irtifa kararsızlığı, aşım ve yavaş tepki gibi çeşitli problemlere yol açmıştır. Bu durum, kontrol sisteminin daha esnek ve duruma duyarlı bir yapıya ihtiyaç duyduğunu ortaya koymuştur.

Bu eksiklikleri gidermek amacıyla, literatürde sıkça tercih edilen bir anahtarlamalı PID algoritması uygulanmıştır. Bu yöntem, farklı irtifa ve yük senaryolarına karşılık gelen önceden belirlenmiş on sekiz PID parametresi arasında geçiş yapılmasına olanak tanımıştır. Anahtarlama yaklaşımı sayesinde sistemin genel kararlılığı artırılmış, aşım önemli ölçüde azaltılmıştır. Ancak bu yöntem, ani değişimlere karşı sınırlı tepki süresi nedeniyle gerçek zamanlı adaptasyon açısından yetersiz kalmıştır.

Bu sınırlamaların üstesinden gelmek amacıyla, bulanık mantık tabanlı bir kontrol stratejisi geliştirilmiştir. Klasik mantığın keskin sınırlarının aksine, bulanık mantık yaklaşımı sistem durumlarını üyelik dereceleriyle değerlendirerek daha esnek bir kontrol yapısı sunmuştur. İrtifa ve yük değişimleri uygun üyelik fonksiyonlarıyla bulanık kümelere dönüştürülmüş, oluşturulan kural tabanı yardımıyla gerçek zamanlı olarak uygun PID parametreleri seçilmiştir. Böylece hem tepki süresi iyileştirilmiş hem de kontrol doğruluğu artırılmıştır.

Ancak, tanımlanan on sekiz farklı çıkış değerinin bulanık karar sürecini yavaşlattığı gözlemlenmiştir. Bu nedenle, çıkış değerleri iki ayrı pakete ayrılarak her biri farklı senaryo gruplarına (irtifa ve yük) odaklanacak şekilde yapılandırılmış ve

aralarındaki geçişi sağlayan bir anahtar mekanizması tasarlanmıştır. Bu düzenleme sayesinde bulanık kontrol sistemi daha hızlı ve etkin bir şekilde çalışmıştır.

Önerilen kontrol yaklaşımı, dört pervaneli hava aracının belirli irtifalara kararlı bir şekilde ulaşması ve farklı yükleri başarıyla taşıyıp bırakması senaryosu kapsamında MATLAB/Simulink® ortamında test edilmiştir. Simülasyon sonuçları, geliştirilen anahtarlamalı bulanık mantık kontrol yönteminin değişen uçuş koşullarına hızlı ve doğru bir şekilde uyum sağladığını, sistemin genel güvenilirliğini artırdığını göstermiştir.

Sonuç olarak, bu çalışma sabit kazançlı kontrol sistemlerinin sınırlamalarını aşan; duruma duyarlı, esnek ve gerçek zamanlı uyarlanabilir bir kontrol yaklaşımı ortaya koymuştur. Geliştirilen anahtarlamalı bulanık mantık tabanlı kontrol yöntemi, dört pervaneli hava aracının değişken irtifa ve yük koşullarına karşı istikrarlı ve hassas tepkiler verebilmesini sağlamıştır. Simülasyon sonuçlarına göre, sistem yüzde birin altında aşım ve dört saniyenin altında oturma süresi ile yüksek kararlılık ve hızlı tepki performansı sergilemiştir. Bu bağlamda, önerilen yöntemin yalnızca mevcut uçuş senaryolarına uyum sağlamakla kalmayıp, gelecekte yapay zekâ tabanlı yaklaşımlarla birleştirilerek daha otonom ve akıllı kontrol sistemlerinin geliştirilmesine de olanak sunacağı öngörülmektedir.

KAYNAKÇA

[1] Mátyás, Dr. Palik: (Szerk.) Pilóta nélküli repülés profiknak és amatőröknek Szerkesztette: Budapest, Nemzeti Közszolgálati Egyetem, 2013.

[2] A. Sigalola, M. Papoutsidakis, A. Chatzopoulos, D. Piromalis "Design of a Fligt Controller and Peripherals for a Quadcopter" in International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology, 2019, pp. 463-470

[3] George Dekoulis, "Drones - Applications" 2018.

[4] Gyula, Sárhidai: Robotrepülőgépek Budapest, Zrínyi Katonai Kiadó, 1986.

[5] Clark, Richard M., "Uninhabited Combat Aerial Vehicles", Air University Press: Maxwell Air Force Base, Alabama, 2000. DOI: https://doi.org/10.21236/ada391692

[6] Matyas Palik, Máté Nagy, "Brief History of UAV Development" Repüléstudományi Közlemények · May 2019, DOI: 10.32560/rk.2019.1.13

[7] H. Shakhatreh, A. H. Sawalmeh, A. Al-Fuqaha, Z. Dou, E. Almaita, I. Khalil, et al., "Unmanned aerial vehicles: A survey on civil applications and key research challenges," IEEE Access, vol. 7, pp. 48572–48634, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2909530.

