

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

LİNEER OLMAYAN SİSTEMLER İÇİN DAYANIKLI KONTROL
SİSTEM TASARIMI

Yakoub NETTARI

DOKTORA TEZİ

Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı

Elektronik Mühendisliği Programı

Danışman

Doç. Dr. Serkan KURT

Eş Danışman

Dr. Moussa LABBADI

Haziran, 2023

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

LİNEER OLMAYAN SİSTEMLER İÇİN DAYANIKLI KONTROL
SİSTEM TASARIMI

Yakoub NETTARI tarafından hazırlanan tez çalışması 01.06.2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı, Elektronik Mühendisliği Programı **DOKTORA TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Doç. Dr Serkan KURT
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Dr. Moussa LABBADI
Grenoble Alpes Üniversitesi
Eş-Danışman

Jüri Üyeleri

Doç. Dr. Serkan KURT, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Hacı İLHAN, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Osman Nuri UÇAN, Üye
Altınbaş Üniversitesi

Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN , Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Aysel ERSOY, Üye
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa

Danışmanım Doç.Dr. Serkan KURT sorumluluğunda tarafımca hazırlanan Lineer Olmayan Sistemler için Dayanıklı Kontrol Sistem Tasarımı 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.

Yakoub NETTARI

İmza

Değerli Anneme, Babama

ve

Biricik Eşime ve Sevgili Kızıma

TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının en başından beri benden maddi ve manevi desteğini esirgemeyen ve sürekli olarak bu çalışmada bana yol gösteren başta danışman hocam Doç. Dr. Serkan KURT, eş danışman Dr. Moussa LABBADI hocama, tez izlemede sürecinde bana yol değerli hocalarım Prof. Dr. Osman Nuri Uçan ile Prof. Dr. Hacı İLHAN ve eğitimin süresince bana katkı sağlayan tüm hocalarıma çok teşekkür ederim. Ayrıca maddi ve manevi yönden her zaman beni destekleyen üzerimde büyük hakları olan aileme ve eşime teşekkürü bir borç bilirim.

Yakoub NETTARI

SİMGE LİSTESİ	viii
KISALTMA LİSTESİ	x
ŞEKİL LİSTESİ	xi
TABLO LİSTESİ	xiv
ÖZET	xv
ABSTRACT	18
1 GİRİŞ	21
1.1 Literatür Özeti.....	21
1.1.1 Dronların Tarihçesi.....	23
1.1.2 Dronların Sınıflandırması ve Kullanım Alanları	24
1.1.3 Multi-Rotorluların Yapısı, Kontrolü ve Kullanımı.....	26
1.2 Gerekçeler ve Zorluklar.....	50
1.3 Tezin Amacı	52
1.4 Orjinal Katkı.....	52
2 DRONLARIN MATEMATİKSEL MODELLEMESİ	55
2.1 Giriş	55
2.2 Multi-Rotorlu Modelleme Üzerine Bir Değerlendirme	55
2.3 Dört Rotorlu Dronun Parametreleri ve Matematiksel Modellemesi.....	57
2.4 Matematiksel Modelleme Dört Rotorlu Dron Dinamikleri	61
2.4.1 Newton-Euler Formalizmi ile Dört Rotorlu Dron Uçuşunun Modellenmesi.....	61
2.4.2 Dört Rotorlu Drona Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler	62
2.4.3 Multi-Rotorlu Sistemin Tam Dinamik Modeli	69
2.4.4 Rotorların Dinamiği.....	70
2.5 Şiddetli Rüzgarda Uçan Aracın Modellemesi.....	71
2.5.1 Rüzgar Hamlelerinin Modellenmesi.....	72
2.5.2 Uygulanan Ek Kuvvetler ve Momentler.....	73
2.5.3 Rüzgarın Etkisi Altında Multi-Rotorlunun Dinamik Modeli.....	76
2.6 Uygulamaya Yönelik Teknik Basitleştirme.....	76

2.6.1	Basitleştirilmiş Simülasyon Modeli	76
2.6.2	Kontrol Odaklı Model	78
2.6.3	Kontrol Mimarisi.....	79
2.6.4	Stabilizasyon Probleminin Analizi	81
3	HARİCİ BOZUCULAR ALTINDA DÖRT ROTORLU DRONLAR İÇİN DOĞRUSAL OLMAYAN DAYANIKLI KONTROL	83
3.1	Giriş	83
3.2	Geri Adımlamalı Kontrol Teknikleri.....	84
3.2.1	Geri Adımlamalı Kontrol Tasarımı	85
3.3	Kayan Kipli Kontrol Temel Kavramlar	88
3.3.1	Kayma Yüzeyinin Sentezlenmesi	89
3.3.2	Kontrol Yasasının Tasarımı	90
3.4	Dört Rotorlu Birinci Derece İntegral Kayan Kipli Kontrol	93
3.5	Simülasyon Sonuçları.....	96
3.5.1.	Senaryo 1: Dayanıklılık Analizi (Sabit Bozucular)	97
3.5.2.	Senaryo 2: Dayanıklılık Analizi (Zamana Göre Değişen Bozucular) .	100
4	BOZUCULARA MARUZ KALAN DÖRT ROTORLU DRONLAR İÇİN ADAPTİF DAYANIKLI HİBRİT İZLEME KONTROL	104
4.1	Giriş	104
4.2	Dayanıklı ve Adaptif Hibrit Uçuş Kontrolü Tasarımı	104
4.2.1	İrtifa Alt Sistemi İçin Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol (BSMC)	105
4.2.2	İrtifa Alt Sistemi İçin Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol (ABSMC).....	107
4.2.3	Yatay Konum Alt Sistemi İçin Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol.....	109
4.2.4	Yönelim Alt Sistemi için Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol.....	110
4.2.5	Simülasyon Sonuçları	111
4.3	Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü Tasarımı	120
4.4	Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü Tasarımı	123
4.5	Süper Bükümlü Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü Tasarımı.....	126
4.5.1	İkinci Dereceden Kayan Kipli Kontrol Prensibi	127
4.5.2	Süper Büküm Kontrol Algoritması	127

4.5.3 Dört Rotorlu Sistem İçin Yüksek Dereceli (ST) ABPIDSIM Kontrolün Uygulanması	128
4.6 Sonuçlar Ve Tartışma	135
4.6.1 Senaryo 1 Dayanıklılık Analizi (Parametrik Belirsizlikler)	137
4.6.2 Senaryo 2 Dayanıklılık Analizi (Sabit Bozucular)	138
4.6.3 Senaryo 3 Dayanıklılık Analizi (Zamana Göre Değişen Bozucular) ..	142
4.6.4 Karşılaştırmalı Analiz.....	145
5 SONUÇ VE ÖNERİLER	148
KAYNAKÇA	152
Ek A DÖRT ROTORLU KONFIGÜRASYONLARI	170
A.1 Dört Rotorlu Konfigürasyonları	170
Ek B SİMÜLASYON PARAMETRELERİ	173
B.1 Modelin Simülasyon Parametrelerine Yapılan Eklemeler	173
B.2 Kontrol Yasalarının Simülasyon Parametrelerine Yapılan Eklemeler	173
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	175

Latin harfleri

$\begin{Bmatrix} v_x, v_y, v_z \\ u_\phi, u_\theta, u_\psi, u_m \end{Bmatrix}$	Kontrol giriş işaretleri
x, y, z	Dört rotorlunun eylemsiz referans sistemindeki konumu
$e(t)$	Yörünge izleme hatası
$s(t)$	Kayma yüzeyi
$d_x(t), d_y(t), d_z(t)$	Dört rotorlunun gövde çerçevesinde hesaplanan bozucuları
$d_\phi(t), d_\theta(t), d_\psi(t)$	Dört rotorlunun (Φ, Θ, Ψ) açıları etrafında hesaplanan bozucuları
g	Yerçekimi ivmesi
I	Dört rotorlunun eylemsizlik matrisi
i_{rot}	Rotorun elektrik devresindeki akım
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Dört rotorlunun eylemsizliği
l	Dört rotorlunun kol uzunluğu
J_{rot}	Rotorun eylemsizlik momenti
m	Dört rotorlunun kütlesi
p, q, r	Dört rotorlunun açısal hızları
$\mathcal{R}$	Dönme matrisi
R	Rotor yarıçapı
R_{rot}	Rotorun iç direnci
u, v, w	Dört rotorlunun gövde çerçevesindeki doğrusal hızları
u_j, v_j, w_j	Her bir rotorun gövde çerçevesindeki doğrusal hızları

Yunanca simgeler

Θ_{tw}	Rotor palası büküm açısı
Θ_0	Pervane kök profilinin saldırı açısı
λ	Giriş hızı
μ	İlerleme oranı
ρ	Hava yoğunluğu
σ	Rotor katılık oranı
u_i	Rotor torku

Φ, Θ, Ψ	Dört rotorlu dron açıları
ω	Rotor açısal hızı
Ω_r	Pervane açısal hızı

Kümeler

$\mathbb{R}$	Gerçel sayılar kümesi
$\mathbb{R}_+$	Negatif olmayan gerçel sayılar kümesi $\mathbb{R}_+ = [0, \infty)$
$\mathbb{R}^n$	n boyutlu Öklid gerçel uzayı
$\mathbb{R}^{n \times m}$	$n \times m$ boyutlu gerçel matrisler kümesi

Normlar

$\ x\ _\infty$	$x \in \mathcal{L}_\infty[0, \infty)$ sinyalinin $\mathcal{L}_\infty$ normu
$\ x\ _2$	$x \in \mathcal{L}_2[0, \infty)$ sinyalinin $\mathcal{L}_2$ normu
$\ G\ _\infty$	Sürekli zaman sistemi $G(s)$ 'nin $\mathcal{H}_\infty$ normu

KISALTMA LİSTESİ

ABPIDSMC	Adaptif Geri Adımlamalı Oransal-İntegral-Türevsel Kayan Kipli Kontrol
ABSMC	Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol
AHRS	Yönelim ve Yön Referans Sistemi
BsC	Geri Adımlamalı Kontrol
ENU	Doğu-Kuzey-Yukarı
FL	Doğrusal Geribesleme Kontrolü
GAS	Global Asimptotik Kararlı
GCS	Yer Kontrol İstasyonu
GNC	Güdümlü, Navigasyonu ve Kontrolüne
GPS	Küresel Konum Belirleme Sistemi
HTOL	Yatay Kalkış ve İniş
IADU	Türevin Mutlak Değerinin İntegrali
IAE	Tümleşik Mutlak Hata
IMU	Atalet Ölçüm Birimi
INS	Ataletsel Navigasyon Sistemi
ITSMC	İntegral Terminal Kayan Kipli Kontrol
İHA	İnsansız Hava Aracı
LQR	Doğrusal-Karesel Düzenleyici
MHA	Mikro veya Minyatür Hava Aracı
NED	Kuzey-Doğu-Aşağı
NHA	Nano Hava Aracı
PHA	Pico Hava Aracı
PID	Oransal İntegral Türevsel
PID	Oransal-İntegral-Türevsel
RPD	Bağıl Yüzde Farkını
SD	Smart Dust (Mikro-Elektromekanik Sensörlü Dronları)
SMC	Kayan Kipli Kontrol
STA	Süper Büküm Algoritması
STABPIDSMC	Süper Bükümlü Adaptif Geri Adımlamalı Oransal-İntegral-Türevsel Kayan Kipli Kontrol
VTOL	Dikey Kalkış ve İniş

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1. 1 İHA'dan SD'ye spektrum.....	24
Şekil 1. 2 Farklı dron türleri	25
Şekil 1. 3 Dört rotorlu (Quadcopter) dronun ana yapılandırması	27
Şekil 1. 4 Uygulanan yapısal işlemler	29
Şekil 1. 5 Popüler multi-rotorlu platformlar.....	30
Şekil 1. 6 İyi bilinen dört rotorlu platformlar	33
Şekil 1. 7 Multi-rotorlu teslimat örnekleri.....	35
Şekil 1. 8 Kablosuz kapsama alanı	35
Şekil 1. 9 Tarımda multi-rotorluların müdahalesi	36
Şekil 1. 10 Multi-rotorlu ile trafik izleme.....	36
Şekil 1. 11 Altyapıların multi-rotorlu ile denetimi ve gözetimi.....	38
Şekil 1. 12 Bir multi-rotorlu ile çevrenin gözetlenmesi	39
Şekil 1. 13 Multi-rotorlu araç mimarisi ve GNC modülleri	40
Şekil 1. 14 Atalet sistemlerinin kategorileri	42
Şekil 2. 1 Yer ve gövde çerçeveli dört rotorlu dron konfigürasyonu	58
Şekil 2. 2 Rotorun gösterimi	64
Şekil 2. 3 Aerodinamik olaylar.....	68
Şekil 2. 4 Rotor modeli	71
Şekil 2. 5 Dört rotorlu dron kontrolünün genel yapısı.....	78
Şekil 3. 1 Kayan kipli kontrol faz düzlemi.....	89
Şekil 3. 2 Sign fonksiyonunun doğrusal doyma fonksiyonunu kullanan yaklaşıklığı.....	96
Şekil 3. 3 Senaryo 1: SMC, BsC ve PIDSMC sistem zaman tepkileri	98
Şekil 3. 4 Senaryo 1: SMC, BsC ve PIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	99
Şekil 3. 5 Senaryo 1: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme.....	99
Şekil 3. 6 Senaryo 2: Sistem zaman tepkileri (SMC, BsC ve PIDSMC)	101
Şekil 3. 7 Senaryo 2: SMC, BsC ve PIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	102
Şekil 3. 8 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme.....	102

Şekil 4. 1 Dört rotorlu dronnun kontrol genel yapısı.....	105
Şekil 4. 2 Senaryo 1: (FL, BSMC ve ABSMC) sistem zaman tepkileri	114
Şekil 4. 3 Senaryo 1: FL, BSMC ve ABSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	114
Şekil 4. 4 Senaryo 1: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme.....	115
Şekil 4. 5 Senaryo 1: ABSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri	115
Şekil 4. 6 Senaryo 2: (FL, BSMC ve ABSMC) sistem zaman tepkileri	117
Şekil 4. 7 Senaryo 2: FL, BSMC ve ABSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	118
Şekil 4. 8 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme.....	118
Şekil 4. 9 Senaryo 2: ABSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri	118
Şekil 4. 10 İkinci dereceden kayan kipin yörüngesi.....	127
Şekil 4. 11 Süper büküm algoritmasının faz planı.....	128
Şekil 4. 12 Dörtlü rotorlu dronun STABPIDSMC genel kontrol şeması.....	128
Şekil 4. 13 STABPIDSMC kontrolörünün blok diyagramı.....	130
Şekil 4. 14 Dört rotorlunun adım yanıtları, geliştirilen ABPIDSMC ve STABPIDSMC kontrolcülerinin kullanımıyla.	136
Şekil 4. 15 Taklit edilmiş sürüklenme ve aerodinamik katsayıları.....	137
Şekil 4. 16 Gauss rasgele bozucuları.....	137
Şekil 4. 17 Senaryo 1: (ABPIDSMC, STABPIDSMC) sistem zaman tepkileri.....	138
Şekil 4. 18 Senaryo 2: (ABPIDSMC, STISMC ve STABPIDSMC) sistem zaman tepkileri	140
Şekil 4. 19 Senaryo 2: ABPIDSMC, STISMC ve STABPIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	141
Şekil 4. 20 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme	141
Şekil 4. 21 Senaryo 2: STABPIDSMC'ün kestirimli kontrol parametreleri	142
Şekil 4. 22 Senaryo 3: (ABPIDSMC, STISMC ve STABPIDSMC) sistem zaman tepkileri	143
Şekil 4. 23 Senaryo 3: ABPIDSMC, STISMC ve STABPIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri	144
Şekil 4. 24 Senaryo 3: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme	144
Şekil 4. 25 Senaryo 3: STABPIDSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri	145
 Şekil A. 1 Dört rotorlunun Artı ve X konfigürasyonları sabit uçuş modunda. Rotorlar aynı açısız hıza sahiptir. bx eksenini ön yönü gösterir.....	171
Şekil A. 2 Artı ve X konfigürasyonlarında sapma açısı kontrolü. Okların genişliği, rotorların açısız hızıyla orantılıdır.	171

Şekil A. 3 Artı (+) ve X konfigürasyonlarında eğim açısı kontrolü172

Şekil A. 4 Artı (+) ve X konfigürasyonlarında yuvarlanma açısı kontrolü...172



TABLO LİSTESİ

Tablo 2. 1 Tekrarlayan parametrelerin modellenmesi.....	62
Tablo 2. 2 Multi-rotorluya uygulanan harici kuvvetler.....	63
Tablo 2. 3 Multi-rotorluya uygulanan harici kuvvetler.....	66
Tablo 4. 1 Konum ve sapma açısının referans yörüngeleri	112
Tablo 4. 2 Konum ve sapma açısının referans yörüngeleri	116
Tablo 4. 3 Bozucu değerleri	116
Tablo 4. 4 Adım-yanıtı karakteristikleri	136
Tablo 4. 5 Referans yörünge	139
Tablo 4. 6 İntegral Mutlak Hata Performans İndeksleri	146
Tablo 4. 7 Çatırtı analizi için IADU performans indeksi.	147
Tablo B. 1 Dört rotorlu parametreleri	173
Tablo B. 2 Kontrol sistemi parametreleri (BsC)	173
Tablo B. 3 Kontrol sistemi parametreleri (SMC)	174
Tablo B. 4 Kontrol sistemi parametreleri (PIDSMC)	174
Tablo B. 5 Kontrol sistemi parametreleri (ABSMC)	174
Tablo B. 6 Kontrol sistemi parametreleri (STABPIDSMC)	174

Lineer Olmayan Sistemler için Dayanıklı Kontrol Sistem Tasarımı

Yakoub NETTARI

Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği Anabilim Dalı

Doktora Tezi

Danışman Doç. Dr. Serkan KURT

Eş-Danışman: Dr. Moussa LABBADI

Dört rotorlu sistemlerin harici bozucuların varlığı altında kontrol edilmesi, karmaşık ve zorlu bir araştırma alanıdır. Literatürde çok sayıda kontrol tekniği önerilmiş olmasına rağmen, geleneksel yöntemler genellikle hassas izleme ve zamana göre değişen bozuculara karşı dayanıklılık elde etmekte yetersiz kalmaktadır. Bu zorlukların üstesinden gelmek için, bu doktora tezinde dört ana kontrol metodolojisini entegre eden yeni bir hibrit dayanıklı kontrol tekniğinin geliştirilmesine odaklanılmaktadır: dayanıklı PID kayan kipli kontrol, geri adımlama, adaptif yasa ve süper bükümlü kontrol (STC). Bu hibrit kontrol stratejisi, karmaşık ve zorlayıcı yörüngeler içeren zorlu senaryolarda bile hassas ve sonlu zamanlı izleme sağlamayı amaçlamaktadır.

Tez öncelikle, sistem dinamikleri, bozucular ve belirsizliklerle ilgili sorunlar gibi dört rotorlu kontrolünde karşılaşılan zorlukları ve sorunları özetleyerek, dayanıklı kontrolün bu zorlukları ele almak için gerekliliğini savunmaktadır. Geleneksel kayan kipli kontrol (SMC), geri adımlama ve diğer tekniklere genel bir bakış sunarak avantajlarını ve dezavantajlarını vurgulamaktadır. SMC ve geri adımlama

yöntemlerinin her ikisinin de, dinamikleri nonlinear (lineer olmayan) olan ve zamana göre değişen sistemleri ele alma yeteneği gibi avantajları vardır. Ancak, SMC'deki çatırtı sorunu ve geri adımlama yöntemindeki modelleme hatalarına ve belirsizliklere duyarlılık gibi dezavantajları da vardır. Bu nedenle tezde, sözü edilen bazı sorunlardan kaçınmak ve her iki yöntemin avantajlarından yararlanmak için modifiye edilmiş PID SMC ve geri adımlamayı birleştiren hibrit bir yaklaşım önerilmektedir.

Geri adımlamalı dayanıklı PID kayan kipli kontrol hibrit kontrol çerçevesine entegre edilerek, nonlinearlikleri ele almak ve harici bozucuların etkilerini azaltmak amaçlanmıştır. Kayan kipli kontrol tekniği, doğasında bulunan dayanıklılık özellikleri sayesinde bozuculara aktif olarak karşı koyarken, geri adımlama yaklaşımı sistem genelinde kararlılık ve izleme doğruluğu sağlayan bir kontrolör tasarlamayı mümkün kılmaktadır. Bu hibrit yaklaşımın (BPIDSMC) ana yeniliği, dönme ve ötelenme alt sistemleri için referans konum ve yönelimi sonlu zamanda dayanıklı bir şekilde izleyip kararlı hal doğruluğunu artıran iyileştirilmiş erişimli geri adımlama PID kayan kipli yüzeylerinin geliştirilmesidir.

Ayrıca, adaptif yasa, sistemin dinamiğine ve değişen harici bozuculara göre kontrolör parametrelerini adaptif olarak ayarlamak için kullanılır. Bu adaptif özellik, kontrol sisteminin dayanıklılığını artırır ve belirsizliklerin varlığında doğru yörünge izleme yapılmasını sağlar.

Süper Bükümlü Kontrol (STC) tekniği, istenen yörüngeye sonlu zamanda yakınsama sağlamak için dâhil edilmiştir. STC, hızlı yakınsama özellikleri ve yüksek derecede dinamik sistemleri ele alabilme yeteneği ile tanınır. STC'nin hibrit kontrol çerçevesine entegre edilmesiyle, dört rotorlu sistemi zorlu manevralar sırasında bile hızlı ve hassas bir şekilde yörüngeyi izleyebilir.

Gerçekleştirdiğimiz kapsamlı simülasyonlar, önerilen yaklaşımın etkinliğini doğrulamakta ve geleneksel kontrol tekniklerine göre üstünlüğünü göstermektedir. Sistem, zamana göre değişen harici bozuculara karşı Dayanıklılık sergilemekte ve çok çeşitli zorlu yörüngeler için doğru izleme sağlamaktadır.

Özetle, bu araştırma, zamana göre değişen harici bozucuların oluşturduğu zorluklarla başa çıkmak için adaptif ayarlama, geri adımlamalı dayanıklı kayan

kipli kontrol ile süper bükümlü kontrolü birleştiren bir hibrit kontrol stratejisi ortaya koyarak dört rotorlu kontrol alanına katkıda bulunmaktadır. Geliştirilen kontrol metodolojisi, hava robotiği, gözetim ve taşımacılık gibi çeşitli alanlarda uygulamalar için umut vaat etmektedir.

Anahtar Kelimeler: Dört rotorlu sistemler, adaptif kontrol, PID, kayan kipli kontrol, geri adımlama yaklaşımı, süper bükümlü kontrol, harici bozucular.



Robust Control System Design for Non-Linear Systems

Yakoub NETTARI

Department of Electronic and Communication Engineering

Doctor of Philosophy Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Serkan KURT

Co-supervisor: Assoc. Dr. Moussa LABBADI

Controlling quadrotors in the presence of external disturbances is a complex and challenging research area. Despite the numerous control techniques proposed in the literature, conventional methods often fall short of achieving precise trajectory tracking and robustness against time-varying disturbances. To address these challenges, this doctoral thesis focuses on the development of a novel hybrid robust control technique integrating four key control methodologies: robust PID sliding mode control with backstepping, adaptive law, and super twisting control (STC). This hybrid control strategy aims to achieve precise and finite-time trajectory tracking even in challenging scenarios involving complex and demanding trajectories.

Firstly, the thesis outlines the difficulties and challenges of quadrotor control, including issues related to system dynamics, disturbances, and uncertainties. It argues that robust control is necessary to handle these challenges and provides an overview of conventional SMC, backstepping, and other techniques, highlighting their advantages and disadvantages. The advantages of both SMC and backstepping are highlighted, including their ability to handle systems with nonlinear and time-varying dynamics. However, they also have their

disadvantages, such as the chattering problem in SMC and sensitivity to modeling errors and uncertainties in backstepping. The thesis proposes a hybrid approach that combines modified PID SMC and backstepping to provide the benefits of both methods and avoid some of the aforementioned problems.

The robust PID sliding mode control with backstepping is integrated into the hybrid control framework to handle nonlinearities and mitigate the effects of external disturbances. The sliding mode control technique actively counteracts disturbances through the robustness properties inherent in the technique, while the backstepping approach enables the design of a controller that ensures stability and tracking accuracy throughout the system. The main innovation of this hybrid (BPIDSMC) approach is the development of improved reaching backstepping PID sliding mode surfaces for the rotational and translational subsystems, which robustly monitor the reference position and attitude in finite time and improve steady-state accuracy.

Furthermore, the adaptive law is used to adaptively adjust the controller parameters based on the system's dynamics and varying external disturbances. This adaptive capability enhances the control system's robustness and ensures accurate trajectory tracking in the face of uncertainties.

The Super Twisting Control (STC) technique is incorporated to achieve finite-time convergence to the desired trajectory. STC is known for its rapid convergence properties and its ability to handle highly dynamic systems. By integrating STC into the hybrid control framework, the quadrotor system can achieve rapid and precise trajectory tracking, even during challenging maneuvers.

Extensive simulations validate the effectiveness of the proposed approach, demonstrating its superiority over conventional control techniques. The system exhibits robustness against time-varying external disturbances and achieves accurate trajectory tracking for a wide range of challenging trajectories.

Overall, this research contributes to the field of quadrotor control by introducing a hybrid control strategy that integrates adaptive tuning, robust sliding mode control with backstepping, and super twisting control to address the challenges posed by time-varying external disturbances. The developed control methodology

presents promising prospects for applications in various fields, including aerial robotics, surveillance, and transportation.

Keywords: Quadrotor systems, adaptive control, PID, sliding mode control, backstepping approach, super twisting control, external disturbances.



1.1 Literatür Özeti

Literatürde dronların farklı tanımları yapılırsa da genel anlamda öne çıkan tanımlar ele alınmıştır. Bu tez çalışmasında Türkçe tez ve makalelerde de bazen “drone” olarak kullanılan terim genel kullanıma uygun şekilde “dron” olarak kullanılmıştır. Literatür taramasında "Gürbüz kontrol" ve "Dayanıklı kontrol" terimleri aynı anlama gelir. Bu tez çalışmasında "Dayanıklı kontrol" terimi kullanılmıştır. Günümüzde “Dron” ve “İnsansız hava aracı (İHA)” dendiğinde iki farklı yapı anlaşılmaktadır. Toplum arasında dron kelimesi çok rotorlu, dikine iniş kalkış yapabilen çok yönlü manevra kabiliyetine sahip ve küçük ebatlı uçan hava araçları olarak bilinmekte, İHA’lar ise sabit kanatlı, dronlara göre daha büyük ebatlı uçan hava araçları olarak bilinmektedir. Literatüre göre ise dron sınıflandırmasında en üstte yer alan araçlar uçan hava aracı olarak ifade edilmektedir. Bu kapsamda dronlar, binlerce kilometre uçabilen insansız hava araçlarını (İHA’lar) ve kısıtlı alanlarda uçan küçük dronları içeren uçan robotlardır [1], [2]. İçerisinde pilot taşımayan, uzaktan kontrollü ve/veya tam otonom, yarı otonom olarak uçan, riskli faydalı yükler taşıyan hava araçları dron olarak kabul edilir [3]. Balistik veya yarı balistik araçlar, seyir füzeleri, topçu mermileri, torpidolar, mayınlar ve uydular insansız hava aracı olarak kabul edilemez [4]. Üretim, navigasyon ve uzaktan kumanda kabiliyetleri ve güç depolama sistemlerindeki ilerlemeler, insanların bulunmasının zor, imkânsız veya tehlikeli olduğu durumlarda kullanılabilecek çok çeşitli dronların geliştirilmesini mümkün kılmıştır [5], [6]. Askeri gözetleme, gezegen keşfi ve arama-kurtarma amaçlı uçan robotlar son birkaç yılda en çok ilgi gören alanlar olmuştur [7]. Dronlara takılan ekipmanların boyutları ve türü, uçuş görevlerine bağlı olarak değişmektedir [6]. Dronların önemli avantajları, bu dronların performans optimizasyonuna ve geliştirilmesine odaklanan sayısız çalışmaya yol açmıştır. Söz konusu özelliklere

bağlı olarak dronlar; keşif, devriye, istihbarat, koruma, yük taşıma ve aeroloji gibi çeşitli operasyonları gerçekleştirme potansiyeline sahiptir [8]–[12].

Dron tasarımında genellikle platforma ve yerine getirdikleri göreve bağlı olarak konfigürasyonlarında büyük farklılıklar gösterir. Dronlar için farklı parametrelere göre farklı sınıflandırmalar bulunmaktadır. Watts vd. çeşitli platformlar tanımlamıştır [13]. Bilimsel araştırma alanında kullanıcıların talepleriyle ilgili olarak her birinin avantajlarını belirlemişlerdir. Dron platformlarını genelde boyut, uçuş dayanıklılığı ve kabiliyetler gibi özelliklere göre sivil, bilimsel ve askeri kullanımlar için sınıflandırmışlardır.

Daha önce de belirtildiği gibi dronlar hava fotoğrafçılığı, keşif, arama-kurtarma ve askeri operasyonlar dahil olmak çok çeşitli uygulamalar için giderek daha popüler hale gelmiştir. Bu sistemlerin kararlı ve hassas kontrolünü sağlamak için, dron sistemlerinin içerisinde bulunan doğrusal olmayan dinamikleri ve belirsizlikleri ele almak üzere ileri kontrol teknikleri geliştirilmiştir. Doğrusal ve doğrusal olmayan Dayanıklı kontrol teknikleri, dron sistemlerindeki belirsizlikleri ve bozucuları ele almak için etkili bir yaklaşım olarak ortaya çıkmıştır. Doğrusal yöntemler kullanan dron kontrolleri “Oransal İntegral Türevsel: (PID)” [14]–[18], H^∞ kontrolör [19]–[21], kazanç çizelgeleme [22], [23] ve Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) [24]–[28] gibi geleneksel uçuş kontrol algoritmalarıdır.

Doğrusal kontrolörlerin bazı eksikliklerinin üstesinden gelmek için çeşitli doğrusal olmayan kontrolörler geliştirilmiş ve dronlara uygulanmıştır. Bu doğrusal olmayan uçuş kontrolörleri, dronların orijinal dinamik modelinden türetilmiştir. Bu nedenle, doğrusal olmayan kontrolörlerin tasarım süreçleri doğrusal kontrolörlere göre daha karmaşıktır, ama daha iyi kontrol performansı sağlarlar. Son yıllarda, dronlar için doğrusal olmayan uçuş kontrolörleri hakkında birçok makale yayımlanmıştır [29]. Bunlar arasında, geri beslemeli doğrusallaştırma [30]–[33], geri adımlama [34]–[38], kayan kipli kontrol [39]–[45], adaptif kontrol [46]–[48] ve model öngörülü kontrol [49], [50], bulanık mantık ve sinir ağı kontrolörleri [51]–[54], sensör gürültüsü, değişken yükler ve rüzgar hamleleri gibi belirsizliklerin varlığında Dayanıklılık ve kararlılık sağlamaları sayesinde

büyük ilgi görmüştür. Dört rotorlu dron için bozucuların varlığında istenen yörüngeleri takip edebilen Dayanıklı bir geri adımlamalı kontrol stratejisi geliştirilmiştir [34]. Sabit kanatlı bir dron için hem model belirsizliklerini hem bozucularla başa çıkabilen bir kayan kipli kontrol stratejisi önerilmiştir [45].

Dron sistemleri için Dayanıklı kontrolün yanı sıra başka kontrol teknikleri de geliştirilmiştir. Dört rotorlu bir dron için yüksek hassasiyet ve Dayanıklılık elde etmek amacıyla model tabanlı kontrol ile veri güdümlü kontrolü birleştiren hibrit bir kontrol stratejisi önerilmiştir [55]. Multi-rotorlu bir dron için bilinmeyen bozucuları ve belirsizlikleri kestirmek için genişletilmiş bir durum gözlemcisi kullanan bir kontrol stratejisi geliştirilmiştir [56].

Sonuç olarak, dronlar özellikle belirsizliklerin ve bozucuların varlığında kararlı ve hassas kontrol elde etmek için gelişmiş kontrol teknikleri gerektirir. Dayanıklı kontrol tekniklerinin, dron sistemlerinin zorlu ortamlarda karmaşık görevleri yerine getirmesi için gerekli dayanıklılığı ve kararlılığı sağladığı gösterilmiştir.

1.1.1 Dronların Tarihçesi

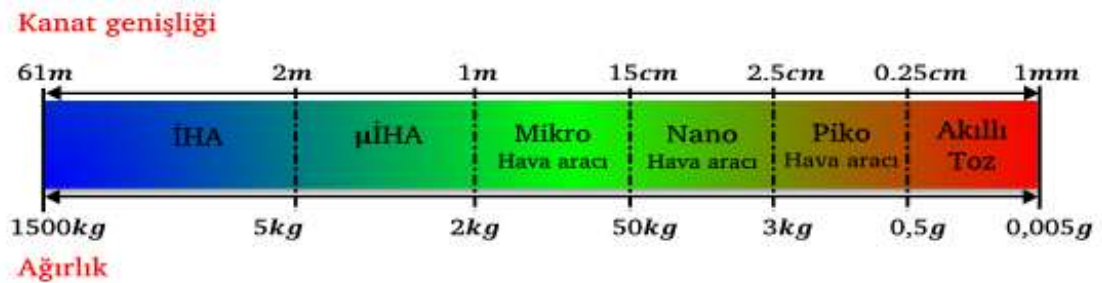
Dronların tarihçesine baktığımızda uzaktan kumandalı hava araçlarının tarihsel geçmişinin oldukça eskiye dayandığını görürüz. Avusturyalıların 22 Ağustos 1849 tarihinde içinde zaman fitilli bombalar bulunan 200 pilotsuz balonu Venedik (İtalya) şehrine göndermesi, hava saldırısında ilk dron kullanımı olarak kabul edilir [57], [58]. Gerçekte, bu bombalı balonların bir kısmı hedefler üzerinde patlarken, bir kısmının da rüzgarın etkisiyle geri dönüp Avusturya hatlarında patladığı da ifade edilmektedir. Diğer taraftan, insansız balonların askeri amaçlı kullanımı Amerika'da 1793 yılına dayanmakta olup, bu balonlar iç savaşta sadece keşif amaçlı olarak kullanılmışlardır [58]. 1908 yılında Nisan ve Kasım ayları arasında en az yarısı Alman olan 25'ten fazla havacıyı taşıyan yaklaşık 10 Alman balonunun Fransa sınırını geçtiği ve Fransa'ya iniş yaptığı kaydedilmiştir. Bütün bu olayların etkisiyle 1910 yılında Paris Konferansı'nın düzenlenmesi yoluna gidilmiştir [58]. Konferans, somut adımların atılamamasına karşın hava hukukunun uluslararası platformda düzenlenmesine yönelik ilk diplomatik çaba

olması dolayısıyla tarihe geçmiştir. 1916'da Ruston Proctor Aerial Target adlı ilk pilotsuz uçak icat edildi [58].

Günümüzü değerlendirirsek, son yıllarda hızla gelişen teknoloji ile birlikte, özellikle otonom veya otonom olmayan hava araçlarında çok hızlı gelişmeler yaşanmıştır. Dronların sivil ve askeri alanlarda kullanımı her geçen gün artmaktadır. Sivil alanlarda kullanımı hobi amaçlı, bilimsel amaçlı ve ticari amaçlı olarak kategorilere ayırabiliriz. Bunlara tarımda zirai ilaçlama ve zararlı bitkilerin havadan tespiti, ormanlık alanları gözetleme, güvenlik, meteorolojik ölçüm, haritalama, taşımacılık sektörlerinde ve daha birçok alanda örnekler verilebilir. Askeri alanda ise istihbarat, gözetleme, imha gibi genel ve özel amaçlı kullanımları mevcuttur. Silahlı olanların genel adları SİHA (Silahlı İnsansız Hava Aracı) olarak geçmektedir. Aynı zamanda sinyal karıştırma ve muhabere irtibatı gibi çeşitli görevler için yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle sürü dronlar üzerine çalışmalar günümüzün en popüler çalışmaları arasında yer almaktadır.

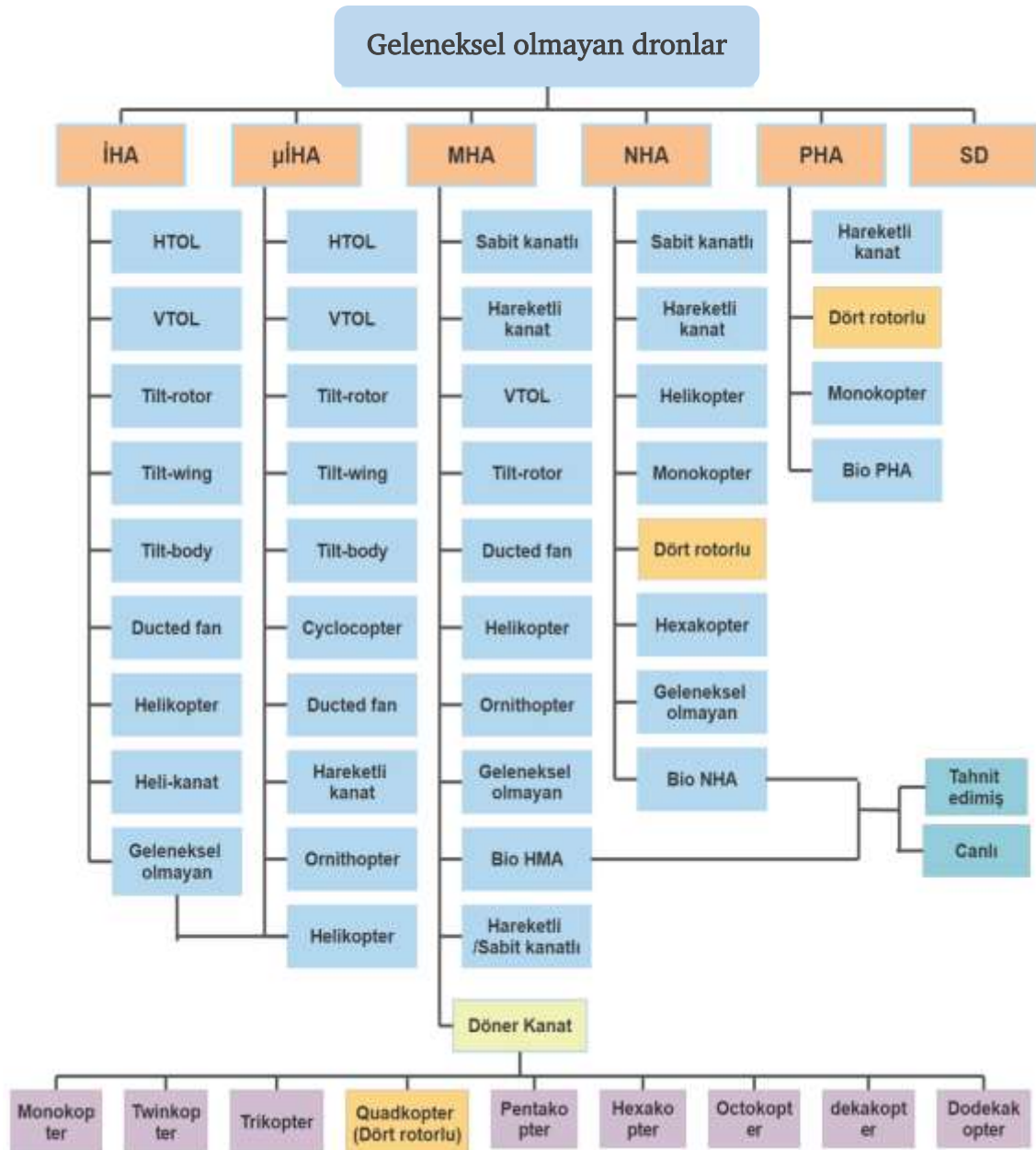
1.1.2 Dronların Sınıflandırması ve Kullanım Alanları

Günümüzde sensörler, mikroişlemciler, piller ve navigasyon sistemleri gibi elektronik bileşenlerin minyatürleştirilmesi sonucunda farklı tipte dronlar ortaya çıkmıştır [59]. Askeri ve sivil amaçlar için çok çeşitli dronlar kullanılmaktadır. Dronların boyutları, büyük sabit kanatlı insansız hava aracından (İHA), sensörler veya robotlar dahil olmak üzere birçok küçük mikro-elektro-mekanik sistemden oluşan mikro-elektromekanik sensörlü dronlara (SD) kadar değişmektedir. Şekil 1. 1'de farklı dron türlerinin spektrumu sunulmaktadır.



Şekil 1. 1 İHA'dan SD'ye spektrum

Şekil 1. 1'de gösterildiği üzere, maksimum kanat genişliği 61 metre, ağırlığı 15.000 *kg* olan İHA sınıfından, minimum boyutu 1 *mm*, ağırlığı 0,005 *g* olan mikro-elektromekanik sensörlü dronlara (SD) kadar bir dron spektrumu bulunmaktadır [60], [61]. Tanımlanan spektrumun iki ucundaki İHA ile SD arasında mikro insansız hava aracı (µİHA), mikro hava aracı (MHA), nano hava aracı (NHA) ve piko hava aracı (PHA) gibi mikro dronlar olarak adlandırılan çeşitli dron türleri bulunmaktadır [62].



Şekil 1. 2 Farklı dron türleri

Son yıllarda, mikro hava aracı olarak adlandırılan daha küçük bir dronun geliştirilmesi nedeniyle, istihbarat görevlerine olan talep artmıştır [63]. Bu nedenle, günümüzde özel görevler için çok küçük boyutlarda dronlar tasarlamak ve imal etmek için ciddi bir çaba vardır. Bu çabalar, çeşitli şekil ve uçuş modlarına sahip farklı türde küçük dronların geliştirilmesiyle sonuçlanmıştır. Şekil 1. 2'de mevcut tüm dronların kapsamlı bir sınıflandırması gösterilmektedir; burada HTOL, Yatay Kalkış ve İniş'in kısaltmasıdır. Genel olarak, dronlar performans özelliklerine göre kategorize edilebilir. Ağırlık, kanat açıklığı, kanat yükleme, menzil, maksimum irtifa, hız, dayanıklılık ve üretim maliyetleri gibi özellikler, farklı dron türlerini birbirinden ayıran ve yararlı sınıflandırma sistemleri sağlayan önemli tasarım parametreleridir. Ayrıca dronlar motor tiplerine göre de sınıflandırılabilir [64]. Örneğin İHA'lar genellikle yakıtlı motor, MHA'lar ise elektrik motoru kullanır. Dronlarda kullanılan tahrik sistemlerinin türleri modellerine göre farklılık arz etmektedir. Şekil 1. 2'de önerilen dron sınıflandırması, farklı dron modellerini konfigürasyonlarının bir fonksiyonu olarak göstermektedir.

Şekil 1. 2'de verilen akış şeması, canlı kontrol edilebilir kuşlar veya böcekler ve uçan tahnit edilmiş kuşlar olarak tanımlanan mikro ve nano hava araçlarının biyomodellerini de dikkate almaktadır. Şekil 1. 2'de iki, üç, dört, beş, altı, sekiz, on ve on iki motorlu multi-rotorlu MHA'lar iki rotorlu dron, üç rotorlu dron, dört rotorlu dron, beş rotorlu dron, altı rotorlu dron, sekiz rotorlu dron, on rotorlu dron ve on iki rotorlu dron olarak adlandırılmaktadır [65], [66]. Döner kanatlı MHA'lar arasında dört rotorlu dronlar ve altı rotorlu dronlar en iyi bilinen dronlardır [67].

1.1.3 Multi-Rotorluların Yapısı, Kontrolü ve Kullanımı

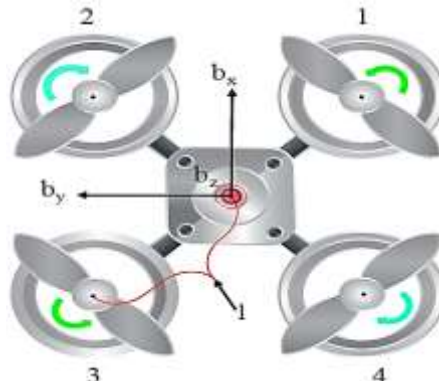
Multi-rotorlu dronlar, kaldırma kuvveti üretmek ve hareketi kontrol etmek için birden fazla rotor kullanan bir tür drondur ve sıklıkla "multi-rotorlu" veya "dron" terimleriyle eş anlamlı olarak kullanılır. Genellikle sabit kanatlı bıçaklara sahiptirler ve uçuş tutumunu düzenlemek için rotorların hızını değiştirirler. Bu, karmaşık motorlu bir bağlantı gerektiren geleneksel helikopterlerin aksine yapılmaktadır. Son yirmi yılda, multi-rotorlular, yapım ve bakım kolaylığı, düşük

maliyet, manevra kabiliyeti, yapının basitliği, kompaktlığı ve anlaşılabilir uçuş ilkesi gibi bazı avantajları nedeniyle akademik topluluktan, araştırmacılar ve sanayicilerden özel ve artan bir ilgi görmüştür. Multi-rotorluların kompaktlığı, rotorların azaltılmış çapından kaynaklanmaktadır. Tek bir büyük rotor veya uzun bir kuyruk bulunmadığından, yakındaki engellere çarpma riski azalan dronlar, karmaşık ve dar ortamlar için daha uygundur. Araştırmacılar, multi-rotorlu araçların mekanik basitliği ve aerodinamik özelliklerinin, onları araştırmalarda daha çekici ve daha yaygın hale getirdiğini savunmaktadırlar.

1.1.3.1 Multi-Rotorluların Yapısal Mimarisi

Multi-rotorlu dronların hepsi neredeyse aynı uçuş prensibine sahip olmakla birlikte, kollarının konumu ve boyutları ve rotor sayıları bakımından aralarında farklar bulunmaktadır. Multi-rotorluların tümü, bir dört rotorlunun temel yapılandırmasından (bkz. Şekil 1. 3) hareketle tasarlanabilir. Bu yapılandırma, belirli yapısal işlemleri gerçekleştirerek diğer multi-rotorlu tiplerini elde etmek için bir referans olarak kullanılır.

Bu çalışmada, çift sayıda ($2N_r \geq 4$, $N_r \in \mathbb{N}$) rotoru olan multi-rotorlular dikkate alınmaktadır. Şekil 1. 3'te gösterildiği gibi, simetri sağlamak amacıyla her bir rotor çifti hücrenin iki zıt tarafına yerleştirilmiştir ve rotorların dönme eksenleri b_z eksenine paraleldir. Dört rotorlu dron tasarımlarının çoğu için iki farklı konfigürasyon bulunmaktadır: "+" ve "X" konfigürasyonları (bkz. Ek A.1). Genel olarak, Dört rotorlu dronun "X" konfigürasyonu, "+"ye göre daha fazla stabilite ve manevra kabiliyeti ile birlikte engelsiz kamera görüşü nedeniyle de havadan



Şekil 1. 3 Dört rotorlu (Quadcopter) dronun ana yapılandırması

fotoğrafçılık alanında popüler bir seçimdir, ancak "+" konfigürasyonu daha akrobatik bir yapıya sahiptir.

İki rotorun saat yönünde döndüğü ve diğer ikisinin saat yönünün tersine döndüğü iki çift rotor (pervane) ($N_r = 2$) vardır. Dört rotorun hızı değiştirilerek, dört rotorlunun altı serbestlik derecesiyle (DOF) farklı hareketler (yuvarlanma, yunuslama, sapma ve irtifa) üretilir. İrtifa hareketi, tüm pervanelerde eşit hız (itki) uygulanarak gerçekleştirilir. Yunuslama hareketi, arka rotorların hızını artırırken (azaltırken) ön rotorların hızını azaltarak (artırarak) elde edilir. Yuvarlanma hareketi benzer şekilde yan rotorlar kullanılarak elde edilir. Sapma hareketi, aracın karşı taraflarındaki rotorların hızının artırılması (azaltılması) ile sağlanır. Hareketin hızı her bir rotor çifti tarafından üretilen sürüklenme kuvvetlerine bağlıdır. Bu aracın hareketinin ayrıntıları daha sonra modelleme bölümünde verilecektir.

❖ b_z Ekseninde Döndürme

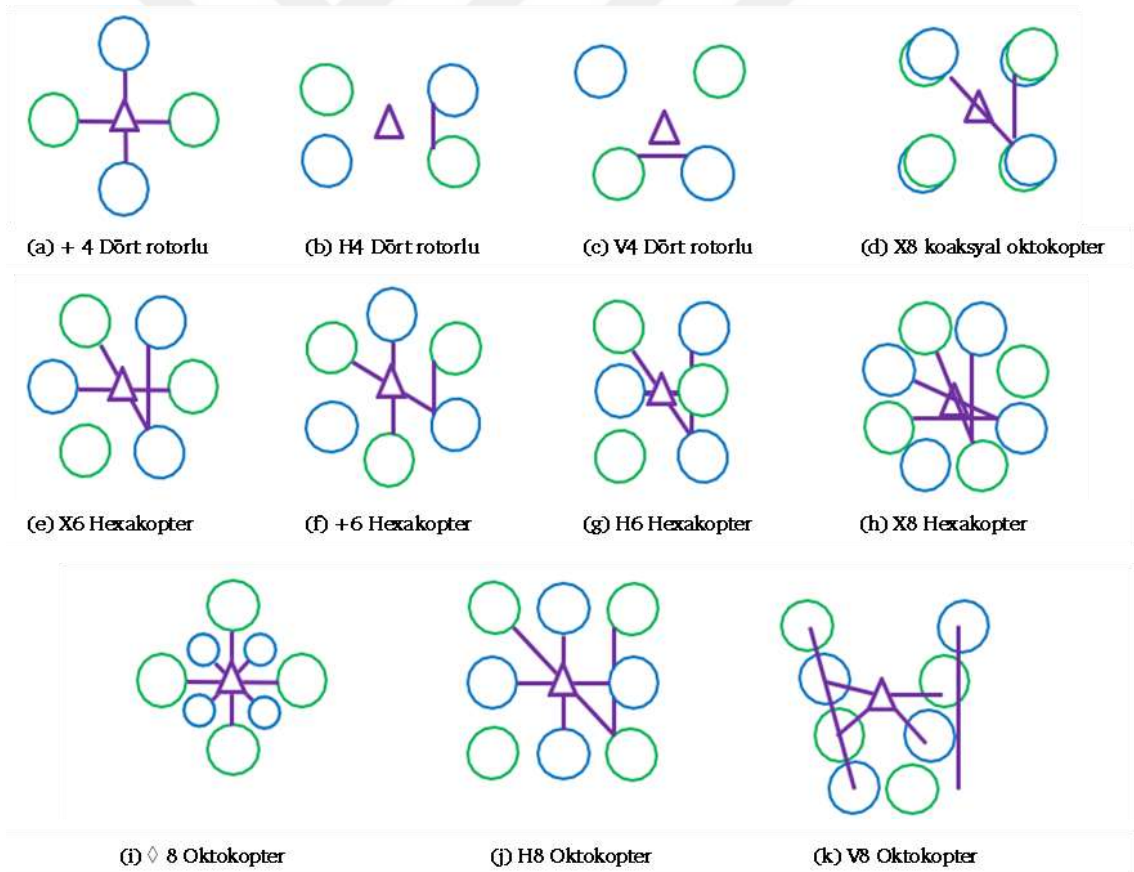
Şekil 1. 3'te gösterilen ana konfigürasyonu b_z ekseninde $\frac{\pi}{4}$ açısıyla döndürerek, bir kolun uzunlamasına navigasyon yönünde uzandığı +4 şeklinde dört rotorlu dron adı verilen başka bir konfigürasyon elde ediyoruz. Bu işlemin sonucu Şekil 1. 4(a)'da gösterilmektedir. Birkaç başarılı araştırma platformu, Şekil 1. 5'te gösterildiği gibi bu dört rotor konfigürasyonunu kullanır.