[8] S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart, "Design and control of an indoor micro quadrotor," Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom., vol. 5, pp. 4393–4398, 2004.

[9] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment," in Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., 2007, pp. 1–20.

[10] T. Lee, M. Leok, and N. H. McClamroch, "Geometric tracking control of a quadrotor UAV on SE(3)," in Proc. IEEE Conf. Decis. Control, 2010, pp. 5420–5425.

[11] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, "Model predictive quadrotor control: attitude, altitude and position experimental studies," IET Control Theory & Applications, vol. 6, no. 12, pp. 1812–1827, 2012, doi: 10.1049/iet-cta.2011.0348.

[12] V. Sureshkumar and K. Cohen, "Autonomous control of a quadrotor UAV using fuzzy logic," University of Cincinnati, Cincinnati, Ohio, United States, Dec. 2014.

[13] H. Liu, S. Suzuki, W. Wang, H. Liu, and Q. Wang, "Robust control strategy for quadrotor drone using reference model-based deep deterministic policy gradient," Drones, vol. 6, no. 1, 2022.

[14] J. Hwangbo, I. Sa, R. Siegwart, and M. Hutter, “Control of a quadrotor with reinforcement learning,” IEEE Robot. Autom. Lett., vol. 2, no. 4, pp. 2096–2103, Oct. 2017.

[15] C. Duan and F. Wu, “Analysis and control of switched linear systems via dwell-time min-switching,” Systems & Control Letters, vol. 73, pp. 1–7, Aug. 2014, doi: 10.1016/j.sysconle.2014.05.004.

[16] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant, Sliding Mode Control and Observation. New York, NY, USA: Springer, 2014. doi: 10.1007/978-0-8176-4893-0.

[17] Mushuang Liu, Yan Wan (2020). "Adaptive Optimal Decision in Multi-Agent Random Switching Systems" IEEE Control Systems Letters.UAVs.

[18] B. Rubí, B. Morcego, and R. Pérez, “Deep reinforcement learning for quadrotor path following and obstacle avoidance,” in Studies in Computational Intelligence, vol. 1003, Oct. 2021, doi: 10.1007/978-3-030-77939-9_17.

[19] L. A. Zadeh, “Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes,” IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, vol. SMC-3, no. 1, pp. 28–44, 1973, doi: 10.1109/TSMC.1973.5408575.

[20] Liberzon, D. (2003). Switching in Systems and Control (pp. 60–65). Springer Science & Business Media.

[21] Wang, L. X. (1997). A Course in Fuzzy Systems and Control (pp. 193–195, 220–225). Prentice-Hall.

[22] A. P. Aguiar and J. P. Hespanha, "Logic-based switching control for trajectory-tracking and path-following of underactuated autonomous vehicles with parametric modeling uncertainty," in Proc. 2004 American Control Conference (ACC), Boston, MA, USA, Jun. 30 – Jul. 2, 2004.

[23] B. Jia, G. Ren, and G. Long, "Design and stability analysis of fuzzy switching PID controller," in Proc. 6th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA), Dalian, China, Jun. 21–23, 2006

[24] B. Jia, H. Cao, and J. Ma, "Design and stability analysis of fuzzy switched PID controller for ship track-keeping," Journal of Transportation Technologies, vol. 2, no. 4, pp. 305–311, 2012, doi: 10.4236/jtts.2012.24036

[25] Duy Dam, "Analysis and control of a non-linear flight vehicle," Master's Thesis, University of Houston, Houston, Texas, 2014. Accessed at: https://uh-ir.tdl.org/items/6dcf6e99-c366-4104-a76a-ee56fdc128de

[26] N. Ferry, "Quadcopter plant model and control system development with MATLAB/Simulink implementation," Yüksek Lisans Tezi, Rochester Institute of Technology, Rochester, New York, 2017.

[27] B. J. Emran and H. Najjaran, "Switching control of quadrotor with adaptation mechanism," in Proc. IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC), Oct. 2016. doi: 10.1109/SMC.2016.7845000.

[28] Zadeh, L. A. (1965). Fuzzy Sets. Information and Control, 8(3), 338–353.

[29] Ross, T. J. (2010). Fuzzy Logic with Engineering Applications. Wiley.

[30] Sureshkumar, V., & Cohen, K. Autonomous Control of a Quadrotor UAV using Fuzzy Logic. Journal of Unmanned System Technology, (2015).

[31] C. Li, W. Zhao, L. Zhao, L. Ju, and H. Zhang, "Application of fuzzy logic control theory combined with target tracking algorithm in unmanned aerial vehicle target tracking," Scientific Reports, vol. 14, no. 1, 2024, Art. no. 58140, doi: 10.1038/s41598-024-58140-5.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

Konferans Bildirileri

1. S. Özbek ve Y. Eren, “Dört rotorlu hava araçlarının farklı yük ve hava koşulları altında anahtarlama tekniği ile kontrol edilmesi,” International Yeditepe Scientific Research Congre, İstanbul, Türkiye, 8 Eylül 2024.