❖ Karakteristik Açıların Varyasyonu

Yeni yapılandırmalar elde etmek için $l_{i|j} = 1, \dots, 2N_r$ karakteristik açıları değiştirilmiştir. Şekil 1. 4'te H4 şeklinde bir dört rotorlu dron gösterilmektedir. Bu dron hava fotoğrafçılığı gibi uygulamalar için bazı avantajlar sunar ve ekipman ve pil yerleştirmek için daha fazla alan sağlar. Ayrıca, bu araç bazı durumlarda dört rotorlunun önünü gelen rüzgarı karşılamaya zorlayan sapma kontrolü gerektiren dikdörtgen mekanik tasarımı nedeniyle farklı uçuş özelliklerine sahiptir.

❖ Koaksiyel Rotorlar

Şekil 1. 4'te gösterilen ana dört rotorlu konfigürasyonuna, her bir rotor için aynı dönme eksenini üzerinde ters yönde dönen bir rotor eklenir. Bu modifikasyondan, Şekil 1. 4 (d)'de gösterildiği gibi *X8* koaksiyel oktorotor (sekiz rotorlu) adı verilen bir oktorotor elde edilir. Bu konfigürasyon, en yaygın konfigürasyonlar arasında yüksek itki/ağırlık oranına ve büyük yük kapasitesine sahiptir. Bu konfigürasyon, aktüatör arızası durumunda güvenliği artırmakla birlikte, durum kontrol performansında önemli bir düşüşe yol açacaktır. Uçuş koşullarına bağlı olarak, araç manuel olarak veya bir acil durum kontrol atama rutini ile yine de güvenli bir şekilde inebilir. Üst ve alt rotorlar farklı itki ve sürüklenme momentleri sağladığından, kontrolü optimize etmek biraz daha zor olabilir. Şekil 1. 5'deki örneğe benzer birçok platform mevcuttur.



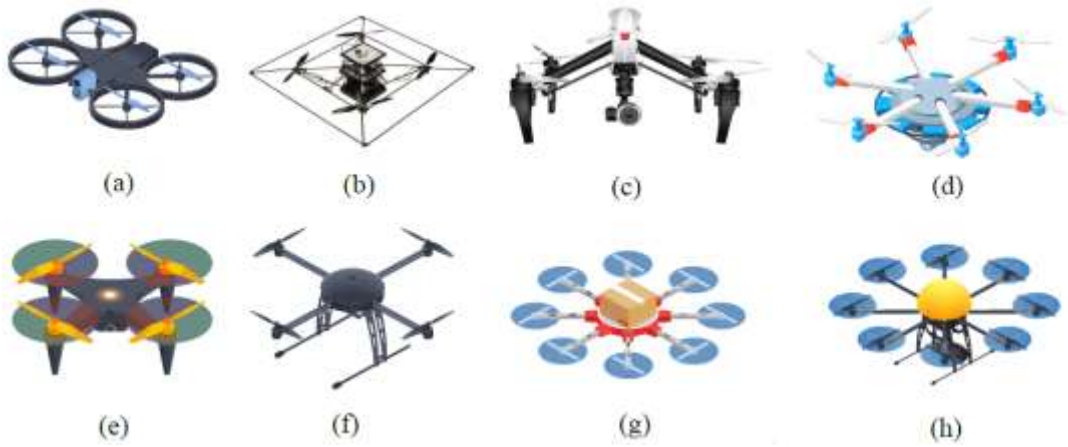
Şekil 1. 4 Uygulanan yapısal işlemler

❖ Kol Uzunluğu Varyasyonu

$l_{i|i} = 1, \dots, 2N_r$ kollarının uzunluğunu değiştirerek, multi-rotorluların yeni yapılandırmaları elde edilebilir. Şekil 1. 4 (c)'de gösterildiği gibi, simetri nedenleriyle uzunluklar keyfi olarak değiştirilemez. Bu konfigürasyon V4 şeklinde dört rotorlu olarak adlandırılır. Bu konfigürasyonun amacı, gövde sürtünmesini azaltmaktır. Ayrıca daha geniş bir görüş alanı sağlar. Ancak bu, öncekinden biraz daha karmaşık bir yapıdır. Bu teknik düzeltmenin dezavantajı, multi-rotorlunun yukarı itki potansiyelini azaltması, asimetric tasarımın ağırlık merkezi (CoG) dengelemesini biraz daha zor hale getirmesi ve aracın H4 dört rotordaki olduğu gibi farklı yönlerden gelen rüzgara farklı tepki vermesidir. Kol uzunluğu varyasyonu, H6 şekilli altı rotorlu ve kare şekilli sekiz rotorlu gibi eğik rotorlara ihtiyaç duymadan aşağıdaki ana konfigürasyonlar (altı rotorlular veya sekiz rotorlular) için uygulanır (bkz. Şekil 1. 4 (g) ve Şekil 1. 4 (j)).

❖ Rotor Sayısının Etkisi

Dört rotorlu dronun ana yapılandırmasında N_r çiftlerinin sayısını artırarak, Şekil 1. 4 (e)'de gösterilen bir altı rotorlunun ana yapılandırması elde edilir. Bu araçlar tipik olarak dört rotorlu dron yeterince güçlü olmadığında veya pahalı donanım nedeniyle sınırlı yedeklilik gerektiğinde kullanılır [68]. Çoklu rotorun (Multi-rotorlunun) toplam kütlesi ve eylemsizliği, ilave kollar ve rotorlar nedeniyle artacak ve bu da sistemin kararlılığını ve taşıma kapasitesini artıracaktır.



Şekil 1. 5 Popüler multi-rotorlu platformlar

Ancak, aracın çevikliği sınırlanacaktır. Rüzgarın çarpacağı kol sayısının artması nedeniyle sürtünme katsayısı da artacaktır. Bununla birlikte, toplam sürtünmenin ne kadar artacağını analitik olarak ve tam olarak belirlemek zordur. Bu konfigürasyon popüler platformlar arasında yer almaktadır (bkz. Şekil 1. 5(d)). Aynı işlemi altı rotorlu üzerinde uygulayarak, sekiz rotorlunun ana konfigürasyonunu elde ederiz (bkz. Şekil 1. 4 (h) ve Şekil 1. 5 (h)).

1.1.3.2 Popüler Dört Rotorlu Platformları

Farklı multi-rotorlu türlerini inceledikten sonra, düşük maliyetli dört rotorlu platformlara geçiyoruz. Hızlı bir çözüm olarak, araştırma amacıyla çeşitli başarılı ticari dört rotorlular tasarlanmıştır. Bu nedenle, bu bölümde popüler, iyi bilinen platformlar kısaca açıklanmış ve Şekil 1. 6'da gösterilmiştir. Lozan Teknik Üniversitesi'nde, 2004-2007 arasında OS4 adında bir dört rotorlu araç tasarlanmıştır [69]–[71]. OS4 (bkz. Şekil 1. 6 (a)), Samir Bouabdallah'ın doktora tezi sırasında yazılmış birkaç makale ile belgelenen bir araştırma projesidir. Bu çalışmada, istenen toplam ağırlıktan, motorlar tarafından üretilen itki gücünden ve pil kapasitesinden gelen bilgileri kullanarak bir dört rotorlu tasarlama metodolojisi sunulmuştur. Bu proje, yalnızca dört rotorluları kapalı alanda, kontrollü bir ortamda ve düşük hızlarda kontrol etmeye odaklanmaktadır. Bu, model düzeyinde aerodinamik etkilerin ihmal edilmesine izin verir. Zürih Federal Teknoloji Enstitüsü'nde Raffaello D'Andrea liderliğindeki bir ekip Flying Machine Arena adlı bir proje üzerinde çalışmıştır [72]. Bu proje, minyatür dron deneyleri için ekipman ve test odası açısından bir referans niteliği taşıyor. Bunlar, Ascending Technologies şirketi tarafından tasarlanan Hummingbird tipi ticari dört rotorluları kullanır (bkz. Şekil 1. 6 (b)). Bu tür bir kurulum, açıklıklardan geçmek, müzikle koordineli işbirlikçi uçuş, dönüş yapmak, iki dört rotorlu arasında bir ping pong topunu taşımak ve dört rotorluya takılan ters sarkacın dengelenmesi gibi karmaşık ve zorlu görevleri içeren birkaç projenin geliştirilmesine olanak sağlamıştır. Araştırma projelerinin her biri, modern doğrusal olmayan kontrolörler kullanır. Pennsylvania Üniversitesi'ndeki GRAPS laboratuvarının Mikro Otonom Sistem Teknolojileri (MAST) projesinin yaklaşımı, Flying Machine Arena projesine

benzer. Gerçekten de, dört rotorlu dronun konumunu elde etmek için aynı tür ekipman, yani Hummingbird tipi dört rotorlu dronları ve Vicon kameralarını kullanırlar. M.Vijay Kumar tarafından yönetilen MAST, gerçekleştirilebilir saldırgan yörüngelerin oluşturulmasında ve aynı zamanda multi-rotorlu dronu işbirliğinde uzmanlaşmıştır [73]–[75]. Çalışmaları, birkaç dört rotorlunun bir orkestrada çalmanın yanı sıra kol uçuşu, engellerden geçiş gibi karmaşık görevleri bir ekip olarak gerçekleştirdiği çok sayıda yayın ve videonun konusu olmuştur. Görevi yerine getirmek için tasarlanan kontrolör, diferansiyel geometri tabanlı bir kontrolördür.

Stanford Üniversitesi'nde M. Hoffmann tarafından yönetilen bir projede, havada asılı durmaktan daha geniş bir uçuş içinde bir dört rotorluyu açık havada analiz etmeyi ve kontrol etmeyi amaçlayan, çoklu ajan kontrolü için otonom bir rotorcraft test yatağı olarak bir STARMAC dört rotorlu tasarlanmıştır (bkz. Şekil 1. 6 (b)). M.Hoffmann'ın ekibi, çok sayıda sensör taşıyabilen çok esnek bir çok etmenli prototip üretmiştir. Özellikle Differential Global Positioning System (DGPS) ile donatılmış olan bu dört rotorlu dron, projede konum kontrolü ile yörünge oluşturma ve izleme deneyleri yapılmasına izin vermiştir [76], [77].

Draganflyer Innovations şirketi, Draganflyer X4 dörtlü helikopterini önermiştir (Şekil 1. 6 (d)) [78]. Yerleşik bir kamera ve ilgili yazılım (Dragan View) ile sağlanır. Sensör verilerini kullanarak, yerleşik gelişmiş stabilizasyon yazılımı (Steady Flight), uçuş kontrollerini otomatik olarak ayarlayabilir ve araç dengesini koruyabilir. Bu platform, Compiègne Üniversitesi [79], Madrid Üniversitesi [80], Wollongong Üniversitesi [77], gibi birçok üniversite tarafından kullanılmaktadır.

Fransız şirketi Parrot, yakın zamanda multi-rotorlu dünyasına adım atmıştır. AR.Drone (bkz. Şekil 1. 6 (f)) 2010'dan beri üretilmektedir. Alt ve ön kameralarla donatılmıştır ve gerçek zamanlı görüntüleri Wi-Fi aracılığıyla kontrol istasyonuna gönderir. Bir grafik kullanıcı ara yüzü uygulaması aracılığıyla uzaktan kontrol edilebilir.



Şekil 1. 6 İyi bilinen dört rotorlu platformlar

AR.Drone artık bir araştırma ve deney platformu olarak yaygın şekilde kullanılmaktadır. Üzerinde kontrol ve görüntü araştırmasının yapılabilceği bir sinama ortamı teşkil eder. Ayrıca, halk tarafından satın alınabilecek ucuz bir dört rotordur.

DJI Innovation, MikroKopter, TSH Gauji Corporation gibi diğeri şirketler de kontrol sisteminin halka açık olmadığı durumlarda ticari kullanım için multikopterler ve oto pilot sistemleri üretmektedir. Birçok araştırma grubu ve üniversite, belirli amaçlar için kendi dört rotordularını tasarlamış ve üretmiştir. Avustralya Ulusal Üniversitesi, 2002'den itibaren X4-flyer inşa etmiştir ve daha sonra Mark II'ye yükseltmiştir (bkz. Şekil 1. 6 (e)) [74]. CEA X4-flyer, rotor başına dört kanatlı başka bir küçük dört rotordur (bkz. Şekil 1. 6, Şekil 1. 6(c)) [81].

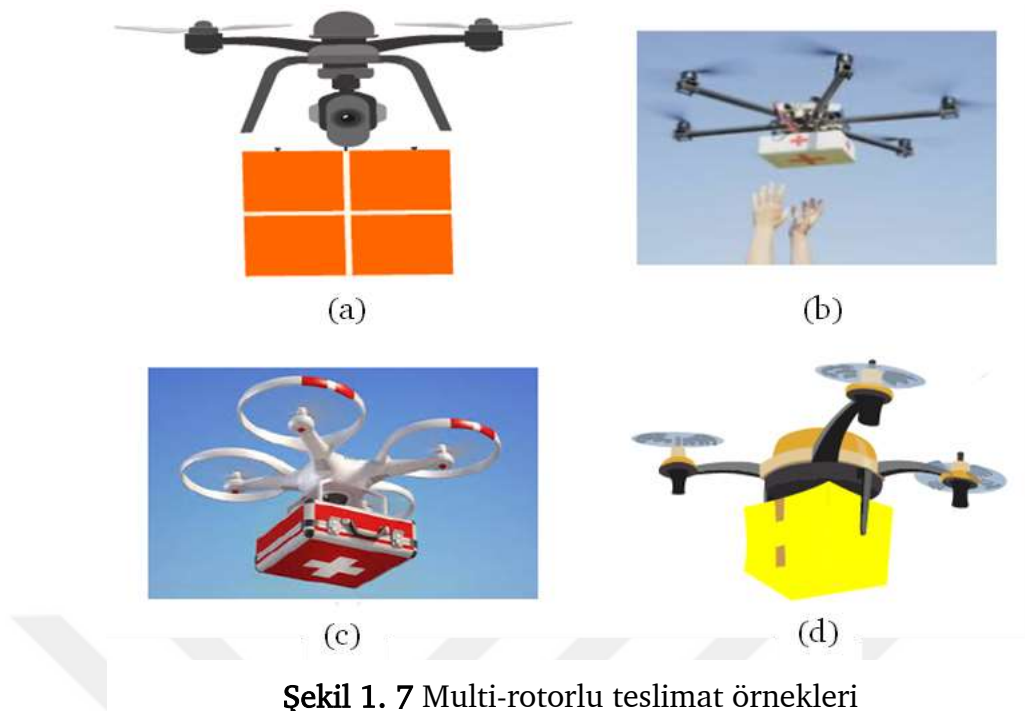
1.1.3.3 Multi-rotorluların Uygulamaları ve Kullanım Alanları

Multi-rotorlular çok çeşitli sivil ve askeri görevlerde kullanılmaktadır. Zorlu ortamlarda iç ve dış mekanlarda görev yapabilirler; genellikle gözetleme, inceleme, haritalama, arama-kurtarma için kullanılırlar. Multi-rotorlular her geçen gün dünya çapındaki araştırmacıların dikkatini çeken daha gelişmiş ve zorlu uygulamalarda yer almaktadır [82]. Eschmann, yüksek çözünürlüklü bir dijital kamera ile inceleme ve gözetleme amacıyla binaları taramak için 4Y sekiz rotordur

kullanımını bildirmektedir [83]. Ayrıca elektrik hatları, gaz boru hatları veya demiryolları gibi lineer ağların denetimi için de kullanılırlar [84]. Tehlikeli görevlerde insan müdahalesini azaltmak için kapalı bir endüstriyel ortamda gözetim görevlerini yerine getirebilen bir dört rotorlu sunulmaktadır [85]. Gözetim işlemi, Bouzid'in araştırmasında gösterildiği gibi birçok sistem için kullanılabilir [86]. Bilinmeyen ortamları haritalayan ve araştıran görme tabanlı otonom bir multi-rotorlu sistemi açıklanmıştır [87]. Ancak, bu tür araçlar için düşünülebilecek uygulama sayısı ve birçok endüstriyel paydaşın ilgisi, bu düzenlemelerin gelecekte daha esnek hale getirilmesi için umut vermektedir. Bu uygulamalar hem sivil hem de askeri alanda yer almaktadır. Multi-rotorlular, iletişim rölesi [88], teslimat [86], yangınla mücadele [89], sürekli gözetim operasyonları [90], yangın algılama [91], tarım ve ormancılık [92] gibi uygulamalarda da yer alır. Aşağıda multi-rotorluların bazı sivil uygulamaları açıklanacaktır.

❖ Teslimat ve Nakliyede Kullanım Alanı

Dünya çapında Almanya'daki DHL, Amerika Birleşik Devletleri'ndeki Google ve Amazon gibi birçok şirket, malların veya paketlerin hızlı teslimatı için multi-rotorluları kullanmaktadır, (bkz. Şekil 1. 7(a, d)) [93]. Bu taşıma uygulamaları, bireysel veya ortak taşıma olarak ikiye ayrılabilir. Bu uygulama, araç sağlamlığı, yük kapasitesi, uçuş dayanıklılığı, zekâ, yol tutuşu ve kavrama yeteneği gibi birçok zorluğu beraberinde getirmektedir. Ayrıca, bu araçlar acil bir durumda tıbbi malzeme teslimi için de kullanılabilir (bkz. Şekil 1. 7 (b, c)). Multi-rotorlunun bir doğrulama sistemi ile donatıldığı bu operasyon, teslimat yerine ulaşmak için GPS koordinatlarına dayanmaktadır. Şekil 1. 7, multi-rotorlu teslimatın bazı örneklerini göstermektedir.



Şekil 1. 7 Multi-rotorlu teslimat örnekleri

❖ Kablosuz Kapsama Alanının Etkisi

Multi-rotorlular, kablosuz bilgi aktarımı için uçan erişim noktaları olarak kullanılabilir, (bkz. Şekil 1. 8) [94]. Dağlar veya binalar gibi engeller nedeniyle yetersiz şekilde kapsanan izole alanları daha iyi kapsamak için hücresel ağ ile işbirliği yapabilirler. Multi-rotorlular, bir felaket nedeniyle arıza veya hasar durumunda, iletişim ağının yer baz istasyonlarının yerini almak için röle düğümleri olarak konuşlandırılabilir. Bu, sırasıyla dış ve iç ortamlar için Şekil 1. 8'da gösterildiği gibi SAR işlemlerinde yardımcı olur. Kablosuz multi-rotorlu kapsamasına ilişkin diğer çalışmalar bulunabilir [62], [94].



Şekil 1. 8 Kablosuz kapsama alanı



Şekil 1. 9 Tarımda multi-rotorluların müdahalesi

❖ Tarımda Kullanım Alanı ve Avantajları

Multi-rotorlular gelişmiş sensörlerle donatılmıştır, bu teknoloji çiftçilere verimi artırmak ve mahsul hasarını azaltmak için uygun maliyetli bir yöntem sunar [68]. Ek olarak, çiftçiler ekili alanları izlemek, örneğin ekin sağlığını kontrol etmek veya ek sulamanın nerede gerekli olduğunu belirlemek için insansız hava araçları gönderebilir. Multi-rotorlular, görsel verilere dayalı olarak bitkiler üzerindeki hastalıkları yüksek hassasiyetle tespit edebilir ve kesin miktarlarda madde püskürtebilir. Multi-rotorlular, sensörler ve kameralar dahil olmak üzere farklı kaynaklardan gerçek zamanlı hava verileri sağlama konusunda benzersiz bir yeteneğe sahiptir (bkz. Şekil 1. 9).



Şekil 1. 10 Multi-rotorlu ile trafik izleme

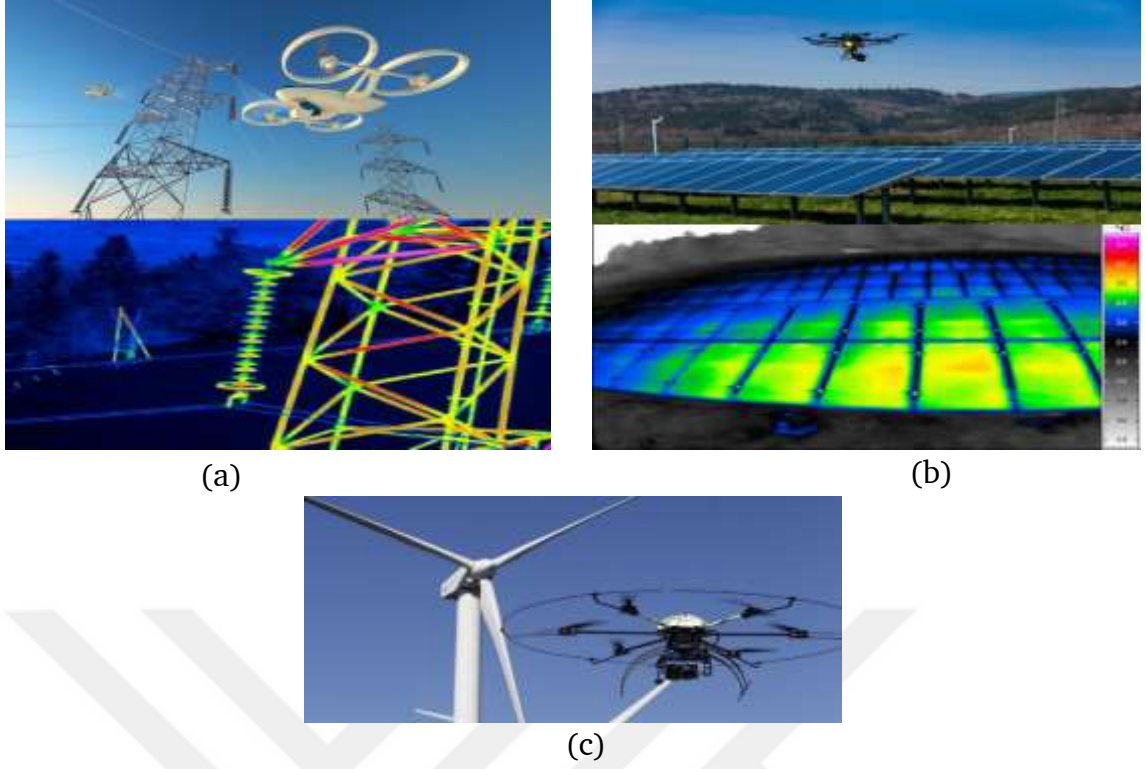
❖ Denetim ve Gözetim Amaçlı Kullanım Alanları

• Trafik gözlem

Multi-rotorlular trafik izlemede önemli bir rol oynar (bkz. Şekil 1. 10). Yol ve trafik koşulları hakkında sürekli olarak gerçek zamanlı veriler toplar ve bilgileri izleme merkezine iletirler. Multi-rotorlular ekonomiktir ve büyük kesintisiz yol bölümlerini izleyebilir veya belirli bir yol bölümüne odaklanabilir. Multi-rotorluların geleneksel yol gözetleme yöntemlerine (radar sensörleri, sabit gözetleme video kameraları) göre esneklik, sabit menzile yerine uzun menzile, olayları tespit etmede hız ve doğruluk gibi birçok avantajı vardır. Ayrıca trafiği tahmin etmede de etkili olabilirler [95]. Guido vd. araç takip metodolojilerinde insansız hava araçları kullanmaktadır [96]. Toplanan verileri kaydedip işleyerek trafik yönetiminde multi-rotorluların kullanımının faydasının altını çizilmektedir [95], [96]. J. Leitloff vd. makalelerinde, afetler veya kitlesel olaylar durumunda trafik gözetimi için bir çözüm olarak multi-rotorlu sistemleri önermektedirler [97]. Bu bağlamda, bir multi-rotorlu üzerine çevrimiçi trafik hakkında bilgi edinmek, değerlendirmek ve paylaşmak için cihazlar kurmaktadır [98].

• Altyapı Denetimi ve Gözetimi

Büyük binalar ve otoyollar gibi büyük ölçekli altyapıların inşası, çok sayıda çalışan ve geniş bir çalışma alanında konuşlandırılmış makineler gerektirir. Multi-rotorlular, yöneticileri projenin ilerleme durumu hakkında bilgilendirmek ve iş sahasına erişmeye gerek kalmadan görevleri kontrol etmek için operasyonların izlenmesine yardımcı olabilir. AT&T (Amerikan Telefon ve Telgraf), insansız hava araçları kullanarak 65.000'den fazla baz istasyonunun otomatik denetimini gerçekleştirmektedir [99]. Hattaki sistem arızalarını tespit etmek için etkin derin öğrenme algoritmaları uygulanmaktadır. Endüstriyel multi-rotorlu internet kullanarak akıllı şebeke güç hattı izleme incelenmiştir [100]. J. I. Larrauri makalelerinde, güç hatlarını, trafo merkezlerini ve transformatörleri denetlemek için bir yöntemi tartışmışlardır [101]. Bu bağlamda multi-rotorlu, kaydedilen görüntüleri işleyerek güç hatlarının zayıf iletkenliğini tespit etmek için kızılötesi



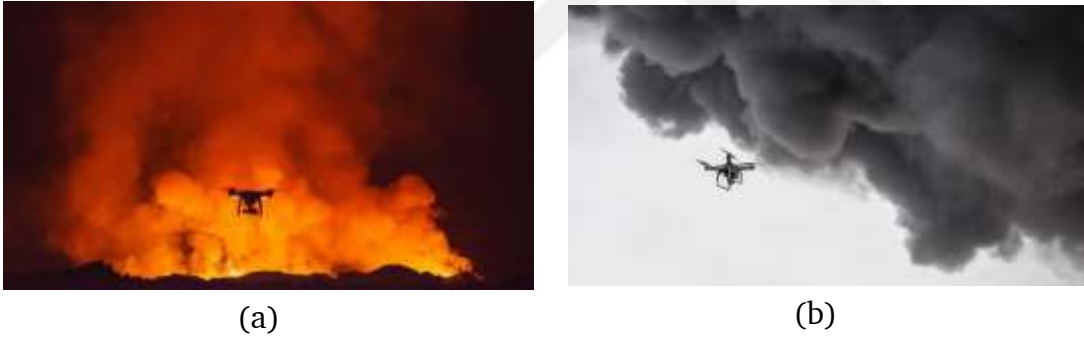
Şekil 1. 11 Altyapıların multi-rotorlu ile denetimi ve gözetimi

(IR) kameralarla donatılmıştır (bkz. Şekil 1. 11(a)). Bu yaklaşım aynı zamanda, hatların yakınındaki binaları ve bitki örtüsünü doğru bir şekilde tanımlamayı amaçlamaktadır. Fotovoltaik güneş panelleri üzerindeki toz birikimini tahmin etmek için (bkz. Şekil 1. 11 (b)), Márquez ve Segovia makalelerinde bir multi-rotorluyu radyometrik sensör ve termografik kamera ile donatmıştır [102].

Tozun neden olduğu enerji üretim kaybının bir yılda %15'e kadar çıkabilmesi nedeniyle bu uygulama önemli görünmektedir [103]. F.Mohamadi makalelerinde, multi-rotorlu tabanlı havadan görüntü ve görüntü işleme kullanan bir rüzgar türbini kanadı yüzey çatlağı tespit sistemi önermektedir [104]. Aşağıda verilen örnekler yakın zamanda yapılan bir deneysel çalışmaya dayanmaktadır. S.Sankarasrinivasan araştırmasında, gaz ve petrol boru hatlarının denetimiyle ilgilenmişlerdir [105]. Multi-rotorlular, tehlikeli veya erişimi zor alanlarda gaz sızıntılarını tespit etmeyi mümkün kılan yerleşik sensörlere dayalı olarak bağımsız bir şekilde uzaktan algılama, görsel ve termal denetimler gerçekleştirir. Altyapı denetimi ve izleme ile ilgili literatür, örnekler ve vaka incelemeleri açısından zengindir [105].

- Çevresel İzleme

Dünyanın dört bir yanındaki hükümetler, çevresel değişiklikler ve etkileri hakkında sürekli olarak güncel bilgi ve veri arayışındadır. Bu kapsamda volkanların tepesinde, dağlarda, nehirlerde, denizlerde ve hatta atmosferde periyodik ölçümler yapılmaktadır [106]. Multi-rotorlular dinamik özellikleri sayesinde numune almak için etkili bir araç olarak kullanılmaktadır. Sivil savunma kurumları, su kaynaklarını sel öncesi, sırası ve sonrasında doğru bir şekilde izleyerek hasar kontrol planı hazırlayabilir. Ayrıca, yanardağlar üzerinde birden fazla multi-rotorlu konuşlandırarak, bir yanardağın durumunu güvenli bir şekilde tahmin etmek için çevrimiçi ölçümler yapmak mümkün olacaktır (Şekil 1. 12(a)). Kirlilik izleme, özel sensörlerle donatılmış multi-rotorlular tarafından gerçekleştirilebilir, bu da CO, CO₂, SO₂ ve NO₂ (Şekil 1. 12(b)) gibi kirlетici gazların yayılımını gerçek zamanlı olarak ölçmeyi mümkün kılar. Multi-rotorlu tabanlı çevresel izleme ile ilgili diğer örnekler ve vaka çalışmaları bulunabilir [97], [107]–[110].



Şekil 1. 12 Bir multi-rotorlu ile çevrenin gözetlenmesi

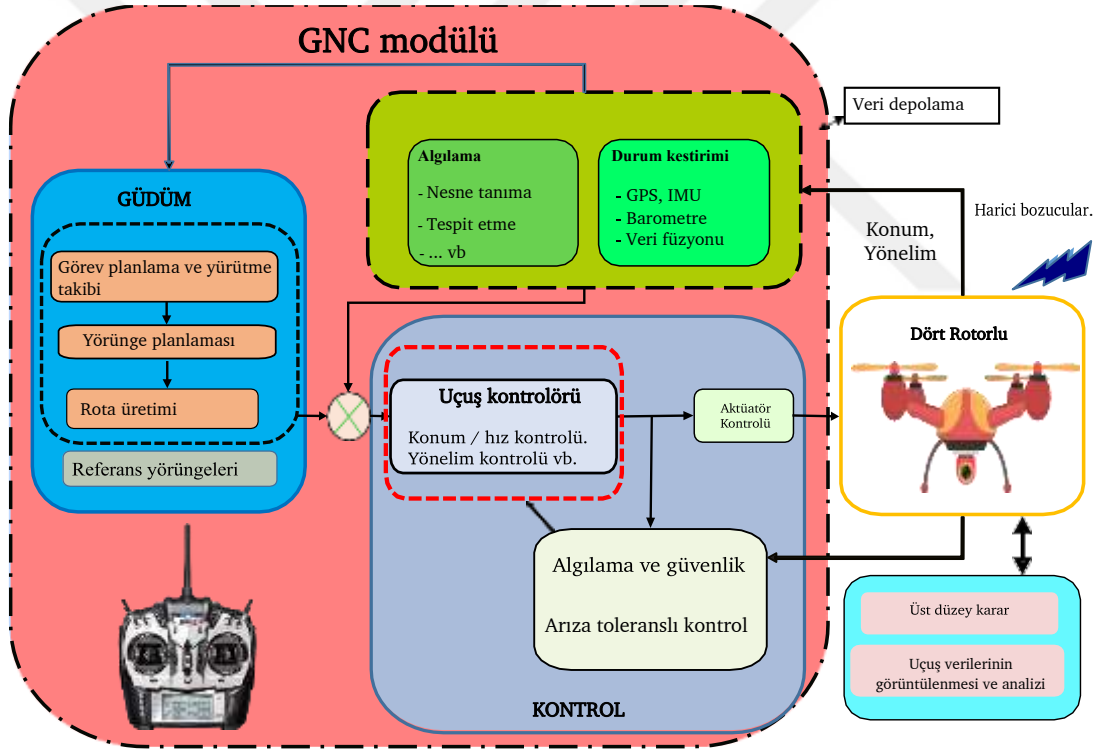
1.1.3.4 GÜDÜM, NAVİGASYON VE KONTROL

Son 20 yılda, multi-rotorluların güdümü, navigasyonu ve kontrolüne (GNC) odaklanan araştırma çalışmaları sonucunda çeşitli teknikler ve yöntemler geliştirilmiştir. Bazı araştırmacılar farklı GNC sistemlerine ve alt kümelerine bakmaya çalışmışlardır [68].

Ek olarak, F. Kendoul, yakın zamanda hazırladığı kapsamlı araştırma raporunda, multi-rotorluların otonom yeteneklerini artırmak için GNC sistemlerine genel bir bakış sunmuştur [111]. Aşağıda, GNC sisteminin farklı bölümleri sunulmaktadır.

Multi-rotorlu araçların ana mimarisinin yer aldığı Şekil 1. 13'te de görüldüğü gibi, GNC güdüm modülü, navigasyon modülü ve kontrol modülü olmak üzere üç temel bölümden oluşur [68]. Referans yörüngelerini oluşturabilmek için güdüm sistemi, navigasyon sisteminin sağladığı sistem durum sinyallerini kullanır. Kontrol modülü ise multi-rotorlunun durum değişkenlerini ve referans yörüngelerini dikkate alarak ürettiği uygun kontrol sinyallerini rotorlara gönderir.

Multi-rotorun davranışı, navigasyon ve güdüm modüllerinin ürettiği çıktıları ölçen sensörlerin analizine dayanmaktadır.



Şekil 1. 13 Multi-rotorlu araç mimarisi ve GNC modülleri

❖ Güdüm Sistemi

Güdüm sistemi, bir multi-rotorlunun atanan görevleri yerine getirmesinde veya hedeflere ulaşmasında planlama ve karar verme işlevlerini gördüğü için, multi-rotorlunun "sürücüsü" olarak tanımlanabilir. Multi-rotorlularda güdüm sistemi, bir

insan pilot ve operatörün bilişsel süreçlerini değiştirme rolü oynar. Bunu yaparken girdi olarak navigasyon sisteminden gelen sinyalleri kullanır. Ardından uygun kararları verip uygun manevraları seçerek karşılık gelen istenen açılar, konumlar, hızlar cinsinden referans yörüngeleri oluşturur. Bu yörüngeler, multi-rotorun istenen konfigürasyonunun elde edilebilmesi için uçuş kontrol sistemine yönlendirilmektedir. Görevler; yörünge üretimi, yörünge planlaması, görev planlaması, üst düzey akıl yürütme ve karar verme dahil olmak üzere çeşitli özerklik artırıcı işlevler içerir.

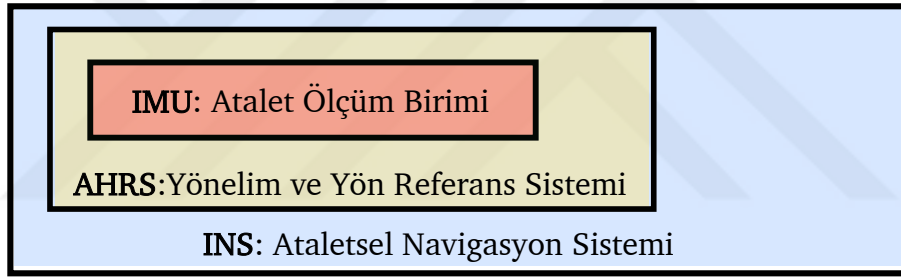
Güdüm sistemi genel olarak aşağıdaki ana görevleri yerine getirir:

- Görev planlaması: Görev planlaması, bir insan pilot ya da merkezi veya dağıtık bir gömülü yazılım sistemi tarafından uçuş yollarının, rota koordinasyonunun, taktik hedeflerin ve araç için zamanlamanın önceden veya gerçek zamanlı olarak oluşturulması sürecidir. Ayrıca uçuş modlarını (görme tabanlı uçuş, GPS tabanlı uçuş, hedef izleme modu, iniş, havada tutunarak uçuş, yörünge izleme vb.) yönetme rolüne sahiptir. Bu farklı modlar ya GCS “Yer Kontrol İstasyonu” ara yüzü aracılığıyla insan pilot tarafından ya da güvenlik amaçlı ek özellikler içeren arıza emniyet sistemi tarafından seçilir: öngörülemeyen bir olay durumunda veya belirsiz bir durum karşısında acil iniş, uçaktaki enerji büyük ölçüde yeterli değilse eve dönüş. Her uçuş modunun, hataların ve risklerin en aza indirilmesi için sağlanması gereken ön koşulları bulunmaktadır; bu koşulların yerine getirilmemesi durumunda görev reddedilecektir.
- Yörünge oluşturma: Yörünge oluşturma, uçuş kontrol sistemi için zaman parametrelili referans yörüngelerin hesaplanması sürecine dayanır. Bu süreçte araç dinamikleri, fiziksel kısıtlamalar (maksimum hız ve ivme gibi), uçuş modu ve yörünge stabilizasyonu ile optimallik gibi faktörler göz önünde bulundurulur. Referans yörüngeler önceden programlanıp yüklenebileceği gibi gerçek zamanlı olarak da oluşturulabilir. Referans yörüngeler önceden programlanıp yüklenebileceği gibi gerçek zamanlı olarak da oluşturulabilir.

- Rota Planlama: Rota planlama sürecinde, birikmiş navigasyon verileri ve önsel bilgiler kullanılarak aracın bir hedef pozisyonuna/ konfigürasyonuna veya varış noktasına ulaşması için en iyi, en güvenli yolun bulunması ve belirli bir görevi yerine getirmesi amaçlanır.

❖ Navigasyon sistemi

Daha yüksek düzeyde özerkliğe sahip bir multi-rotorlu tasarlamak; algılama, durum tahmini, çevre algılaması ve durumsal farkındalık için uygun bir navigasyon sistemi gerektirir. Araç ve çevresinin durumları hakkında veri elde etme, verileri analiz etme ve bilgi çıkarma süreci olarak tanımlanabilir. Bu bilgi daha sonra uçuş kontrolörü tarafından hareket kontrolü için ve güdüm sistemi tarafından görevi yerine getirmek için kullanılır. Bir navigasyon sisteminin genel yapısı aşağıya gösterilmiştir.



Şekil 1. 14 Atalet sistemlerinin kategorileri

- İvmeölçer ve jiroskoptan oluşan Ataletsel Ölçüm Birimi (IMU), aracın ivmesini ve dönme hızını ölçen bir ünedir.
- Yönelim ve Yön Referans Sistemi (AHRS): İvme ve açısal hız ile ilgili ham bilgilere ek olarak durum (yuvarlanma ve eğim) ve yön tahminleri sağlamak üzere tasarlanan AHRS jiroskoplar, ivmeölçerler ve manyetometreler içerir.
- GPS destekli AHRS, GPS/ Ataletsel Navigasyon Sistemi (INS): INS, saf bir sistemin (AHRS veya INS) birikmiş hatasını düzeltmekten ve eksiksiz navigasyon çözümü (konum, hız, durum ve yön) sağlamaktan sorumlu

birimdir (AHRS ve GPS, GPS ve INS). Ayrıca belirli görevler için (haritalama, konum belirleme vb.) veya sisteme belirli bir özerklik sağlamak için gerekli olan optik akış, görsel kilometre sayacı gibi ek sensörler kullanan gelişmiş navigasyon sistemleridir.

❖ Uçuş kontrol sistemi

Uçuş kontrol sisteminin görevi, aracın stabilize edilmesi, dahili ve harici bozucuların telafi edilmesi, istenen yörüngenin takip edilmesi veya belirli bir navigasyon görevinin yerine getirilmesi için gerekli momentlerin ve kuvvetlerin üretilmesidir. Multi-rotorlu dinamiğinin dikkate değer özelliklerinden dolayı (çok değişkenli, yüksek düzeyde bağlaşıklık, hiyerarşik ve eksik tahrikli, doğrusal olmayan sistem), PID kontrolü, kayan kipli kontrol, geri adımlama, bulanık mantık gibi çok sayıda geleneksel ve gelişmiş kontrol stratejisi önerilmiştir. Aslında, uçuş kontrolü alanı oldukça etkin sonuç üretebilen durumdadır ve bir çeşitli çözüm sunabilmektedir. Multi-rotorluları kontrol etmeyi ve bu tür bir sistem için yörünge izleme problemini çözmeyi amaçlayan farklı kontrol tekniklerini açıklayan geniş bir literatür vardır.

VTOL araçlarına uygulanan bazı kontrol tekniklerini karşılaştırarak her yaklaşımın faydalarını tartışan çalışmalar bulunmaktadır [29], [112], [113]. Aşağıdaki bölümde farklı uçuş modları ayrıntılı olarak anlatılacaktır.

▪ Uçuş modları:

Multi-rotorluda altı hareket serbestlik derecesi (üç öteleme $\chi(x, y, z)$ ve üç dönüş $\eta(\Phi, \theta, \Psi)$) ve toplam itki kuvveti u_m ve torklar $(u_\phi, u_\theta, u_\psi)$ olmak üzere dört giriş vardır. Mevcut altı serbestlik derecesi arasından yalnızca dört tanesi çıkış olarak seçilir. Multi-rotorluların uçuş ilkesi gereğince, (x, θ) ve (y, ϕ) çiftleri bağımsız çıkış olarak kabul edilmez. Diğer bir deyişle, $(x, \theta) \Rightarrow (x_d, \theta_d)$ veya $(y, \phi) \Rightarrow (y_d, \phi_d)$ kontrol türleri yasaklanmıştır ve arzu edilmez. Durum kümesine bağlı olarak, aşağıdaki olası kombinasyonlar ayırt edilebilir:

(x, z, Φ, Ψ) : boyuna hareket, (y, z, θ, Ψ) : yanal hareket, (z, Φ, θ, Ψ) : uzaktan veya radyo kontrollü mod (insan yardımı gerektirir), (x, y, z, Ψ) : multi-rotorlu otonom. Buradaki zorluk, görevi gerçekleştirmek için aracın üç eksen etrafında dönebildiği ve uzayda (x, y, z) belirli bir konfigürasyona ulaşabileceği son durumla ilgilenmektir.

Aşağıda bazı temel uçuş kontrol modlarını sunuyoruz [68].

- **Havada asılı kalma uçuş kontrolü:** Belirli bir sapma açısını veya hızını koruyarak aracı istenilen irtifada sabit tutmayı amaçlayan en temel manevradır. Çoğu dinamik model, havada asılı kalma uçuş koşullarının varsayılmasıyla veya yaklaşık olarak havada asılı kalma uçuşu sağlamak için yavaşça hızlanarak elde edilir.
- **Sapma veya yön kontrolü:** Sapma dinamikleri, asılı uçuş sırasında tamamen ayrılırken, öteleme uçuşunda, rotadaki bir değişiklik, yanal-boylamsal dinamikleri doğrudan etkiler.
- **Yönelim veya yön kontrolü:** Bu uçuş kontrol modu, multi-rotorlunun güdüm alt sisteminin (yunuslama, yuvarlanma ve sapma) stabilize edilmesini sağlar.
- **İrtifa kontrolü:** İrtifa kontrolü, dronun uçuş sırasında referans yükseklik değerine ulaşmasını sağlamak için kullanılan bir yöntemdir. Bu amaçla rotorların hızı aynı anda değiştirilebilir. İrtifa kontrolü genellikle irtifa yönelim dinamikleri ile bağlantılıdır.
- **Konum kontrolü:** Konum kontrolü, multi-rotorluyu uzayda belirli bir noktaya getirmeyi amaçlar. İstenen bir yörüngeyi takip etmek için önceki tüm kontrollerin bir kombinasyonu kullanılabilir. Bu kontrol iki döngü kullanılarak gerçekleştirilebilir. Dış döngü, istenen konumu dikkate alarak gerekli yönlendirmeyi belirlerken, iç döngü gerekli kontrol girişlerini belirler.
- **Hız kontrolü:** Multi-rotorlunun belirli bir hızı sağlaması gerektiğinde hız kontrolü dikkate alınır. Bu kontrol, sabit kanatlı araçları kontrol etmek için yön kontrolü ile birlikte kullanılır.

1.1.3.5 Dört Rotorlu Dronların Kontrolü: Son Gelişmeler ve Teknik Yaklaşımlar

Bu bölüm, multi-rotorlu uçuş kontrol tasarımı bağlamında doğrusal olmayan kontrol teknikleri üzerine kayda değer bir literatür sunmaktadır. Dron oto pilot sisteminde incelenen ve uygulanan doğrusal olmayan kontrol yöntemleri, sonraki paragraflarda belirtildiği gibi model öngörülü kontrol, kayan kipli kontrol, geri beslemeli doğrusallaştırma, geri adımlamalı kontrol ve diğer yöntemlerdir. Geleneksel doğrusal olmayan yaklaşımların yanı sıra, çoğu çalışma ağırlıklı olarak sunulan uyarılama ve gözleme dayalı yaklaşımları içermektedir. Bu yaklaşımlar, birleştirilmiş doğrusal olmayan dinamikler, parametrik belirsizlikler, giriş zaman gecikmesi sorunları, yakınsama oranları, optimal çalışma rejimi, kararlılık sorunları gibi konuların ele alınmasını sağlar.

Genel olarak, multi-rotorluların yörünge takibini gerçekleştirmek için en yaygın yapılar, öteleme hareketlerini kontrol etmek için harici bir döngü ile birleştirilmiş dönüş alt sistemi için bir dahili kontrol döngüsü kullanılan basamaklı kontrol stratejileridir. Dört rotorlu için kontrol mimarilerine kısa bir genel bakış sunar [29]. Bu stratejiyi kullanan kontrol sistemleri mevcuttur [70]. Multi-rotorlu birkaç kontrol stratejisi test edilmiş olmasına rağmen, çoğu, altı serbestlik derecesi üzerindeki harici bozucuları, modellenmemiş dinamikleri ve modelin tümündeki parametrik belirsizliği hesaba katmaz [69], [79].

Ancak son yıllarda dört rotorlu dron için kontrol yasasını tasarlayan araştırmacılar bu etkileri de dikkate almaya başlamışlardır. Bu tür hava araçları için uçuş kontrolörleri tasarlarırken üç önemli zorluk vardır [114], [115].

İlk olarak, araç dinamikleri çok girişli çok çıkışlı (MIMO) ve yüksek oranda nonlineer ve bağılaşıktır; ikincisi, dört rotorlu dron dinamikleri, parametrik belirsizlikler, modellenmemiş belirsizlikler ve harici bozucular dahil olmak üzere çeşitli belirsizlik kaynaklarını içerir; son olarak, kontrol sistemlerinde birden fazla zamanla değişen giriş durumu ve zaman gecikmesi vardır.

Doğrusal olmayan ve bağılaşık dinamiğe sahip hava aracı sistemlerinin kontrol problemi üzerine yıllar boyunca birçok çalışma yapılmıştır. Dört rotorlu dronun

yörünge izleme performansını geliştirmek ve harici bozucuları telafi etmek amacıyla, yukarıda bahsedilen problemler için birçok dayanıklı doğrusal olmayan kontrol yaklaşımı geliştirilmiştir: pasiflik temelli bağlantı ve sönüm atama kontrol tekniği [116], kayan kipli geri adımlamalı kontrolör [117], [118], bozucu etki gözlemleyicili [119], sürekli kayan kipli kontrol stratejileri [120]– [123], bulanık algoritmalar ile kayan kip takibinin adaptif kontrolü [120], giriş doygunluğu ile dayanıklı adaptif kontrol [123], parametrelerin doğrusal olmayan varyasyonu ile dayanıklı gözlemci [122], adaptif kayan kip [124], model öngörülü kontrol [125], doğrusal olmayan adaptif kestirim teknikleri [126], dayanıklı doğrusal olmayan sonsuz PID kontrolörü [127], doğrusal olmayan sağlam adaptif hiyerarşik kayan kip kontrolü [128], LQR kontrol yöntemleri [129], PID tipi doğrusal olmayan kontrolör [130].

Dört rotorlu dronları kontrol etmek için yeni bir adaptif kayan kipli bulanık kontrolör önerilmiştir [131]. Bu kontrolör, sistemin kararlılığını sağlamak amacıyla Lyapunov analizini kullanır. Bu kontrolörün optimum katsayıları ise bulanık mantık kullanılarak belirlenir. Dört rotorlu dronun yönelimini stabilize etmek ve istenen yörüngeyi takip etmesini sağlamak için integral geri adımlama ile kayan kipli kontrolü birleştiren yeni bir doğrusal olmayan kontrol stratejisi geliştirilmiştir [132]. Benzer şekilde, bir dört rotorlu dronun yönelimini stabilize etmek için nominal bir kontrolör ve dayanıklı bir sinyal tabanlı kompensatörden oluşan dayanıklı bir kontrolör tasarlanmıştır [133]. Önerilen kontrol yönteminin parametreleri, sistem performansını artırmak için ayarlanmıştır. Dört rotorlu dron pozisyon durumu ve yörünge takibi için sağlam bir yapılandırılmış kontrol sistemi tasarımı geliştirilmiştir [134]. Konum yörüngesini takip etmek için integral eylemli öngörücü kontrol stratejisi geliştirilmiştir ve H_∞ kontrolü, dört rotorlu dronun yönünü stabilize etmek için tasarlanmıştır [135]. Geliştirilen çalışma, integral ve doğrusal olmayan H_∞ geri adımlama kullanarak aerodinamik momentler ve kuvvetler altında yörünge izleme problemini ele almıştır [136]. Dört rotorlu dron faydalı yük varyasyonu durumunda, itki tahsisi algoritmasına ve Lyapunov tekniğine dayalı hiyerarşik doğrusal olmayan bir kontrol geliştirilmiştir [137]. İkinci dereceden kayan kip yaklaşımına dayanan dört rotorlu dronun

konum izleme performansını geliştirmek için dayanıklı bir kontrol yöntemi önerilmiştir [138]. Dört rotorlu dronun yörünge izleme problemi, hibrit model öngörülü kontrolörler ve bulanık mantık kontrolörlerin bir kombinasyonu tasarlanarak incelenmiştir [139]. Dört rotorlu dronun harici bozucularının ve bilinmeyen durumlarının kestirilmesinde bir gözlemci kullanılmaktadır [140]. Bozucuları kestirmek ve dört rotorlu dronu kontrol etmek için, sanal değişkenlere dayalı bir aktif bozucu etki bastırma kontrolü tasarlanmıştır [141]. Belirsizliklere, gürültülere ve bozuculara maruz kalan dört rotorlu dronu kontrol etmek için dayanıklı doğrusal olmayan kontrolörler önerilmiştir [142]. Doğrusal ve doğrusal olmayan optimal kontrol teorisine dayalı olarak MHA dron için üç kontrol yöntemi geliştirilmiştir [143]. Kayan kip algoritmalarına dayanan karmaşık bozuculara maruz kalan dört rotorlu dronun yunuslama/yuvarlanma açılarının bir gzlemcisini sunar [144]. Dört rotorlu dronun yönelim ve konumunu kontrol etmek için yapay sinir ağlarına dayalı görsel bir mekanizma kontrolü tasarlanmıştır [145]. Bilinmeyen dinamikler ve bozucular ile dörtlü yol izleme problemlerini çözmek için bütünleşmiş adaptif kayan kipli, geri adımlamalı ve adaptif kayan kipli kontrol yaklaşımlarına dayanan sonlu zamanlı bir hibrit kontrol tekniği sunulmaktadır [146]. Dört rotorlu dronu stabilize etmek için bir PID kontrolörü ve Lyapunov analizi kullanılarak bir kademeli kontrol önerilmiştir [18]. Parametrik belirsizlik ve bozucular altında dörtlü kontrol ile başa çıkmak için sinir ağlarına ve SMC'ye dayanan dayanıklı bir hiyerarşik kontrol tekniği önermektedir [147]. Dört rotorlu dronun konumu ve yöneliminin dinamik modeli için modifiye edilmiş bir aktif bozucu etki bastırma tekniğine dayanan dayanıklı bir doğrusal olmayan kontrol stratejisi önerilmiştir [148]. Bu kontrol tekniği doğrusal olmayan oransal türev, izleme (takip) referansı ve genişletilmiş durumlu gözlemleyici/kestirimci olmak üzere üç bölümden oluşur. Harici bozucuları ve parametre belirsizliklerini telafi etmek için, dört rotorlu Mikro Hava Aracı takibine yönelik dayanıklı bir adaptif kontrol yaklaşımı sunulmaktadır [149]. Bozucuların varlığında bir grup dört rotorlu dronun yörünge izleme problemini çözmek için sürekli kayan kipli kontrole dayalı yeni bir kontrolör önerilmiştir [150].

Dört rotorluların kontrolü konusunda bir süreden beri çalışılmakta olduğu için, akıllı kontrol kuramını geliştiren çok sayıda çalışma yapılmıştır. Bu yaklaşımlar arasında dört rotorlular için değişken model öngörülü kontrol (SMPC) bulunmaktadır [151], ancak model öngörülü kontrol (MPC) yaklaşımlarının temel dezavantajı, son derece doğru ve hassas bir modeli gerektirmeleridir. Bulanık mantığın temel kavramı önerilmiş ve takip eden çok sayıda çalışmayla geliştirilmiştir [152]. Adaptif bulanık kontrolör, simülasyon sonuçlarına göre iyi bir kararlılık gösterilmiştir [153]. Dört rotorlularda sinir ağı uygulamalarını araştırılmıştır [154]–[156]. Ancak bulanık mantık yönteminin temel dezavantajı uygulamaya ait eğitim verisi bulunmamasıdır [157], en önemli avantajı ise sinir ağlarının aksine, elde edilen kontrol çözümünün insanlar tarafından anlaşılabilmesidir [158]. Akıllı kontrol tekniklerinin yukarıda belirtilen dezavantajlarından dolayı, bu çalışmada yalnızca dayanıklı kontrol yaklaşımlarına odaklanacağız.

Dört rotorluların kontrolü için geribeslemeli doğrusallaştırma ve geri adımlama tekniklerini kullanmış ve geri adımlamalı kontrolörün performansının geribeslemeli doğrusallaştırmadan daha iyi olduğu sonucuna varılmıştır [159]. Ayrıca, belirsizlikler ve harici bozucular nedeniyle yüksek hassasiyetli konum belirleme sağlamak için dayanıklı kontrolörlere gereksinim duyulmaktadır. Harici bozuculara ve parametre belirsizliklerine göre ayarlama yapmak için dayanıklı bir adaptif kontrol tekniği sunulmuştur [149]. Bozucular altındaki bir dört rotorlu sürüsü için yörünge izleme problemini çözmek amacıyla yeni bir sürekli kayan kipli kontrolör kullanılmaktadır [150].

Dört rotorlular doğrusal olmayan eksik tahrikli sistemler olduğu için [160], herhangi bir kontrolü dört rotorlu sistemlere sürekli olarak doğrudan uygulamak uygun değildir. Bu problemi çözmek için geri adımlamalı bir kontrol tekniği ve konum yörüngesini izlemek amacıyla bozucular altında aracın durum değişkenlerini kestirmek için bir gözlemci sunulmaktadır [161]. Dört rotorlunun ötelenme ve dönme dinamiklerinde meydana gelen parametrik belirsizlikleri telafi etmek amacıyla, daha önce bahsedilen dinamik alt sistemleri harici bozucular karşısında kontrol etmek için dayanıklı bir adaptif geri adımlamalı kontrol

yöntemi sunulmuştur [162]. Hibrit kontrol teknikleri de iyi performans göstermektedir; hem geri adımlama hem SMC yöntemlerinden yararlanmak için bilinmeyen belirsizliklerin kestirimini karmaşıklaştıran herhangi bir adaptasyon kontrol yasasını ele almadan tümleşik geri adımlama ve kayan kip yöntemlerini birleştiren bir doğrusal olmayan kontrol stratejisine dayanarak istenen yolu izleme amaçlı bir kontrolör geliştirilmiştir [132]. Dört rotorlu için çatırtı olgusunu azaltabilen geri adımlamalı SMC yaklaşımına dayanan orijinal bir kesirli dereceli kontrolör geliştirilmiştir [163]. Rüzgar türbülansının varlığında istenen yörüngenin sonlu zamanlı yakınsamasını sağlamak için adaptif geri adımlamalı kayan kip tekniklerine dayanan bir kaskat çok döngülü kontrolör sunmaktadır [120]. Sonlu zamanlı yakınsama sağlamak amacıyla dört rotorlu irtifa kontrolü için parametre belirsizlikleri ve harici bozucularla ikinci dereceden kayan kipli bir kontrolör tasarlanmıştır [164]. Dört rotorluların hareketli hedef takibi problemini çözmek için pasif kontrol ve süper bükümlü kayan kipe dayalı yeni bir bileşik kontrol asimptotik izleme kontrolörü önerilmiştir [165]. Dört rotorlu sistemler için hız izleme performansını, yüksek hassasiyeti ve stokastik pertürbasyonlar ve belirsizlikler için dayanıklılığı artırmak amacıyla kesirli dereceli bir süper bükümlü kayan kipli kontrol önerilmiştir [166].

Gerçek bozucular için çatırtının azaltılmasını ve sonlu zamanlı yakınsama sağlamak için dört rotorlu bir İHA'nın konum ve yönelim kontrolü kapsamında bir süper bükümlü kayan kipli kontrolör geliştirilmiştir [167]. Yazarlar, yol izleme problemini çözmek amacıyla yüksek performanslı bir modifiye edilmiş tümleşik bir kayan kip yüzeyine dayanan bir süper büküm algoritması kullanarak hibrit bir kontrol yasası geliştirmeyi amaçlamışlardır [168]. Ayrıca, belirsiz 6-DOF doğrusal olmayan hava taşıtlarının dayanıklı yönetimi için süper büküm tekniğine adaptif bir yasa eklemişlerdir [169]. Bu adaptif kontrol yaklaşımı, tahmin edilemeyen çevresel faktörlerin etkisi altında bile istikrarlı bir uçuş sağlamak için geliştirilmiştir.

Hem yukarıda bahsedilen çalışmalarda geliştirilen tüm kontrol yaklaşımlarının avantajlarından yararlanmak için hem de dört rotorlu parametreleri, harici bozucular ve zamana göre değişen yük genellikle bilinmediğinden ve belirlenmesi

zor olduğundan, bu çalışmada sonlu zaman teknikleriyle birlikte çeşitli adaptif dayanıklı yöntemler önerilmektedir.

Bu tezde, dört rotorlunun yörünge izleme problemi ele alınacaktır. Çalışmanın temel amacı, aracın harici bozucular, hareketsiz dinamikler ve belirsizlikler (parametrik ve bilinmeyen girişler) varlığında uçuşu sırasında kullanılacak kontrol stratejilerinin dayanıklılığını artırmaktır.

1.2 Gerekçeler ve Zorluklar

Son yıllarda insansız hava araçları, özellikle de multi-rotorlular, ilgili noktalarda daha yakın çalışabilmelerine olanak tanıyan düşük maliyetleri, basit yapıları ve küçük boyutları gibi önemli avantajları nedeniyle hem askeri hem de sivil uygulamalarda büyük ilgi görmüştür. Manevra kabiliyetlerine ve akustik gizliliklerine ek olarak, bu araçlar oldukları yerde havada asılı kalabilme, yüksek ve düşük hızlarda uçabilme, tüm yönlere doğru hareket edebilme ve dikey kalkış ve iniş yapabilme kabiliyetlerine sahiptir. Çatışma bölgeleri, bulaşıcı hastalık bölgeleri veya doğal afetlerden etkilenen alanlar gibi erişilmesi zor ve tehlikeli yerlerde görev yapabilirler. Ayrıca, yararlı bilgiler toplayarak çevresel izleme aracı olarak ve tarım sektöründe kullanılabilirler.

Bu tezde bu uygulamaları ele almamızın gerekçesi, normalde çok sayıda insan ve özel ekipman gerektirecek görevleri yerine getirebilmeleri sayesinde önemli yararlar sağlamalarıdır. Bu uygulamalar, havada asılı kalma kapasitesi yüksek bir hava aracı gerektirir. Bu nedenle, multi-rotorlularla, özellikle de uçuş kontrolü alanında çalışan araştırmacıların en çok tercih ettiği platform olan dört rotorlularla ilgileniyoruz. Bu araçların kullanımı operatör ve ekipman maliyetlerini düşürmekte, çalışma sürelerini azaltmakta, personel güvenliğini artırmakta ve zor ve tehlikeli alanlara erişimi kolaylaştırmaktadır.

Bilindiği üzere, bu araçlar bilinmeyen coğrafya ve hava koşullarında seyretmelerini gerektiren dış mekân uygulamalarında kullanılmaktadır. Bununla beraber, bu araçların (hava düzensizliklerinin oluşturduğu kuvvetlere kıyasla) düşük kütlesi, kararlı uçuş menzilini önemli ölçüde azaltmaktadır. Dolayısıyla,

atmosferik düzensizlikler, modellenmemiş dinamikler, parametrik belirsizlikler, ölçüm hataları, gürültü gibi olumsuz etkileri azaltmak için dayanıklı bir kontrol sistemi gereklidir. Ancak, modellemedeki belirsizlikler göz önüne alındığında, dayanıklı performans sağlamak oldukça zordur. Dış etkenlerin varlığında otonom uçuş için istenen özellikleri (ör. hız, doğruluk, sönümlü tepki, vb.) sağlayan bir kontrol algoritması tasarlamak da bir diğer zorluktur. Harici bozucuların etkisi uçuş kontrol sisteminin performansını düşürmektedir. Dolayısıyla asıl problem (modelleme belirsizliklerine ve bozuculara karşı) dayanıklılıkla birlikte kontrol karmaşıklığının ve enerji tüketiminin azaltılmasını sağlarken mümkün olan en yüksek performansı elde eden kontrol sentez yöntemleri önermektir.

Bununla birlikte, ağırlığın sınırlandırılması ve rotorlar tarafından üretilen hava akışıyla etkileşim, dört rotorlu araçlar için başlıca sorunları oluşturmaya devam etmektedir. Ayrıca, araç, türbülanslı hava akışı koşullarında çalışmak zorunda olduğu için sınırlı tümleşik kaynaklarla kesin bir tahmin yapma zorluğuyla karşılaşmaktadır. Bu yönde birçok ilerleme kaydedilmiş olmasına ve kontrolörlerin tatmin edici sonuçlar elde ettiğinin bildirilmesine rağmen, tüm bu anılan sorunları ele alan bir kontrolörün tasarlanması araştırmacılar için hâlâ büyük bir zorluk teşkil etmektedir. Aslına bakılırsa, farklı teknikleri görselleştirmek, karşılaştırmak ve dört rotorluyu kontrol etmek ve dinamik parametreleri kestirmek amacıyla yeni karmaşık araçlar önermek için bir bağlam oluşturulması gerçekten gereklidir.

Bu tezin temel amacı, adaptif kontrol yasalarına sahip kayan kipli kontrol ve geri adımlama tekniklerini kullanarak bir dört rotorlunun harici bozucuların ve parametrik belirsizliklerin varlığında istenen karmaşık bir yörüngeyi izlemesini sağlayan yeni kontrol yasalarının geliştirilmesine katkıda bulunmaktır. Ele alınan başlıca zorluklar, belirli performans göstergelerini tutturmak ve kontrol hesaplamalarının ve uygulamasının karmaşıklığını azaltmak ve böylece bu tekniğin yeterince karmaşık hava aracı mimarilerinde kullanılmasını sağlamaktır.

1.3 Tezin Amacı

Bu tezin yukarıda saydığımız gerekçelerden kaynaklanan amacı, otonom hava araçları, özellikle de düzensiz hava koşullarında seyreden multi-rotorlular (esas olarak dört rotorlular ele alınmıştır) için dayanıklı doğrusal olmayan kontrol sistemlerinin tasarımıdır. Bu nedenle, aerodinamik, kontrol kuramı ve kestirim kuramını birleştiren çokdisiplinli bir çerçevede yer alan bu çalışmada ele alınan hususlar, birden fazla alanı ilgilendiren karmaşık problemlerin çözümüne odaklanır. Karşılaşılan bir diğer zorluk ise, bu problemlerin konuyla ilgilenen çok sayıdaki araştırmacı tarafından bağlı bulundukları disipline ve bilimsel topluluğa göre farklı şekillerde ele alınmasıdır.

Önceki bölüm 1.2’de ortaya konulan problemler, dayanıklılık ve kontrol performansı arasında bir anlaşma sağlamayı amaçlayan mevcut tekniklerle yetersiz bir şekilde ele alınmaktadır. Bu bağlamda, bu çalışmada dört rotorlu sistem için modifiye edilmiş süper büküm algoritması ve bir hibrit kontrol yaklaşımı kullanarak harici bozucuların etkisini telafi eden kontrolörler sunulmaktadır.

Literatürde bu araçlara yönelik olarak önerilen kontrol yaklaşımlarının çoğunda bozucuların üst sınırının bilindiği varsayılmaktadır. Oysa gerçekte bu sınır bilinmemektedir ve belirlenmesi zordur. Bu nedenle, parametrik belirsizliklere ve bozuculara karşı dayanıklılık gösteren adaptif kontrol yasaları tasarlamaya odaklanıyoruz. Bu kısıtlamayı aşmak için, yalnızca izleme hatası ve hız ölçümlerini kullanarak bozucuların üst sınırını sonlu zamanda kestirebilen adaptif bir kestirici öneriyoruz.

Ayrıca, kararlılığa ek olarak sistemin parametrik belirsizliklerine göre bozucu etki bastırma ve dayanıklılık gibi bazı ölçütleri de garanti etmeyi amaçlıyoruz.

1.4 Orjinal Katkı

Bu tez belirsizlikler içeren ve bozuculara maruz dört rotorluların kontrolü konusunu ele almaktadır. Katkılarımız, motorların alt seviye kontrolü dışında bu konunun tüm kısımlarını kapsamaktadır. Rotorların yüksek hızda dönmesi

nedeniyle, dinamiklerinin aracın dinamiğine kıyasla ihmal edilebilir olduğunu varsayıyoruz. Ayrıca, rüzgarla bozulmuş bir ortamda multi-rotorlu araçlar için genel bir model öneriyoruz. Dört rotorluyu herhangi bir parametrelendirilmiş yörüngeyi sonlu zamanda izleyecek şekilde sürmek için etkili bir kontrol sisteminin tasarımıyla ilgileniyoruz. Bu tez kapsamında gerçekleştirilen araştırma çalışmasının temel katkıları iki makalede sunulmuştur [170], [171].

Çalışmanın amacı, dört rotorlu sistemin pozisyon durumunu/yönelimini ve konumunu kontrol etme problemine, parametrik belirsizliklerin ve harici bozucuların varlığında bir çözüm bulmaktır [170]. Geri adımlamalı kayan kipli kontrol (BSMC) yaklaşımlarına dayanan, harici bozucularla etkin bir şekilde başa çıkabilen hibrit bir kontrol sistemini ele alıyoruz. Kayan kipli kontrolün çatırtı etkisini ortadan kaldırmak ve konum için önerilen kontrolör parametrelerinin yanı sıra yönelim pertürbasyonunun üst sınırlarını kestirmek için adaptif stratejileri araştırıyoruz. Ayrıca, son derece nonlineer olan dört rotorlu sistemin kararlılığını ve kontrolörlerin değişimlere karşı dayanıklılığını sağlamak için Lyapunov analizi gerçekleştiriyoruz.

PID ve SMC teknikleriyle Süper Büküm algoritmasının bir kombinasyonu sunulmuştur [171]. Bu çalışmada ortaya konulan başlıca yenilik, kontrol giriş değişkenleri üzerindeki çatırtı etkilerini azaltmak için süper büküm algoritması ile birleştirilmiş geri adımlama ve PID kayan kip tekniklerine dayanan sonlu zamanlı sürekli dayanıklı bir kontrolün ve neredeyse geçici rejimde parametrik belirsizlikleri telafi etmek için adaptif bir yöntemin geliştirilmesidir. Geliştirilen kontrolör Süper Bükümlü Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Kontrol (Super-Twisting Adaptive Backstepping PID Sliding Mode Control (STABPIDSMC)) olarak adlandırılmıştır. Bu çalışma, yayımlanan bir konferans bildirisi olarak sunulmuş [171], ve Advances in Space Research SCI dergisinde yayımlanmıştır [172]. Konvansiyonel kayan kipli kontrolde, kayma yüzeyi izleme hatasına ve türevlerine bağlıdır, ve $t \rightarrow \infty$ iken hatayı korur [173], [174]. Konvansiyonel kayan kipli kontrolün tersine, kayma yüzeyi $s(t)$ hata $e(t)$ 'nin sıfıra yaklaşmasına yol açacaktır. Dolayısıyla, $s(t) = 0$ kararlı bir kayma yüzeyidir ve $e(t) \rightarrow 0$, çünkü önerilen modifiye edilmiş PID kayan kipli kontrolün temel amacı

hem kayma yüzeyi $s(t)$ 'yi hem de zamana göre birinci dereceden türevini sıfıra götürmektir: $s(t) = \dot{s}(t) = 0$ [175], [176]. Çatırtı olgusunun üstesinden gelmek için, sonlu zamanlı yakınsama elde etmek ve sınırlı belirsizlikleri sağlamak için süper büküm kontrolünün sürekliliği kullanılmış [158], [177], [178]. Adaptif geri adımlamalı PID kayan kipli kontrol ile dayanıklılık elde edilmiştir. Böylece, kontrolörümüzün sürekliliği ve dayanıklılığı dört rotorlu aracın kararlılığını ve manevra yeteneğini artırarak çatırtı etkisini azaltır. Ayrıca, ABPIDSMC ve STABPIDSMC'nin yanı sıra, M. Labbadi'nin makalesinde tanımlanan STISMC kontrolü kullanılarak kapalı döngü sistemin cevabını karşılaştırmak için bir dizi simülasyon gerçekleştirilmiştir [168].

Gerçekleştirilen dört rotorlu simülasyon doğrulaması, önerilen kontrolün üstünlüğünü etkili bir şekilde göstermektedir. Sonuç olarak, aşağıdaki noktalar mevcut çalışmanın getirdiği başlıca yenilikleri özetlemektedir:

- ✓ Dönme ve ötelenme alt sistemleri için referans konum ve yönelimi sonlu zamanda dayanıklı bir şekilde izlemek ve kararlı hal doğruluğunu iyileştirmek amacıyla iyileştirilmiş erişimli geri adımlamalı PID kayan kip yüzeyleri geliştirilmiştir. Sonuç olarak, kararlılık da iyileşmektedir.
- ✓ Önerilen kontrol yaklaşımı, cevap hızını ve durum değişkeni yakınsamasını iyileştiren ST Algoritmasına dayanmaktadır.
- ✓ Önerilen STABPIDSMC ile yüksek doğruluk ve hızlı izleme elde edilmiştir.
- ✓ Parametrelerdeki belirsizlikler, rüzgar hamlesi bozucuları, sürüklenme katsayılarındaki farklılıklar ve değişen yükler dikkate alınmış ve bunların etkilerini azaltmak için adaptif bir kontrol yasası tasarlanmıştır.

Önerilen kontrol yöntemi yakın zamanda yayımlanan makalelerle karşılaştırılmış [171]. Karşılaştırma sonuçları, STABPIDSMC'nin performansının üstünlüğünü göstermiştir.

2.1 Giriş

Dört rotorlu dronun stabilizasyonu ve kontrol edilmesi için rüzgar hızı ve araç üzerinde etkili harici faktörlerin hesaplanması önemlidir. Bu amaçla, dört rotorlu dron dinamiklerinin doğru modellenmesi gereklidir. Bu bölümde, dört rotorlu dronun dinamiğini oluşturan unsurların modellenmesi ele alınmaktadır. Ayrıca, tamsayı olmayan dereceden türev tanımları, yaklaşıklık yöntemleri ve Lyapunov teorisini kullanarak kararlılık koşulları gibi matematiksel formüller de gözden geçirilmektedir. Bu bölüm şu şekilde düzenlenmiştir: Bölüm 2.2'de modellemede kaydedilen ilerleme hakkında kısa bir değerlendirme sunulmaktadır. Bölüm 2.3'te önemli bazı ön bilgiler verilmiştir. Bölüm 2.4'te multi-rotorlu sistemlere etki eden kuvvetler ve momentler detaylandırılmıştır. Rüzgarın oluşumu ve araç yapısı ile etkileşimi Bölüm 2.5'te modellenmiş ve sunulmuştur. Bölüm 2.6'da uygulamaya yönelik bazı teknik basitleştirmeler yer almaktadır. Son olarak, bazı sonuç değerlendirmeleri Bölüm 2.7'de ifade edilmiştir.

2.2 Multi-Rotorlu Modelleme Üzerine Bir Değerlendirme

Dört rotorlu dronlar, lineer olmayan ve son derece bağlılık sistemlerdir. Buna ek olarak, çevresel kaynaklı aerodinamik olaylar ve bozucuların neden olduğu belirsizlikler modellemeyi daha da zorlaştırmaktadır. Ancak, etkili kontrol stratejileri gerektiren araç dinamiklerini tahmin etmek için basitleştirilmiş modeller kullanılabilir. Aslında, literatürde dört rotorlu dronların modellenmesi için farklı varsayımlara dayanan, değişen karmaşıklık ve bütünlük seviyelerine sahip birçok model önerilmiştir [179]–[181]. Dronların Lagrange-Euler ve Newton-Euler formalizmine dayalı olarak modellenmesi sunulmuştur [69]. Helikopter aerodinamiğinin temel kavramları gösterilmektedir [69]. Havada asılı uçuşta helikopter palalarının aerodinamik katsayılarının ele alındığı bir çalışmada itki ve sürüklemenin pervane dönüş hızının karesiyle orantılı olduğu kabul

edilmiştir [71]. Düşük öteleme ve açısal hızlar nedeniyle sürtünme kuvvetleri ve momentleri ihmal edilir [182]. İleri ve dikey uçuşta aerodinamik katsayıları dikkate alan bir model daha yüksek hızlar için sunulmaktadır [183]. Çoğu çalışmada koordinat sisteminin başlangıç noktasının, aracın kütle merkezi ile çakıştığı varsayılmaktadır [184]. Mesicopter adlı küçük bir dört rotorlu dron için dinamik bir model ortaya koyulmuştur [185]. Bu model, havada asılı uçuş için ilk önerilen modellerden biridir. İki boyutlu dinamik model olarak adlandırılan bu model, dinamiklerin iki simetri düzlemi boyunca ayrıldığı varsayılarak oluşturulmuştur. Bununla birlikte, yazarlar belirli bazı aerodinamik kuvvetlerin (esas olarak itki ve göbek kuvveti) açık ifadelerini vermişlerdir.

X konfigürasyonunda dört rotorlu dron için dinamik bir model önerilmiştir [159]. Bu, pozisyon durumu ve yönelim dinamiklerinin yer aldığı, ikili entegratörler tarafından modellenen, basitleştirilmiş bir modeldir. Euler açılarının gösterimi, Doğu-Kuzey-Yukarı (ENU) çerçeve standardı dikkate alınarak dönüşleri tanımlamak için seçilmiştir. Katı bir cismin hareketi için Newton denklemlerine dayalı, fakat sürüklenme kuvveti gibi çeşitli aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin ihmal edildiği kompakt bir model önerilmektedir [186]. Yazarlar, önerdikleri bu modelde Kuzey-Doğu-Aşağı (NED) referans sistemini kullanmıştır.

Çapraz bir dört rotorlu dronun diğer etkilerle birlikte kanatların çırpma etkisini de içeren, gerçek aracinkine en yakın dinamik modelini sunmak amacıyla hem Euler-Lagrange formalizmini hem de Newton-Euler yaklaşımını kullanarak bir çalışma gerçekleştirilmiştir [79]. Ancak, burada farklı etkiler uygun çerçevelerde iyi tanımlanmamıştır. Ayrıca, yazarlar, itki kuvvetlerinin aracın bz eksenine ile aynı doğrultuda olduğunu varsayarak, yalnızca yalpalama ve yunuslamadaki çarpışma momentini dikkate almışlardır.

Modelleme çalışmalarında, pervanelerin sert olmaması ve yer etkisi gibi diğer faktörlerin ele alınmasıyla önemli ilerlemeler kaydedilmiştir [187], [188]. Bu konuda zengin bir literatür mevcuttur, ve okurlar daha ayrıntılı bilgi için örneğin çalışmalara ve içerdikleri referanslara başvurabilirler [189]. Araştırmacıların modellemeye gösterdiği ilgiye ve çok sayıda rüzgar modeli olmasına rağmen,

rüzgarın bir dört rotorlu dron ile etkileşimini ele alan çok az makale bulunmaktadır. Rüzgarla etkileşim literatürde genellikle dayanıklı bir kontrolör tarafından üstesinden geline, bilinmeyen sınırlı bir bozucu veya sabit bir bileşen olarak kabul edilir.

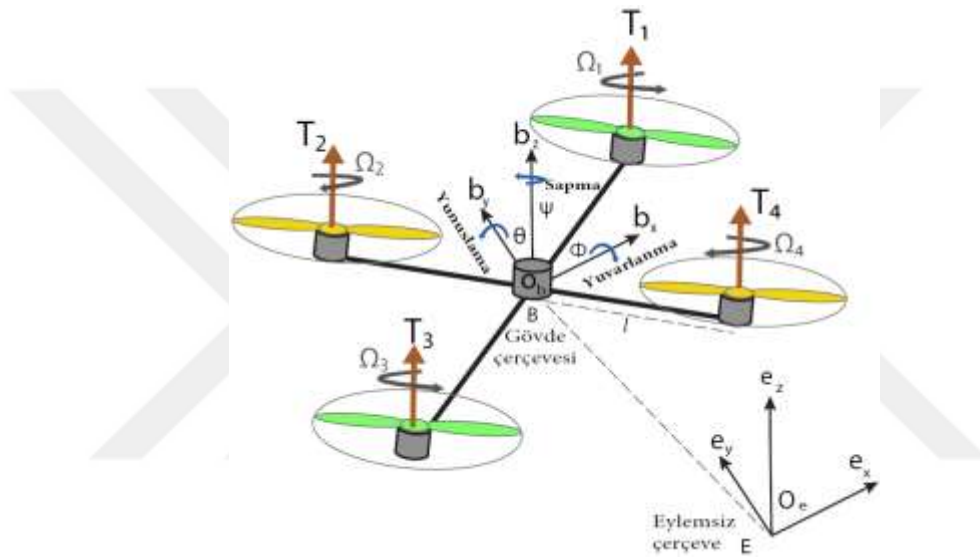
Ardından, rüzgar etkisi altında uçan dört rotorlu dronu tanımlayan dinamik bir model önerilmiştir [68]. Bu model, mevcut tüm multi-rotorlu tipolojilerin genel bir temsildir ve rüzgar düzensizliklerinin varlığında dört rotorlu dronların dinamik davranışını daha iyi tanımlamak için seçilmiştir. Bu tez çalışmasında önerilen model çeşitli araştırma çalışmalarına dayanmaktadır [68], [190]. Modelleme dört rotorlu dronlar için büyük önem taşımakla birlikte, aynı yerleşik modeller diğer multi-rotorlu konfigürasyonlar için de geçerlidir. Açık hava uçuşu için bu modelleme, kontrol algoritmalarını doğrulamak için önemlidir. Bazı çalışmalarda, bu kontrolörlerin tasarımında basit kontrol yasaları elde etmek için basitleştirilmiş modeller kullanılmaktadır. Biz ise bu bölümde, gerçeğe yaklaşmak için, parametrik belirsizliklerin ve bozucuların varlığında bir dört rotorlu dron modeli sunacağız.

2.3 Dört Rotorlu Dronun Parametreleri ve Matematiksel Modellemesi

Dört rotorlu dron sistemlerini modelleyebilmek için, eyleyicilerin aerodinamik, mekanik karakteristikleri ve dinamikleri hakkında bilgi sahibi olunmalıdır. Bu bilgilere dayanan modelleme aşaması, araç hareketi, pervane aerodinamiği ve eyleyici dinamiği dahil olmak üzere farklı seviyeleri içerir. Birinci bölümde sunulan bir hava aracının hareket denklemleri aşağıdaki iki kümeye ayrılabilir:

- Kinematik Denklemler: Yere göre sabit bir çerçeveye göre aracın konumunu ve yönelimini verir.
- Dinamik Denklemler: Araç üzerindeki harici kuvvetleri ($\mathcal{F}_{ext}$) öteleme ivmesiyle ($\sum \mathcal{F}_{ext} = ma$) ve harici momentleri ($\mathcal{M}_{ext}$) dönme ivmesiyle ($\sum \mathcal{M}_{ext} = I\dot{\omega}$) ilişkilendirir. Burada m aracın kütlesini, I ise eylemsizlik momentini temsil etmektedir.

Bu çalışmada kullanılan dron, Şekil 2. 1'de gösterilen bir nano dört rotorlu drondur. Dört rotorlu dronun hareketi, rotorların hızı ayarlanarak kontrol edilir. Sapma hareketi, iki karşıt rotor arasında, yani (Motor-2,Motor-4) ve (Motor-1,Motor-3) rotorları arasında hız farkı yaratılarak elde edilir. Dört rotorlu dronun dikey hareketini oluşturmak için, rotorların toplam hızları azaltılır veya artırılır. İleri hareket, 1 ve 3 numaralı pervanelerin, yanıl hareket ise 2 ve 4 numaralı pervanelerin dönüş hızı değiştirilerek elde edilir. Bu aracın konumu ve hareketleri iki koordinat çerçevesine göre tanımlanmaktadır:



Şekil 2. 1 Yer ve gövde çerçevesi dört rotorlu dron konfigürasyonu

Yere göre sabit eylemsiz referans çerçevesi $E(O_e, e_x, e_y, e_z)$ ve dört rotorlu drona göre sabit referans çerçevesi $B(O_b, b_x, b_y, b_z)$ (Şekil 2. 1'de gösterildiği gibi). E , Newton ve Lagrange yasalarının geçerli olduğu eylemsiz bir referans çerçevesi olarak kabul edilir (Dünya'nın dönme hızı hesaba katılmamıştır.) B , araca göre sabittir ve katı bir cisim olarak kabul edilen araçla birlikte hareket etmektedir. Bu nedenle, aracın gövdesi doğası gereği kararsızdır, mekanik sistemi kuvvetli bağılaşıktır ve eksik tahriklidir (underactuated). Ayrıca bu tezde, dört rotorlu dronun modeli aşağıdaki varsayımlar kullanılarak elde edilmiştir:

Hipotez 2.3.1. *Yapı ve pervaneler sert ve tam simetriktir.*

Hipotez 2.3.2. *Rotorların dinamiği nispeten hızlıdır ve hesaba katılmayacaktır.*

Hipotez 2.3.3. *Yerin etkisi hesaba katılmamaktadır.*

Hipotez 2.3.4. *Rotorların hızları tarafından üretilen torklar (u_Φ , u_Θ , u_Ψ) ve u_m itki kuvveti, rotorların dönme hızlarının karesi ile orantılıdır.*

b_x eksenini dört rotorlu dronun önüne doğru yönlendirilir, b_z eksenini yukarı yönü gösterecek şekilde seçilmiştir, b_y eksenini sola işaret etmektedir (bkz. Şekil 2. 1). Böylece Doğu-Kuzey-Yukarı standardı benimsenmiştir. Gövdeye sabitlenmiş O_B 'nin çerçevesinin orijini değişmez bir noktadır ve aracın yapısına aittir. Basit olması için, aracın ağırlık merkezi (CoG) olarak seçilmiştir. Ayrıca, Tait-Bryan açıları (Cardan açıları veya deniz açıları olarak da adlandırılır) benimsenmiştir. Böylece, “Roll (Yuvarlanma)” b_x ekseninin, “Pitch (Yunuslama)” b_y ekseninin ve son olarak “Yaw (Sapma)” b_z ekseninin etrafında olacak şekilde seçilir. Yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları (Φ, Θ, Ψ) genel olarak Euler açıları olarak adlandırılır. Farklı koordinat çerçeveleri tanımlandığından, aralarındaki ilişkiyi, yani koordinat dönüşümünü bulmak gerekir. Gövdeye göre sabit çerçeveden yere göre sabit çerçeveye doğru seçilen dönüş sırası şöyledir: $x \rightarrow y \rightarrow z$ dizisi, yani konumun önce “ Φ ” yuvarlanma açısı, ardından “ Θ ” yunuslama açısı ve son olarak da sapma “ Ψ ” ile elde edildiği anlamına gelir. Bu nedenle, döndürme matrisi $R(\Phi, \Theta, \Psi)$ aşağıdaki formülle verilir:

$$\mathcal{R}(\Phi, \Theta, \Psi) = \mathcal{R}(z, \Psi)\mathcal{R}(y, \Theta)\mathcal{R}(x, \Phi) \quad (2.1a)$$

$$= \begin{bmatrix} C_\Psi & -S_\Psi & 0 \\ S_\Psi & C_\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_\Theta & 0 & S_\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -S_\Theta & 0 & C_\Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_\Phi & -S_\Phi \\ 0 & S_\Phi & C_\Phi \end{bmatrix} \quad (2.1b)$$

$$= \begin{bmatrix} C_\Theta C_\Psi & S_\Phi S_\Theta C_\Psi - C_\Phi S_\Psi & C_\Phi S_\Theta C_\Psi + S_\Phi S_\Psi \\ C_\Theta S_\Psi & S_\Phi S_\Theta S_\Psi + C_\Phi S_\Psi & C_\Phi S_\Theta S_\Psi - S_\Phi C_\Psi \\ -S_\Theta & S_\Phi C_\Theta & C_\Phi C_\Theta \end{bmatrix} \quad (2.1c)$$

R ortonormal bir matristir, dolayısıyla $\mathcal{R} \in SO(3) = [R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} |_{\mathcal{R}^T \mathcal{R} = I_{3 \times 3}}, \det(R) = 1]$. 3x3 indeksi, matrisin boyutunun 3x3 olduğu anlamına gelir ve $I_{3 \times 3}$, 3 boyutlu bir birim matristir. $S_{(\cdot)}$ ve $C_{(\cdot)}$, $\sin(\cdot)$ ve $\cos(\cdot)$ 'nin kısaltmalarıdır.

Bunun tersine, yani yere göre sabit çerçeveden araç gövdesine göre sabit çerçeveye gitmek için, Yaw (Sapma), Pitch (Yunuslama) ve Roll (Yuvarlanma) sırası takip edilmelidir. Tüm araç yönelimleri, üç temel dönüş ($xyx; xzx; yzy, \dots vb.$) kullanılarak elde edilebilir. Bu dönüşü temsil etmek için, daha yaygın olarak kullanılan Euler açıları gösterimine göre tekilliklerin olmaması ve matematiksel basitliği nedeniyle önemli avantajlara sahip, çok kullanışlı bir matematiksel aracın var olduğu belirtilmektedir [68]. Önceki açıklamaya dayanarak, yere göre sabit çerçeve ile araç gövdesine göre sabit çerçeve arasındaki dönüşüm, dönme matrisi R kullanılarak açıkça ifade edilebilir. Böylece, gövdeye göre sabit bir çerçevede ifade edilen aracın hız vektörü $V_B = (u, v, w)^T \in \mathbb{R}^3$, yere göre sabit çerçevede aşağıdaki gibi döndürülebilir:

$$\dot{\chi} = \mathcal{R}(\Phi, \Theta, \Psi)V_B \quad (2.2)$$

$\dot{\chi} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T \in \mathbb{R}^3$ E'deki dört rotorlu dronun hız vektörüdür. Euler açıları için bir $x \rightarrow y \rightarrow z$ döndürme sırası seçilir. Bu, gövdeye göre sabit çerçevenin önce x eksenini etrafında döndürüldüğü anlamına gelir. Bu nedenle, $\dot{\Phi}$ açısal hızı, aracın b_x etrafındaki açısal hızı p ile aynıdır. y eksenindeki açısal hız $\dot{\Theta}$, x eksenini etrafındaki ilk döndürme adımından etkilenir. Bu nedenle, bu hız döndürme matrisi $R(x, \Phi)$ ile çarpılmalıdır. Son olarak, z eksenini etrafındaki dönüş $\dot{\Psi}$, iki döndürme matrisi ile çarpılmalıdır: $R(x, \Phi)$ ve $R(y, \Theta)$. Bu nedenle, gövdeye göre sabit çerçevedeki açısal hızlar (p, q, r) , Euler yasasına göre açısal hızlar olarak yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = W^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (2.3a)$$

$$\begin{aligned}
&= \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathcal{R}^T(x, \Phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\Theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathcal{R}^T(x, \Phi) \mathcal{R}^T(y, \Theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_{\Theta} \\ 0 & C_{\Theta} & S_{\Phi} C_{\Theta} \\ 0 & -S_{\Phi} & C_{\Phi} C_{\Theta} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.3b}$$

Dört rotorlu drona göre sabit çerçevedeki $\Omega = (p, q, r)^T \in \mathbb{R}^3$ açısal hızları ile yere göre sabit çerçevedeki $\dot{\eta} = (\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi})^T \in \mathbb{R}^3$ açısal hızları arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = W \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_{\Phi} \tan \Theta & C_{\Phi} \tan \Theta \\ 0 & C_{\Phi} & -S_{\Phi} \\ 0 & S_{\Phi} \sec \Theta & C_{\Phi} \sec \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

Açıkçası, Tait-Bryan açılarının gösterimi belirli bazı tekilliklere sahiptir: $\Phi = \pm\pi$ ve $\Theta = \pm\pi$. Pratikte, bu sınırlama normal uçuş modundaki bir dört rotorlu dronu etkilemez. Denklemler (2.2) ve (2.3)'te, dört rotorlunun kinematik modeli ifade edilmektedir.

2.4 Matematiksel Modelleme Dört Rotorlu Dron Dinamikleri

Bu bölümde, sistemin çıkışını (konum ve yönelim) girişine (kuvvetler ve torklar) bağlayan diferansiyel denklemler türetilmiştir. Dört rotorlu dron dinamikleri Newton-Euler ve Lagrange-Euler yöntemleri ile formüle edilebilir [68], [185], [191] ve [192]. İlk olarak, katı bir gövde sistemi için Newton-Euler denklemleri verilmiştir. Daha sonra araca uygulanan farklı kuvvetler ve momentler sunulmuştur.

2.4.1 Newton-Euler Formalizmi ile Dört Rotorlu Dron Uçuşunun Modellenmesi

Katı gövde altı hareket serbestlik derecesine sahiptir, kütle merkezi m ve eylemsizlik $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ağırlık merkezi etrafındadır. $V_B = (u, v, w)^T \in \mathbb{R}^3$, ağırlık merkezinin doğrusal hızını temsil eder ve önceki bölümde tanımlandığı üzere $\Omega = (p, q, r) \in \mathbb{R}^3$, gövdeye göre sabit çerçevede ifade edilen açısal hızıdır, $\eta = (\Phi, \Theta, \Psi)^T \in \mathbb{R}^3$ yönelimi (Yuvarlanma, Yunuslama, Sapma) ve $\chi = (x, y, z)^T \in \mathbb{R}^3$, E 'ye göre mutlak konumudur.

Ağırlık merkezi (CoG)'ye uygulanan ve B çerçevesinde ifade edilen hızlar, harici kuvvetler $\mathcal{F}^B = (F_x^B, F_y^B, F_z^B)^T \in \mathbb{R}^3$ ve momentler $\mathcal{M}^B = (M_x^B, M_y^B, M_z^B)^T \in \mathbb{R}^3$ arasındaki ilişki, Newton-Euler formalizmi kullanılarak şu şekilde yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_B \\ \dot{\Omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Omega \times mV_B \\ \Omega \times I\Omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{F}_B \\ \mathcal{M}_B \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Burada $O_{3 \times 3}$, 3×3 boyutlu sıfır matrisidir ve $\times$ çapraz çarpımı gösterir. Hipotez 1'de öne sürülen simetri özelliğine dayanarak ve Şekil 2. 1'de gösterildiği gibi gövdeye göre sabit çerçevenin uygun şekilde seçimiyle, eylemsizlik matrisi köşegen $I = \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$ olur. Daha açık ifade edilirse, sistem (2.5) multi-rotorlu bir araç için öteleme ivmesi ve açısal ivme cinsinden şu şekilde yazılır [68]:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} \mathcal{F}_x^B \\ \mathcal{F}_y^B \\ \mathcal{F}_z^B \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} \\ I_{yy}\dot{q} \\ I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr \\ (I_{zz} - I_{xx})pr \\ (I_{xx} - I_{yy})pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathcal{M}_x^B \\ \mathcal{M}_y^B \\ \mathcal{M}_z^B \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Bir sonraki adım, F kuvvetlerinin ve M momentlerinin belirlenmesidir.

2.4.2 Dört Rotorlu Drona Etki Eden Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Multi-rotorluların hareketi, farklı kaynaklardan gelen değişen kuvvetlere ve momentlere tabidir. Bu bölümde geniş bir multi-rotorlu sınıfı için global ve genel bir model sunuyoruz. Bu modelde kullanılan tüm tekrarlayan parametreler Tablo 2. 1'de verilmiştir; aerodinamik katsayıların $C_i|_{i=T,H,Q,B}$ açık formülasyonları ise J. Wang'ın makalesinde bulunmaktadır [191].

Tablo 2. 1 Tekrarlayan parametrelerin modellenmesi

Parametre	Tanım	Parametre	Tanım
A	Pervane diskinin etkin yüzeyi	R_r	Pervane yarıçapı
ρ	Hava yoğunluğu	$C_i _{i=T,H,Q,B}$	Aerodinamik katsayılar
J_r	Rotor eylemsizliği	Ω	Rotor dönme hızı

Tablo 2. 2 Multi-rotorluya uygulanan harici kuvvetler

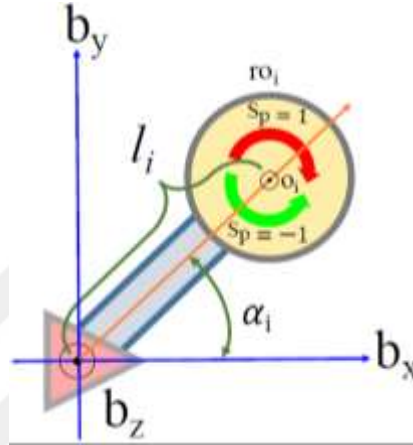
Kuvvet	–	Yön
İtke	Ti	bz eksenini yönünde
Merkez kuvvetleri	Hi	bx, by düzleminde, doğrusal hızların yönüne göre
Aerodinamik kuvvetler	$\mathcal{F}_d$	3-boyutlu uzayda bx, by, bz, doğrusal hızların yönüne göre
Yerçekimi	g	ez eksenini yönünde

Önceki bölümde, katı gövde sistemi için Newton-Euler denklemleri (2.5) sunulmuştu, burada verilen denklemler ise herhangi bir multi-rotorlu sistemi tanımlamaya uygundur. Aralarındaki temel fark, esas olarak, aracın şekli ve rotor sayısı ile rotorların hızlarına göre tanımlanan çeşitli aerodinamik kuvvetler ve momentlerden kaynaklanmaktadır. Temel harici kuvvetler ve momentler sunulmadan önce, ele alınan multi-rotorlu araçlar için genel bir açıklama verilmiştir. Multi-rotorlu araçlar kollarının yeri ve boyutu ve rotor sayısı bakımından farklılık gösterse de, hemen hemen aynı uçuş prensibine sahiptir. Rotor kümesi $\mathcal{R}_O = \{ro_i, i = 1, \dots, 2N_r\}$, $N_r \in \mathbb{N}$ olmak üzere, $2N_r$ dörtlü rotor çiftlerinin (pervaneler) sayısıdır, yani dikkate alınan multi-rotorlular, çift sayıda rotora sahip olanlardır. Ağırlık merkezi (CoG) ile aynı düzlemde $o_i|_{i=1, \dots, 2N_r}$ 'de bulunan her bir rotor $ro_i|_{i=1, \dots, 2N_r}$, $l_i|_{i=1, \dots, 2N_r}$ uzunluğunda bir kol tarafından desteklenir ve b_z eksenine paralel bir eksen etrafında döner (rotorlar eğilmez). Böylelikle, her bir rotor ro_i kutupsal koordinatlar $o_i(l_i, \alpha) \in \mathbb{R} \times [0, 2\pi]$ ile tanımlanır. Burada, α_i kol ile b_x eksenini arasındaki açıyı, Ω_i dönüş hızı ve dönüş yönünü belirtir; N_r sayıda rotor saat yönünde dönerken ($S_p = 1$) diğerleri ters yönde döner ($S_p = -1$) (Şekil 2. 2'deki rotorun gösterimine bakınız). Simetri elde etmek amacıyla, her bir rotor çifti, aynı kol uzunluğu $l_i = N_r + i|_{i=(1, \dots, N_r)}$ ile $\alpha_{i+N_r} = \alpha_i + \pi|_{i=(1, \dots, N_r)}$ hücrelerinin iki zıt tarafına yerleştirilir. Bu gösterim, geniş bir multi-rotorlu araç sınıfı için geçerlidir ve aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin rotor hızlarının bir fonksiyonu olarak genel bir şekilde ifade edilmesini sağlar.

• Kuvvetler

Aerodinamik kuvvetlere ilişkin ifadeleri türetmek için kanat elemanı teorisi kullanılabilir. Ayrıca, yer etkileri hesaba katılmadan, dört rotorlu drona etki eden dört ana kuvvet göz önünde bulundurulmuştur ve tüm kuvvetler gövde çerçevesinde ifade edilmiştir. Bu ifadeler modellemede kullanılır. Bu bölümde ele alınan üç kuvvet ve yönleri Tablo 2. 2'de gösterilmiştir.

Ele alacağımız ilk kuvvet yerçekimi kuvvetidir:



Şekil 2. 2 Rotorun gösterimi

$$G = -mg \quad (2.8)$$

m , bir dört rotorlu dronun kütlesidir, g , yerçekimi katsayısıdır, G , e_z eksenini boyunca negatif yöndeki yerçekimi kuvvetidir. Ayrıca, her bir ro_i rotoru, Ω açısal hızına bağlı olarak itki ve göbek kuvvetleri üretir. T_i itki kuvveti, b_z eksenini boyunca pozitif yönde, H_i ise b_x, b_y düzlemindeki yatay hız V_h 'nin negatif yönündedir (V_h ileri hız V_f 'nin (b_x, b_y) düzlemine izdüşümüdür). Böylece, göbek kuvveti, gövdeye göre sabit çerçevedeki b_x, b_y düzleminin b_x eksenini yönünde H_{xi} ve b_y eksenini yönünde H_{yi} olmak üzere iki bileşene ayrılabilir.

Şekil 2. 2'de bir rotorun grafiksel bir gösterimi sunulmaktadır. Bir rotor için itki ve göbek kuvvetleri için analitik ifadeler aşağıdaki gibidir [68], [191]:

$$T_i = C_T \rho A (\Omega_i R_r)^2, H_i = C_H \rho A (\Omega_i R_r)^2 \quad (2.9)$$

$\rho = 1,293 \text{ kg/m}^3$ hava yoğunluğu, A pervane diskinin etkin yüzeyi ve R_r yarıçapıdır. İtke ve göbek kuvvetlerinin katsayıları aşağıdaki gibidir [185]:

$$C_T = \sigma a \left[\left(\frac{1}{6} + \frac{1}{4} \mu \right) \Theta_0 - (1 + \mu^2) \frac{\Theta_{tw}}{8} - \frac{1}{4} \lambda_r \right] \quad (2.10a)$$

$$C_H = \sigma a \left[\frac{1}{4a} \mu \bar{C}_d + \frac{1}{4} \lambda_r \mu \left(\Theta_0 - \frac{\Theta_{tw}}{2} \right) \right] \quad (2.10b)$$

Burada a kaldırma eğimi, Θ_0 ve Θ_{tw} doğrusal kaldırma parametreleridir, C_d sürüklenme katsayısıdır, σ kanat alanının disk alanına oranını tanımlayan katılık oranıdır. Katılık şu şekilde tanımlanır [191]:

$$\sigma = \frac{N \bar{c}}{\pi R} \quad (2.11)$$

N kanat sayısıdır, $\bar{c}$ ise kanat ayarısıdır. Parametreler hakkında daha ayrıntılı bilgi [185]'te bulunabilir. Toplam itke ve göbek kuvveti, her bir rotor tarafından üretilen kuvvetlerin toplamıdır. Multi-rotorlu $2N_r$ rotora sahip olduğundan, multi-rotorluya etki eden kuvvetler şu şekildedir [68], [191]:

$$T = \sum_{i=1}^{2N_r} T_i, \quad H_x = - \sum_{i=1}^{2N_r} H_{xi}, \quad H_y = - \sum_{i=1}^{2N_r} H_{yi} \quad (2.12)$$

(x, y, z) eksenleri boyunca üretilen kuvvetlerin bileşkesi aşağıdaki bağıntı ile verilir:

$$\mathcal{F}_d = \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \dot{\chi} \quad (2.13)$$

Burada K_{dx} , K_{dy} ve K_{dz} öteleme sürüklenme katsayılarını gösterir. Ana kuvvetler göz önüne alınarak ve döndürme matrisi (2.1) kullanılarak, araca etki eden net harici kuvvet vektörü gövdeye göre sabit çerçevede aşağıdaki gibi ifade edilir [68], [191].

$$\mathcal{F}^B = \begin{bmatrix} H_{xi} \\ H_{yi} \\ T \end{bmatrix} + \mathcal{R}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ G \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

$$= \begin{bmatrix} - \sum_{i=1}^{2N_r} T_i \\ - \sum_{i=1}^{2N_r} H_{xi} \\ - \sum_{i=1}^{2N_r} H_{yi} \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} + \mathcal{R}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Burada $\mathcal{R}^{-1} = \mathcal{R}^T$, zemine göre sabit çerçeveden gövdeye göre sabit çerçeveye döndürme matrisidir.

• Moment

Bu bölümde, gövdenin çerçevesi içinde ifade edilen ana harici momentleri ve yönlerini sunuyoruz. Fay, kanat elemanı teorisini kullanarak aerodinamik momentler için modellemede kullanılan ifadeleri türetmiştir [185]. Bu bölümde bahsedilen harici momentler ve yönleri Tablo 2. 3'te gösterilmiştir. Tüm momentler gövde çerçevesinde ifade edilmiştir.

• Yuvarlanma ve Yunuslama Momentleri

Sırasıyla b_x ve b_y eksenleri etrafındaki M_Φ (yuvarlanma) ve M_Θ (yunuslama) momentlerinden yuvarlanma momenti dronun yan tarafları arasındaki itiş farkından kaynaklanırken, yunuslama momenti ise ön ve arka arasındaki itiş farkından elde edilir. Bunlar aracın kontrolüne katkıda bulundukları için en önemli momentler arasındadır. Momentlerin yönü sağ el kuralına göre belirlenir. Bunlar aşağıdaki gibi tanımlanır [68], [191].

$$\mathcal{M}_\Phi = \sum_{i=1}^{2N_r} l_i s_{\alpha_i} T_i, \mathcal{M}_\Theta = \sum_{i=1}^{2N_r} l_i c_{\alpha_i} T_i \quad (2.16)$$

burada $s_{(\cdot)}$ ve $c_{(\cdot)}$ sırasıyla $\sin(\cdot)$ ve $\cos(\cdot)$ için kısaltmalardır, α_i rotor ro_i 'yi destekleyen l_i uzunluğundaki kol ile b_x eksenini arasındaki açıyı temsil eder.

Tablo 2. 3 Multi-rotorluya uygulanan harici kuvvetler

Moment	Simge	Yön
Yuvarlanma momenti	M_Φ	gövde çerçevesindeki b_x ekseninde.
Yunuslama momenti	M_Θ	gövde çerçevesindeki b_y ekseninde.
Sapma momenti	Q_i	gövde çerçevesindeki b_z ekseninde.
Aerodinamik momentler	M_d	gövde çerçevesindeki b_x, b_y, b_z eksenlerinde.
Jiroskopik moment	G_x, G_y	gövde çerçevesindeki b_x ve b_y eksenlerinde.
Kanat çırpma momenti	B_x, B_y	gövde çerçevesindeki b_x ve b_y eksenlerinde.

• Sapma Momenti

Kanat elemanlarına etki eden aerodinamik kuvvetler, rotor mili çevresinde bir Q_i momentine neden olur. Tüm rotorlar dikkate alındığında bu momentlerin toplamı, multi-rotorlunun b_z eksenine etrafında dönmesine neden olur. Her rotor için dönme momenti Q_i aşağıdaki gibi modellenmiştir:

$$Q_i = C_Q \rho A R_r (\Omega_i R_r)^2 \quad (2.17)$$

Dönme momenti katsayısı aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$C_Q = \sigma a \left[\frac{1}{8a} (1 + \mu^2) \bar{C}_d + \lambda_r \left(\frac{1}{6} \Theta_0 - \frac{1}{8} \Theta_{tw} - \frac{1}{4} \lambda_r \right) \right] \quad (2.18)$$

Farklı yönlerde dönme momentlerini (saat yönünde ve saat yönünün tersinde) oluşturan farklı yönlerle ayrılmış $2N_r$ rotor bulunmaktadır. Net dönme momenti şu şekilde verilir:

$$Q = \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} Q_i \quad (2.19)$$

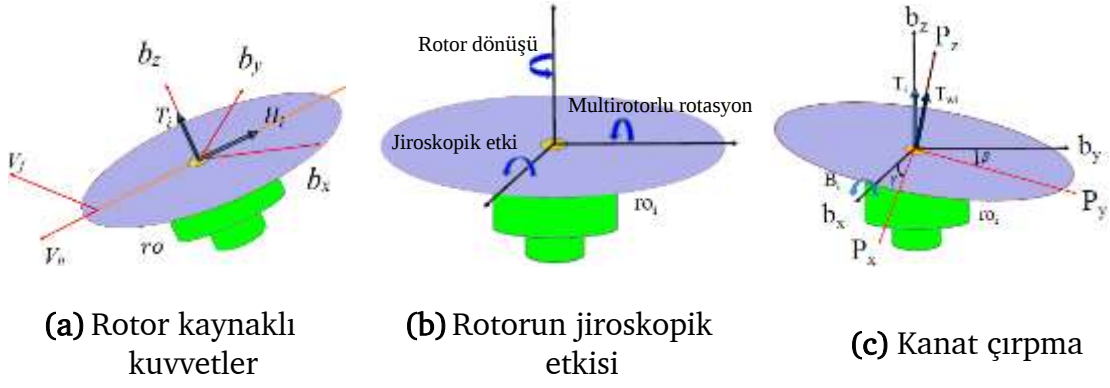
Burada $S_{pi} = 1$ ise ro_i saat yönünde dönerken, $S_{pi} = -1$ ise ro_i saat yönünün tersine döner.

• Göbek Momenti

Daha önce gösterildiği gibi, göbek kuvvetlerinin b_x ve b_y eksenleri boyunca iki bileşeni vardır. Bu kuvvet bileşenleri araca b_z eksenine etrafında momentler uygular ve $O_i|_{i=1, \dots, 2N_r}$ konumlarına bağlı olarak harekete katkıda bulunur. Bu nedenle, elde edilen göbek momenti şu şekilde verilmiştir [68]:

$$\mathcal{H} = \mathcal{H}_x + \mathcal{H}_y \quad (2.20)$$

$$= \sum_{i=1}^{2N_r} l_i s_{ai} \mathcal{H}_x + \sum_{i=1}^{2N_r} l_i c_{ai} \mathcal{H}_y \quad (2.21)$$



Şekil 2. 3 Aerodinamik olaylar

• Jiroskopik Moment

İki eksen etrafındaki dönüşler, bu eksenlerin oluşturduğu düzleme dik olan üçüncü bir eksen etrafında dönüşe neden olur (bkz. Şekil 2. 3). Bu etkiye jiroskopik etki denir. Bu nedenle, multi-rotorlu b_x ekseninde döndüğünde, dönen her rotorda b_y ekseninde bir moment oluşur. Multi-rotorlu b_y ekseninde döndüğünde, her rotorun da b_x ekseninde bir momenti vardır. Toplam jiroskopik bileşenler şunlardır:

$$G_x = J_r q \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i, G_y = -J_r p \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i \quad (2.22)$$

Burada J_r , bir rotorun eylemsizliğidir.

• Kanat Çırpma Momenti

Öteleme uçuşu sırasında, ileriye doğru hareket eden kanatlar ile geriye doğru hareket eden kanatlar arasında bir kaldırma farkı oluşur. Bu etkiye kanat çırpma denir. Kaldırma farkı rotor diskine bir moment uygular (bkz. Şekil 2. 3. Rotor şaftının oluşturduğu düzleme ve multi-rotorlunun ileri hızına dik bir eksen etrafındaki çırpma momenti B_i şu şekilde verilir:

$$B_i = C_B \rho A R_r (\Omega_i R_r)^2 \quad (2.23)$$

Kolaylık sağlamak için, her bir rotorun B kanat çırpma momenti, B_{xi} ve B_{yi} momentlerine ayrılabilir. Bir multi-rotorlu dronun rotor palalarının toplam çırpma momenti aşağıdaki gibidir:

$$\mathcal{B}_x = \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{xi}, \mathcal{B}_y = \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{yi} \quad (2.24)$$

Jiroskopik etkilerden kaynaklanan momentlerin sonuçları ve aerodinamik sürtünme momentinin sonucu aşağıdaki ifadelerle verilir:

$$\mathcal{M}_d = \begin{bmatrix} K_{d\phi} & 0 & 0 \\ 0 & K_{d\theta} & 0 \\ 0 & 0 & K_{d\psi} \end{bmatrix} \|\Omega\|^2 \quad (2.25)$$

Burada $K_{d\phi}$, $K_{d\theta}$, ve $K_{d\psi}$ pozitif yönlendirme sürükleme katsayılarıdır.

Multi-rotorluyu etkileyen farklı momentler düşünülerek, toplam moment vektörü gövdeye göre sabit çerçevede aşağıdaki gibi ifade edilebilir [68], [191]:

$$\mathcal{M}^B = \begin{bmatrix} \mathcal{M}_\phi + \mathcal{G}_x + \mathcal{M}_{d\phi} + \mathcal{B}_x \\ \mathcal{M}_\theta + \mathcal{G}_y + \mathcal{M}_{d\theta} + \mathcal{B}_y \\ \mathcal{M}_{d\psi} + Q + \mathcal{H} \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

$$= \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{2N_r} l_i s_{ai} T_i + J_r q \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\phi} \Phi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{xi} \\ \sum_{i=1}^{2N_r} l_i c_{ai} T_i - J_r p \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\theta} \Theta^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{yi} \\ \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} Q_i - K_{d\psi} \Psi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} l_i s_{ai} \mathcal{H}_{xi} - \sum_{i=1}^{2N_r} l_i c_{ai} \mathcal{H}_{yi} \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

2.4.3 Multi-Rotorlu Sistemin Tam Dinamik Modeli

Önceki bölümlerde, katı bir gövde için Newton-Euler denklemleri türetildikten sonra başlıca harici kuvvetler ve momentler analiz edilmişti. Bu bölümde, multi-rotorlu bir sistemin tam modeli verilmektedir. Buna ek olarak, aracın CoG etrafındaki hareketi ve CoG'nin eylemsizlik çerçevesi E 'ye göre göreceli hareketi dikkate alınarak kontrol problemleri incelenmiştir. Bu nedenle, öteleme hızları ve ivmeler, yere göre sabit E çerçevesinde, açısal hızlar ve ivmeler ise araç gövdesine göre sabit B çerçevesinde tanımlanmıştır. Bu, aracın dinamiklerini daha basit hale getirir. (2.2), (2.5), (2.6), (2.7), (2.14) ve (2.26) ile birlikte araştırma çalışmaları kullanılarak, bir multi-rotorlunun tam dinamik modeli aşağıdaki gibi yazılır [68], [192].

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.28a)$$

$$= \frac{1}{m} \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sum_{i=1}^{2N_r} H_{xi} \\ -\sum_{i=1}^{2N_r} H_{yi} \\ -\sum_{i=1}^{2N_r} T_i \end{bmatrix} \quad (2.28b)$$

$$+ \mathcal{R}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \dot{\chi}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi \tan \theta & C_\phi \tan \theta \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ 0 & S_\phi \sec \theta & C_\phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.28c)$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} \dot{p} \\ I_{yy} \dot{q} \\ I_{zz} \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr \\ (I_{zz} - I_{xx})pr \\ (I_{xx} - I_{yy})pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{ai} T_i + J_r q \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\phi} \Phi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{xi} \\ \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{ai} T_i - J_r p \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\theta} \Theta^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{yi} \\ \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} Q_i - K_{d\psi} \Psi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{ai} \mathcal{H}_{xi} - \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{ai} \mathcal{H}_{yi} \end{bmatrix} \quad (2.28d)$$

Öteleme dinamiği ve dönme dinamiği, sırasıyla yere göre sabit çerçeve ve gövdeye göre sabit çerçeve ile ifade edilen denklemlerde (2.49) sunulmaktadır. Çalışmanın ilerleyen aşamalarında farklı kontrol stratejilerini test etmek, analiz etmek ve karşılaştırmak için bu model kullanılacaktır.

Bu matematiksel gösterim, aracın genel dinamiklerini anlamak için gereklidir. Bu modelleme bölümü, farklı uçuş koşulları için multi-rotorlu üzerindeki başlıca etkileri ifade eder. Ayrıca modelleme, fiziksel olayları test etmek, analiz etmek ve tanımlamak için iyi bir deneme aracı olabilir. Bu çalışmada önerilen kontrol algoritmalarını test etmek için çeşitli amaçlara yönelik bazı sadeleştirmeler yapılabilir.

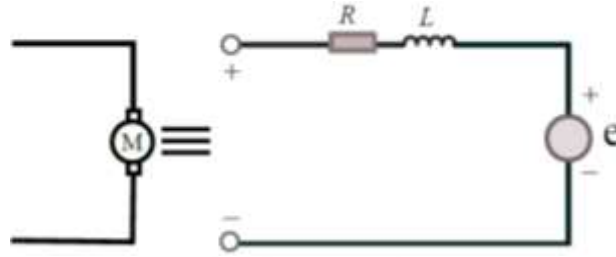
2.4.4 Rotorların Dinamiği

Rotorlar, elektriksel ve mekanik bileşenleri birbirine bağlayan DC motorlar tarafından sürülür. Rotorlar Şekil 2. 4'teki gibi gösterilebilir ve aşağıdaki dinamik denklemlerle açıklanabilir [71].

$$L_{rot} \frac{di_{rot}}{dt} = u_{rot} - R_{rot} i_{rot} - K_e \omega \quad (2.29)$$

$$J_{rot} \frac{d\omega}{dt} = \tau_m - \tau_d \quad (2.30)$$

Burada u_{rot} rotor girişini, R_{rot} , rotorun iç direncini, L_{rot} , rotorun endüktansını, K_e , rotorun arka EMF (Elektro-Manyetik Kuvvet) sabitini, τ_r rotorun torkunu, ω rotorun açısal hızını, τ_d rotor yükünü, J_{rot} , rotorun eylemsizlik momentini, i_{rot} akımı simgeler.



Şekil 2. 4 Rotor modeli

Çok düşük endüktanslı küçük motorlar göz önüne alındığında, verilen sistem basitleştirilebilir ve bir çalışma noktası ω_0 etrafında doğrusallaştırma ile yaklaşık hale getirilebilir. Bu durumda, sistem $\dot{\omega} = A\omega + Bu_{mot} + C$ şeklini alır. A, B, C rotorların parametreleridir ve bir transfer fonksiyonu ile daha ayrıntılı olarak tanımlanabilir.

$$G(s) = \frac{1}{bs + 1} \quad (2.31)$$

Burada b , tanımlanan rotorların zaman sabitidir. b parametresi, küçük bir zaman gecikmesine sahip küçük rotorlar için bir değer alır ve bunun tersi de geçerlidir.

2.5 Şiddetli Rüzgarda Uçan Aracın Modellemesi

Bu çalışmanın amaçlarından biri, bir rüzgar hamlesinin tamamen bozulmaya uğrattığı bir ortamda uçan multi-rotorlu bir araç için dayanıklı kontrolörler sunmaktır. Bu bağlamda rüzgarın modellenmesi özel önem taşır. Modellemenin ardından aracın rüzgarlı bir ortamda hareketi tanımlanmıştır. Bunun için öncelikle, ani bir rüzgarın gerçek davranışını mümkün olduğunca yakın bir şekilde taklit edebilen bir model sunuyoruz. Daha sonra multi-rotorluya etki eden kuvvetler ve momentler ayrıntılı olarak açıklanacak ve bunlara ilişkin ifadeler

türetilcektir. Sistem modeli sunulduktan sonra kontrol ve kestirim teorileri dron sistemine uygulanacaktır.

2.5.1 Rüzgar Hamlelerinin Modellenmesi

Bu kısımda, rüzgarın şiddeti, deterministik bir bileşen ve stokastik bir bileşen olmak üzere iki bileşenin toplamı olarak kabul edilen hızı ile temsil edilmektedir. İlk bileşen, günlük kullanım durumuna göre ayarlanan ortalama rüzgar hızını temsil eder. Bu bileşene hava tahminine göre bir başlangıç değeri verilebilir ve aracın uçuş süresi ölçeğine göre biraz daha büyük bir zaman ölçeğinde değiştiği varsayılır. İkinci bileşen, spektrum, türbülans yoğunluğu gibi istatistiksel özelliklerden veriler toplanarak ortalama rüzgar üzerine bindirilen rüzgar hamlesinin türbülansını temsil eder [185]. $\mathcal{V}_w^B = [u_w \ v_w \ w_w]^T \in \mathbb{R}^3$, sabit B çerçevesinde ifade edilen rüzgar hızı vektörünü şu şekilde belirtir:

$$\mathcal{V}_w^B = v_w^B + \delta \mathcal{V}_w^B \quad (2.32)$$

$$= \begin{bmatrix} U_w + \delta u_w \\ V_w + \delta v_w \\ W_w + \delta w_w \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Burada $v_w^B = [U_w \ V_w \ W_w]^T$ gövdenin (B) sabit çerçevesinde ifade edilen ortalama rüzgar hızı vektörünü temsil etmektedir. $\delta \mathcal{V}^B = [\delta u_d \ \delta v_d \ \delta w_d]^T$ terimi, ortalama rüzgar hızlarından sapmaları, yani rüzgar türbülansını göstermektedir. Rüzgar hızı vektörü $\|\mathcal{V}_w^B\| \leq \bar{\mathcal{V}}_w^B$ où $\bar{\mathcal{V}}_w^B \in \mathbb{R}^+$ multi-rotorlunun kontrol edilebilir kaldığı en yüksek rüzgar hızını gösterir [191]. Bu değer genellikle üretici tarafından güvenlik uyarısı olarak belirtilir.

$$u_w = \mathcal{G}_u H_u(s), v_w = \mathcal{G}_v H_v(s), w_w = \mathcal{G}_w H_w(s) \quad (2.34)$$

Burada $\mathcal{G}_u, \mathcal{G}_v$ ve $\mathcal{G}_w$ ortalaması sıfır olmayan Gauss gürültü sinyalleridir ve alıcı bir şekilde $H_u(s), H_v(s)$ ve $H_w(s)$ filtrelerinden geçerler. Bu transfer fonksiyonları aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir [69]:

$$H_u(w) = \sigma_u \sqrt{2 \frac{L_u}{\pi U} \frac{1}{1+L_u \frac{s}{U}}}, H_v(w) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi U} \frac{1+\sqrt{3}L_v \frac{s}{U}}{(1+L_v \frac{s}{U})^2}}, H_w(w) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi U} \frac{1+\sqrt{3}L_w \frac{s}{U}}{(1+L_w \frac{s}{U})^2}} \quad (2.35)$$

Burada s , Laplace değişkenidir. Alçak irtifada ($< 300m$) uçan multi-rotorlu araçlar için L_u 'nin ifadeleri aşağıdaki şekilde verilmektedir [68], [191].

$$L_w = z, \sigma_w = 0.1u_{20}, L_u = L_v = \frac{z}{(0.177+0.00083z)^{1.2}}, \sigma_u = \sigma_v = \frac{\sigma_w}{(0.177+0.00083z)^{0.4}} \quad (2.36)$$

Burada z yüksekliktir ve u_{20} , rüzgar seviyesine göre tanımlanan 20 fit (6,09600 m) yükseklikteki tipik rüzgar değerlerini temsil eder. Bu ölçek uzunlukları, zayıf bir rüzgar için $7,7166 \text{ m/s}$ olan MIL-F-8785C standardına göre tanımlanmıştır [191]. Frekans uyarlamasının karmaşıklığı ve genel simülasyon ortamına dahil olması nedeniyle, türbülans üretimi için zamana bağlı bir yaklaşım kullanılır. Türbülans bileşenleri, statik rüzgar bileşenlerine kıyasla daha düşük genlik ve daha yüksek frekans sergilediği için aşağıdaki model önerilmektedir [68], [191]:

$$\begin{bmatrix} \delta u_w(t) \\ \delta v_w(t) \\ \delta w_w(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^N a_{u,i} \sin(\omega_{u,i}t + \phi_{u,i}) \\ \sum_{i=1}^N a_{v,i} \sin(\omega_{v,i}t + \phi_{v,i}) \\ \sum_{i=1}^N a_{w,i} \sin(\omega_{w,i}t + \phi_{w,i}) \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Burada N , periyodik bileşenlerin sayısını göstermektedir. $i = 1, \dots, N$ için, $a_{j,i}|_{j=u,v,w}$, $\omega_{j,i}|_{j=u,v,w}$ ve $\phi_{j,i}|_{j=u,v,w}$, rüzgarın statik olmayan bileşenlerinin sırasıyla genliklerini, frekanslarını ve faz kaymalarını ifade etmektedir.

2.5.2 Uygulanan Ek Kuvvetler ve Momentler

Multi-rotorlular hafif olmaları nedeniyle uçuş sırasında çevreden kolayca etkilenir. Literatürde, sabit rüzgar alanı ve uzun vadeli ölçekleme olgusu gibi varsayımlar sıklıkla dikkate alınmaktadır. Çoğu yazar, güdüm amacıyla kinematik bir model oluşturmak için rüzgar hızını araç hızıyla birleştirir. Aslında rüzgarın etkileri iki ana unsurla özetlenebilir. Birincisi, multi-rotorlu çerçevenin sürüklemesidir. İkincisi, rüzgar ve pervaneler arasındaki etkileşimden kaynaklanmaktadır. Bunlar, aracın nominal modeline dahil edilen ek kuvvet ve momentlerin kaynaklarıdır.

2.5.2.1 Çerçeve-Rüzgar Etkileşimi

(2.32) ile elde edilen rüzgar hızları, gövde çerçevesinde aracın $V_r = [V_{rx} \ V_{ry} \ V_{rz}]^T \in \mathbb{R}^3$ bağıl hızını oluşturmak için multi-rotorlu hızları V_B 'ye eklenir. Göreceli hız vektörü aşağıdaki gibi yazılabilir [68], [185].

$$V_r = V^B - \mathcal{V}_w^B \quad (2.38)$$

Sürüklenme kuvvetleri $\mathcal{D} = (\mathcal{D}_x, \mathcal{D}_y, \mathcal{D}_z)^T \in \mathbb{R}^3$, uçuş sırasında aracın şasisini etkileyenlerle sınırlıdır. Aşağıdaki gibi verilmiştir [68], [191]:

$$\mathcal{D}_x = \frac{1}{2} C_{Dx} \rho S_x V_{rx}^2, \quad \mathcal{D}_y = \frac{1}{2} C_{Dy} \rho S_y V_{ry}^2, \quad \mathcal{D}_z = \frac{1}{2} C_{Dz} \rho S_z V_{rz}^2 \quad (2.39)$$

Burada S_x , S_y ve S_z , ilgili düzlemlerde araç çerçevesinin çıkıntılı yüzeyleridir. Hipotez 4'te S_z , pervanelerin yüzeylerini içerir. C_{Dx} , C_{Dy} ve C_{Dz} statik sürüklenme katsayılarını gösterir. Multi-rotorlu çerçevenin geometrisine bağlıdır. Bir rüzgar tüneline deneyel bir prosedürle elde edilebilirler [68], [191].

2.5.2.2 Pervane-Rüzgar Etkileşimi

İdeal uçuş koşullarında (rüzgarsız), itki kuvvetlerinin b_z eksenine ile doğrudan olduğu varsayılarak rotor sapmaları hesaba katılmamaktadır. Ancak, rüzgarlı bir ortamda, bu varsayım artık geçerli değildir. Kanat çırpma hareketi rotor düzlemlerinde sapmaya neden olur; bu ise itki kuvvetlerinde efektif bir sapmaya yol açarak itki vektörlerinin b_z eksenine göre yön değiştirmesine neden olur. Bu durum, b_z eksenine boyunca farklı büyüklüklerde yeni itki kuvvetleri ve ileri hız yönü boyunca b_x, b_y düzleminde başka kuvvetler üretilmesine yol açar. Bunun sonucunda b_z eksenine etrafında ek bir moment oluşur. Bu nedenle kanat çırpma pozisyon durumu ve yönelim kontrolü üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. $R_{P_i}(O_{P_i}, X_{P_i}, Y_{P_i}, Z_{P_i})$, $i = 1, \dots, 2N_r$ için sabit bir sarmal çerçeveyi gösterir. İtki kuvvetleri bu çerçevelerde ifade edilir ve gövdeye göre sabit çerçevede verilen döndürme matrisi $\mathcal{R}_{P_i}$ kullanılarak döndürülmelidir [68]:

$$\mathcal{R}_{P_i} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma_i) & 0 & \sin(\gamma_i) \\ \sin(\gamma_i)\sin(\beta_i) & \cos(\beta_i) & -\cos(\gamma_i)\sin(\beta_i) \\ -\sin(\gamma_i)\cos(\beta_i) & \sin(\beta_i) & \cos(\gamma_i)\cos(\beta_i) \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Gövdeye göre sabit çerçevede ifade edilen sonuç kuvvet vektörü şu şekilde yazılır:

$$\mathfrak{L}_i = \mathcal{R}_{P_i} T_i e_{b_z}, \quad i = 1, \dots, 2N_r \quad (2.41)$$

Burada T_i , denklem (2.38) ile verilir ve e_{b_z} , b_z ekseninin birim vektörüdür. Oluşan toplam kuvvet vektörü aşağıdaki gibidir [68].

$$\mathfrak{L} = \sum_{i=1}^{2N_r} \mathfrak{L}_i = \sum_{i=1}^{2N_r} \left(T_i \begin{bmatrix} \sin(\gamma_i) \\ -\cos(\gamma_i)\sin(\beta_i) \\ \cos(\gamma_i)\cos(\beta_i) \end{bmatrix} \right) \quad (2.42)$$

Simetrik yapı ve pervaneler nedeniyle, basitlik sağlamak için rotor düzlemlerinin aynı γ ve β açılarıyla isimlendirildiği varsayılmıştır. Bu nedenle

$$\mathfrak{L} = \sum_{i=1}^{2N_r} \mathfrak{L}_i = \sum_{i=1}^{2N_r} \left(T_i \begin{bmatrix} S_{pi}\sin(\gamma) \\ -S_{pi}\cos(\gamma)\sin(\beta) \\ \cos(\gamma)\cos(\beta) \end{bmatrix} \right) \quad (2.43)$$

(2.43) denkleminden hareketle, rüzgar olduğunda, yeni toplam itkinin üretilen ilk itkiye kıyasla azaldığını gözlemliyoruz ve şöyle yazıyoruz:

$$T_w = \cos(\beta)\cos(\gamma)T \quad (2.44)$$

$o_i = (l_i c_{\alpha_i}, l_i s_{\alpha_i}, 0)^T$ koordinatlarına sahip her bir ro_i rotorunun kuvvet vektörü T_i , gövdeye göre sabit çerçevenin üç eksenini boyunca bir moment vektörü M_i üretir [68], [185].

$$\mathcal{M}_i = o_i \times \mathfrak{L}_i \quad (2.45)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\gamma)l_i s_{\alpha_i} T_i \\ -\cos(\beta)\cos(\gamma)l_i c_{\alpha_i} T_i \\ -S_{pi}\sin(\beta)\cos(\gamma)l_i c_{\alpha_i} T_i - S_{pi}\sin(\gamma)l_i s_{\alpha_i} T_i \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Böylece, toplam yuvarlanma ve yunuslama momentleri, nominal momentler cinsinden şu şekilde yazılabilir:

$$\mathcal{M}_{\phi_w} = \cos(\beta)\cos(\gamma)\mathcal{M}_{\phi}, \quad \mathcal{M}_{\theta_w} = \cos(\beta)\cos(\gamma)\mathcal{M}_{\theta} \quad (2.47)$$

Dönme momentlerine aşağıdaki gibi fazladan bir moment eklenir [68]:

$$\mathcal{M}_{\psi_w} = -S_{pi}\sin(\beta)\cos(\gamma) \sum_{i=1}^{2N_r} l_i \cos(\alpha_i) T_i - S_{pi}\sin(\gamma) \sum_{i=1}^{2N_r} l_i \sin(\alpha_i) T_i \quad (2.48)$$

2.5.3 Rüzgarın Etkisi Altında Multi-Rotorlunun Dinamik Modeli

Rüzgar varlığında, aşağıdaki Denklem (2.49) ile özetlenen model dikkate alınır. Bununla birlikte, sırasıyla (2.44) ve (2.47) denklemleri ile verilen T itki kuvveti, yuvarlanma ve yunuslama momentleri ($\mathcal{M}_\Phi, \mathcal{M}_\Theta$) kanat çırpma etkisi nedeniyle yeni oluşan elemanlarla değiştirilir. Buna ek olarak, pozisyon durumu ve yönelim dinamikleri için bz eksenini etrafındaki bir $\mathcal{M}_\Psi$ momenti dikkate alınır (bkz. Denklem (2.48)). Son olarak, temel fark (2.39)'daki denklemlerde verilen sürüklenme kuvvetlerinin varlığıdır. Böylece uygulanan kuvvet ve moment dengesi şu şekilde elde edilir:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} C_\Theta C_\Psi & S_\Phi S_\Theta C_\Psi - C_\Phi S_\Psi & C_\Phi S_\Theta C_\Psi + S_\Phi S_\Psi \\ C_\Theta S_\Psi & S_\Phi S_\Theta S_\Psi + C_\Phi S_\Psi & C_\Phi S_\Theta S_\Psi - S_\Phi C_\Psi \\ -S_\Theta & S_\Phi C_\Theta & C_\Phi C_\Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sum_{i=1}^{2N_r} H_{xi} + s_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} T_i \frac{1}{2} \frac{u_w}{|u_w|} C_{Dx} \rho S_x V_{rx}^2 \\ -\sum_{i=1}^{2N_r} H_{yi} - S_\beta C_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} T_i \frac{1}{2} \frac{v_w}{|v_w|} C_{Dy} \rho S_y V_{ry}^2 \\ C_\beta C_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} T_i + \frac{1}{2} \frac{w_w}{|w_w|} C_{Dz} \rho S_z V_{rz}^2 \end{bmatrix} + \mathcal{R}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \dot{\chi} \quad (2.49a)$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} \ddot{p} \\ I_{yy} \ddot{q} \\ I_{zz} \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr \\ (I_{zz} - I_{xx})pr \\ (I_{xx} - I_{yy})pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_\beta C_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{ai} T_i + J_r q \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\Phi} \Phi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{xi} \\ -C_\beta C_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{ai} T_i - J_r p \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \Omega_i - K_{d\Theta} \Theta^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} \mathcal{B}_{yi} \\ -S_{pi} S_\beta C_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{ai} T_i - S_{pi} S_\gamma \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{ai} T_i + \sum_{i=1}^{2N_r} S_{pi} Q_i \\ -K_{d\Psi} \Psi^2 + \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{ai} \mathcal{H}_{xi} - \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{ai} \mathcal{H}_{yi} \end{bmatrix} \quad (2.49b)$$

2.6 Uygulamaya Yönelik Teknik Basitleştirme

2.6.1 Basitleştirilmiş Simülasyon Modeli

Uygulamamızda dört rotorlu dronun genellikle aşırı olmayan eğiklik açılarında bir noktanın üzerinde süzüldüğünü veya orta hızlarda uçtuğunu varsayıyoruz. Agresif manevralara veya şiddetli hareketlere gerek yoktur. Bu bağlamda Euler açısal hızlarını aracın açısal hızlarından tahmin etmek mümkündür.

$$\dot{\Phi} \approx p, \dot{\Theta} \approx q, \dot{\Psi} \approx r$$

Fiziksel olarak, multi-rotorlu araç, itki kuvvetlerinin ve dönme momentlerinin ana kontrol elemanları olduğu $2N_r$ rotorun dönüş hızları $\Omega_i|_{i=1,\dots,2N_r}$ tarafından

kontrol edilir. Aerodinamik katsayılar $C_i|_{i=T,H,Q,B}$ statik testlerle tanımlanan sabitler olarak kabul edilebilir.

$$T_i = K_t \Omega_i^2, \quad Q_i = K_g \Omega_i^2 \quad (2.50)$$

Burada K_t ve K_g statik aerodinamik katsayılarıdır. Bilindiği üzere multi-rotorlu araçlarda dört adet kontrol girişi $u = (u_m, u_\phi, u_\theta, u_\psi)^T$ bulunmaktadır. Bunlar sırasıyla (2.44), (2.46), (2.47) ve (2.48) ile verilen toplam itki, yuvarlanma, yunuslama ve dönme momentleridir.

$$u_m = T, \quad u_\phi = \mathcal{M}_\phi, \quad u_\theta = \mathcal{M}_\theta \quad \text{ve} \quad u_\psi = \mathcal{M}_\psi$$

(2.50)'de verilen T_i ve Q_i 'nin yeni formülasyonları dikkate alındığında, kontrol girişleri şunlar olur:

$$u_m = K_t \sum_{i=1}^{2N_r} \Omega_i^2, u_\phi = K_t \sum_{i=1}^{2N_r} l_i S_{\alpha i} \Omega_i^2, u_\theta = -K_t \sum_{i=1}^{2N_r} l_i C_{\alpha i} \Omega_i^2 \text{ et } u_\psi = K_g \sum_{i=1}^{2N_r} S_{p i} \Omega_i^2$$

Matris gösterimiyle : $u = \Lambda \Sigma_\Omega$

Burada $\Sigma \in \mathbb{R}^{2N_r}$ rotorların hızlarının karesini içeren vektördür:

$$\Sigma_\Omega = [\Omega_1^2, \dots, \Omega_{2N_r}^2]^T \quad (2.51)$$

ve $\Lambda \in \mathbb{R}^{4 \times 2N_r}$ kontrol dağıtım matrisidir.

$$\Lambda = \begin{bmatrix} K_t & \dots & K_t & \dots & K_t \\ K_t l_1 S_{\alpha 1} & \dots & K_t l_i S_{\alpha i} & \dots & K_t l_{2N_r} S_{\alpha 2N_r} \\ -K_t l_1 C_{\alpha 1} & \dots & -K_t l_i C_{\alpha i} & \dots & -K_t l_{2N_r} C_{\alpha 2N_r} \\ K_g S_{p1} & \dots & K_g S_{p1} & \dots & S_{2N_r} \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Karıştırma matrisinin Σ_Ω multi-rotorluda önceden programlanmış olması nedeniyle, istenen giriş vektörü u simülasyon modelinde rotorların dönüş hızları yerine doğrudan dikkate alınabilir. u değeri, düzenleyici tarafından sağlanacaktır. Dinamik denklemlerde kuvvetler ve momentlerle çalışmak çok daha kolaydır. Ayrıca, (2.23), dinamik model (2.10) ve (2.1)'deki yaklaşımı kullanarak, konum χ , dönüş η ve giriş vektörü u cinsinden aşağıdaki gibi basitleştirilebilir:

Bu nedenle, dört rotorlu dronlar için kullanılan kontrol teknikleri ve algoritmaların kapsamlı bir listesini bulmak ve sınırlamak zordur. Araç modeli, farklı alt sistemleri arasında güçlü nonlinearlikler ve güçlü bağılıklar içerir. Bu bölümde, bu tezde önerilen kontrol yasalarının gerçek bir platformda ve gerçek zamanlı olarak büyük bir zorluk olmadan uygulanması için eksiksiz dinamik modelin basitleştirilmiş bir versiyonu ele alınmıştır. Ayrıca, bu model aracılığıyla, kontrol stratejilerinin, hesaba katılmayan dinamikler ve bozucularla başa çıkabilme konusunda yeterliliği de gösterilmiştir. Bu nedenle, bozucular ve parametrik belirsizlikler altında dört rotorlu dronun dinamik modeli şu şekilde verilir:

$$\begin{aligned}
\ddot{\Phi} &= \dot{\Psi} \dot{\Theta} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} - \dot{\Theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \varpi - \dot{\Phi}^2 \frac{K_{d\Phi}}{I_{xx}} + \frac{u_\Phi}{I_{xx}} + \frac{d_\Phi}{I_{xx}} \\
\ddot{\Theta} &= \dot{\Psi} \dot{\Phi} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} + \dot{\Phi} \frac{J_r}{I_{yy}} \varpi - \dot{\Theta}^2 \frac{K_{d\Theta}}{I_{yy}} + \frac{u_\Theta}{I_{yy}} + \frac{d_\Theta}{I_{yy}} \\
\ddot{\Psi} &= \dot{\Theta} \dot{\Phi} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} - \dot{\Psi}^2 \frac{K_\Theta}{I_{zz}} + \frac{u_\Psi}{I_{zz}} + \frac{d_\Psi}{I_{zz}} \\
\ddot{x} &= (\sin \Theta \cos \Psi \cos \Phi + \sin \Phi \sin \Psi) \frac{u_m}{m} - \frac{K_{dx}}{m} \dot{x} + \frac{d_x}{m} \\
\ddot{y} &= (\sin \Psi \cos \Phi \sin \Theta - \sin \Phi \cos \Psi) \frac{u_m}{m} - \frac{K_{dy}}{m} \dot{y} + \frac{d_y}{m} \\
\ddot{z} &= -g + \cos \Theta \cos \Phi \frac{u_m}{m} - \frac{K_{dz}}{m} \dot{z} + \frac{d_z}{m}
\end{aligned} \tag{2.54}$$

Burada $\varpi = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$, ve $\Delta = (d_x, d_y, d_z, d_\Phi, d_\Theta, d_\Psi)^T \in \mathbb{R}^6$ bilinmeyen sınırlı bir bozucu vektörüdür. Bir dört rotorlu dron, eksik tahrikli bir sistemdir, yani kontrollü hareket serbestlik derecelerinden daha az sayıda kontrol eyleyicisine sahiptir. Bir dört rotorlu dronda, dört rotorumuz (dört eyleyici) ve altı hareket serbestlik derecemiz vardır (üç öteleme x, y, z ve üç dönüş: yuvarlanma Φ , yunuslama Θ ve sapma Ψ). Böyle bir sistemi kontrol etmek için iç içe geçmiş iki kapalı kontrol döngüsüne ihtiyacımız vardır, bkz. Şekil 2. 5.

2.6.3 Kontrol Mimarisi

Dört rotorlu dron modeli ayrıntılı olarak sunulduktan sonra kontrol ve kestirim teorileri uygulanabilir. Bu amaçla, durum uzayı, dört rotorlu dron üzerindeki

bozucuların etkisini anlamak için faydalıdır. Sonuç olarak ortaya çıkan durum uzayının kompakt formu:

$$\dot{Z} = f(Z) + g(Z)U + d_h(h = \Phi, \Theta, \Psi, x, y, z) \quad (2.55)$$

Burada $Z = [\Phi, \dot{\Phi}, \Theta, \dot{\Theta}, \Psi, \dot{\Psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}] \in \mathbb{R}^{12}$ durum değişkenlerini temsil etmektedir, $f(Z)$ ve $g(Z)$ doğrusal (lineer) olmayan fonksiyonlardır. Denklem (2.55) şu şekilde ifade edilebilir:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_3 = X_4 \\ \dot{X}_5 = X_6 \\ \dot{X}_2 = \rho_{1\Phi} X_4 X_6 + \rho_{2\Phi} X_4 + \rho_{3\Phi} X_2^2 + \rho_1 u_\Phi + d_\Phi \\ \dot{X}_4 = \rho_{1\Theta} X_2 X_6 + \rho_{2\Theta} X_2 + \rho_{3\Theta} X_4^2 + \rho_2 u_\Theta + d_\Theta \\ \dot{X}_6 = \rho_{1\Psi} X_2 X_4 + \rho_{2\Psi} X_6^2 + \rho_3 u_\Psi + d_\Psi \\ \dot{X}_7 = X_8 \\ \dot{X}_9 = X_{10} \\ \dot{X}_{11} = X_{12} \\ \dot{X}_8 = \rho_X X_8 + \frac{1}{m} (C_{X_1} S_{X_3} C_{X_5} + S_{X_1} S_{X_5}) u_m + d_x \\ \dot{X}_{10} = \rho_Y X_{10} + \frac{1}{m} (C_{X_1} S_{X_3} S_{X_5} - S_{X_1} C_{X_5}) u_m + d_y \\ \dot{X}_{12} = \rho_Z X_{12} - g + \frac{1}{m} (C_{X_1} C_{X_3}) u_m + d_z \end{array} \right. \quad (2.56)$$

burada: $\rho_{1\Phi} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}$, $\rho_{2\Phi} = \frac{-\varpi J_r}{I_{xx}}$, $\rho_{3\Phi} = \frac{-K_{d\Phi}}{I_{xx}}$, $\rho_{1\Theta} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}$, $\rho_{2\Theta} = \frac{\varpi J_r}{I_{yy}}$,
 $\rho_{3\Theta} = \frac{-K_{d\Theta}}{I_{yy}}$, $\rho_{1\Psi} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}$, $\rho_{2\Psi} = \frac{-K_{d\Psi}}{I_{zz}}$, $\rho_X = \frac{-K_{dx}}{m}$, $\rho_Y = \frac{-K_{dy}}{m}$, $\rho_Z = -\frac{K_{dz}}{m}$,
 $\rho_1 = \frac{1}{I_{xx}}$, $\rho_2 = \frac{1}{I_{yy}}$, ve $\rho_3 = \frac{1}{I_{zz}}$

Bir dört rotorlu dron, eksik tahrikli bir sistemdir, yani kontrollü hareket serbestlik derecelerinden daha az sayıda kontrol eyleyicisine sahiptir. Bir dört rotorlu dronda, dört rotorumuz (dört eyleyici) ve altı hareket serbestlik derecemiz vardır (üç öteleme x, y, z ve üç dönüş: yuvarlanma Φ , yunuslama Θ ve sapma Ψ). Kontrol mimarisi, benimsenen kontrol stratejisinin yanı sıra uçuş modları ile de ilgilidir. 3B uzayda otonom navigasyon ile ilgilendiğimiz için yalnızca iki kontrol mimarisi mümkündür: boylamasına-yanal mimari ve kademeli mimari. Bu tezde, hiyerarşik bir yapıya sahip olan multi-rotorluların doğası gereği en uygun olan kademeli

kontrol mimarisini kullanıyoruz. Kontrolümüz, istenen yörüngeyi (x_d, y_d, z_d) üç eksen ve dönme açısı Ψ_d boyunca takip edecek şekilde tasarlanmıştır. Bu referans yörüngeleri, güdüm modülünde bulunan bir yörünge üretici bloğu tarafından çevrimiçi olarak sağlanır. Aslında, araç modeli birbirine bağlı iki alt sisteme ayrılabilir: daha yavaş bir öteleme alt sistemi ve daha hızlı bir dönme alt sistemi. Farklı dinamiklere sahip iki kademeli alt sisteme sahip olmak, özellikle eksik tahrikli koşulları altında basit bir kontrol problemi değildir. u_m, u_ϕ, u_θ ve u_ψ çıkışları, dört rotorlu dron konfigürasyonuna bağlı olarak matris denklemleri (Bkz. Ek.A) kullanılarak istenen rotor açısal hızları $\omega_{1d}, \omega_{2d}, \omega_{3d}, \omega_{4d}$ 'yi oluşturmak için kullanılır. Örneğin, X konfigürasyonunda, istenen açısal hızların karelerini aşağıdaki gibi elde ederiz:

$$\begin{bmatrix} \omega_{1d}^2 \\ \omega_{2d}^2 \\ \omega_{3d}^2 \\ \omega_{4d}^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t \\ \frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & \frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & -\frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & -\frac{\sqrt{2}}{2} l K_t \\ -\frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & \frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & \frac{\sqrt{2}}{2} l K_t & -\frac{\sqrt{2}}{2} l K_t \\ K_g & -K_g & K_g & -K_g \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} u_m \\ u_\phi \\ u_\theta \\ u_\psi \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

İç döngüde, genellikle fırçasız DC motorlara monte edilmiş kanatlar olan rotorları kontrol ediyoruz (önceki bölüme bakınız). Buradaki fikir, her rotorda genellikle sürücü olarak adlandırılan bir açısal hız kontrolörüne sahip olmaktır. Bu kontrolör, (2.57) denklemindeki istenen açısal hızları izler.

2.6.4 Stabilizasyon Probleminin Analizi

Bu çalışmanın amacı, aracı stabilize etmek ve sonlu bir zamanda $[\Phi_d \ \theta_d \ \Psi_d \ x_d \ y_d \ z_d]^T$ referans yörüngesini takip etmek için u_m itki büyüklüğünü ve $u_i (i \rightarrow \Phi, \theta, \Psi)$ torkunu üreten dayanıklı kontrolörler tasarlamaktır. Dört rotorlu dronun altı çıkışı $[x_1 \ x_3 \ x_5 \ x_7 \ x_9 \ x_{11}]^T$ ve dört kontrol girişi $[u_m \ u_\phi \ u_\theta \ u_\psi]^T$ vardır. Kontrol düzeni tasarım prosedürünü basitleştirmek için, $V=[V_x \ V_y \ V_z]^T$ pozisyonunun sanal kontrolü, denklem (2.58) ile belirlenir.

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_{\chi_1} C_{\chi_5} S_{\chi_3} + S_{\chi_5} S_{\chi_1}) \frac{u_m}{m} \\ (C_{\chi_1} S_{\chi_3} S_{\chi_5} - S_{\chi_1} C_{\chi_5}) \frac{u_m}{m} \\ (C_{\chi_1} C_{\chi_3}) \frac{u_m}{m} - g \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

Böylece, istenen Euler açıları (Φ_d, Θ_d) ve toplam itki u_m şu şekilde elde edilebilir:

$$\begin{cases} u_m = m\sqrt{V_x^2 + V_y^2 + (V_z + g)^2} \\ \Phi_d = \arctan \left(C_{\Theta_d} \left(\frac{V_x S_{\Psi_d} - V_y C_{\Psi_d}}{V_z + g} \right) \right) \\ \Theta_d = \arctan \left(\frac{V_x C_{\Psi_d} + V_y S_{\Psi_d}}{V_z + g} \right) \end{cases} \quad (2.59)$$

HARİCİ BOZUCULAR ALTINDA DÖRT ROTORLU DRONLAR İÇİN DOĞRUSAL OLMAYAN DAYANIKLI KONTROL

3.1 Giriş

Bu bölümde harici bozucuların etkisi altındaki dört rotorlu bir sistem için kontrol tekniklerinin tasarımı ve geliştirilmesi ele alınacaktır. Bu çalışma Geri Adımlamalı Kontrol, Kayan Kipli Kontrol (SMC) ve modifiye edilmiş PID Kayan Kipli Kontrol olmak üzere üç kontrol yöntemine odaklanmaktadır. Bir hava aracının üç boyutlu uzayda üç eksenle yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarına göre oluşan gövde pozisyonuna duruş pozisyonu denir. Bu bölümün amacı, bir yandan bozucuların varlığında kararlılığı korurken bir dört rotorlunun konumunu, pozisyon durumunu ve yönelimini etkili bir şekilde izleyebilen dayanıklı yörünge izleme kontrol yaklaşımları geliştirmektir. Önerilen kontrolörlerin performansı simülasyon çalışmaları ile değerlendirilecek ve karşılaştırılacaktır. Neticede, bu bölümde elde edilen sonuçlar dört rotorlu sistemler için havadan gözetleme, keşif ve teslimat gibi alanlarda çok sayıda pratik uygulamaya sahip olabilecek daha etkili kontrol stratejilerinin geliştirilmesine katkı sağlayacaktır.

Bu bölümde, dört rotorlu bir sistem için önerilen kontrol stratejilerinin harici bozucular altında performansı simülasyon çalışmaları ile değerlendirilmiştir. Bu yaklaşımların etkinliğini kapsamlı bir şekilde değerlendirmek için sonuçlar bir dizi farklı senaryoda yalnızca literatürdeki mevcut kontrolörlerle değil, birbirleriyle de karşılaştırılmıştır.

Bölüm 3.2'de temel geri adımlamalı kontrole genel bir bakış sunulmaktadır. Bölüm 3.3'te temel kayan kipli kontrol tanıtılmaktadır. Bölüm 3.4'te modifiye edilmiş PID Kayan Kipli Kontrol tasarımı açıklanmaktadır. Önerilen kontrol

stratejilerinin simülasyon sonuçları Bölüm 3.5'te sunulmuştur. Son olarak, Bölüm 3.6'da sonuç ve tartışma yer almaktadır.

3.2 Geri Adımlamalı Kontrol Teknikleri

Geri adımlamalı kontrol, hava robotiğinde özellikle insansız hava araçları (İHA'lar) veya dronlar için kullanılan bir kontrol tekniğidir. Bu teknik, dronun hareketinin dayanıklı ve hassas bir şekilde kontrol edilmesini sağlayan doğrusal olmayan bir kontrol yöntemidir. Geri adımlama yaklaşımı, sistem dinamiğini daha basit alt sistemlere ayırmaya ve her bir alt sistem için kontrol yasaları tasarlamaya dayanır. Bu yaklaşımın, dronların doğrusal olmayan dinamiğini kontrol etmede ve kararlı ve doğru performans sağlamada etkili olduğu kanıtlanmıştır. Geri adımlamalı kontrol, yörünge izleme, irtifa kontrolü ve pozisyon durum ve yönelim stabilizasyonu gibi uygulamalarda yaygın olarak kullanılır [34], [37], [39], [69]–[71], [193], [194].

Geri adımlamalı kontrol yöntemi, dronlar gibi karmaşık sistemlerin dinamiğini kontrol etmek için kullanılan doğrusal olmayan bir kontrol tekniğidir. Geri adımlamanın temel prensibi, sistemin karmaşık dinamiğini daha basit alt sistemlere ayırtırmak ve bu alt sistemlerin her biri için kontrol yasaları tasarlamaktır. Bu yaklaşım, tasarımcının her bir alt sistemin dinamiğini ayrı ayrı ele alması sayesinde kontrol tasarım sürecini basitleştirir.

Bir dronun sistem dinamiği, pozisyon durumu, yönelim, irtifa, konum kontrolü ve yörünge izlemeyi içeren alt sistemlere ayrıştırılabilir. Bu alt sistemlerin her birinin dinamiğini ele almak için ayrı bir kontrol yasası tasarlanabilir. Geri adımlamalı kontrol yaklaşımının en önemli avantajlarından biri, sistem dinamiğindeki nonlineerlikleri ele alabilmesidir. Her bir alt sistem için tasarlanan kontrol yasaları, sistemin doğasında bulunan nonlineerlikleri dikkate alarak kararlı ve doğru performans sağlayabilir. Ayrıca, geri adımlamalı kontrol, bozucuların ve belirsizliklerin varlığında dayanıklı kontrol sağlayabilir; bu da onu gerçek dünyadaki uygulamalarda kullanılmak için çok elverişli hale getirir.

Özetle, geri adımlamalı kontrol dronların ve diğer hava robotlarının kontrolünde yaygın olarak kullanılan güçlü bir kontrol tekniğidir. Karmaşık sistem dinamiklerini ele alma ve dayanıklı ve hassas kontrol sağlama yeteneği, onu otonom uçuş, gözetleme ve arama-kurtarma görevleri dahil olmak üzere çok çeşitli uygulamalar için yaygın bir seçim haline getirmiştir [82], [195]–[198].

3.2.1 Geri Adımlamalı Kontrol Tasarımı

Bu kısımda, Denk.(2.54) ve (2.58)'de açıklanan dört rotorlunun matematik modeli aşağıdaki gibi yeniden yazılabilir:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} \left((C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi) u_m + d_x \right) - \frac{k_{dx}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} \left((C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi) u_m + d_y \right) - \frac{k_{dy}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (C_\phi C_\theta u_m + d_z) - g - \frac{k_{dz}}{m} \dot{z} \\ \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} - \dot{\theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \varpi - \frac{k_{d\phi}}{I_{xx}} \dot{\phi}^2 + \frac{1}{I_{xx}} u_\phi + d_\phi \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} + \dot{\phi} \frac{J_r}{I_{yy}} \varpi - \frac{k_{d\theta}}{I_{yy}} \dot{\theta}^2 + \frac{1}{I_{yy}} u_\theta + d_\theta \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} - \frac{k_{d\psi}}{I_{zz}} \dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_{zz}} u_\psi + d_\psi \end{cases} \quad (3.1a)$$

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi) \frac{u_m}{m} \\ (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi) \frac{u_m}{m} \\ (C_\phi C_\theta) \frac{u_m}{m} - g \end{bmatrix} \quad (3.1b)$$

a- İrtifa Kontrolörü:

İlk olarak dört rotorlunun irtifa kontrolörü ele alınacaktır. İrtifa kanalında referans sinyal ile gerçek çıkış sinyali arasındaki izleme hatası şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$e_z = z_d - z \quad (3.2)$$

Burada z_d istenen irtifa sinyalidir. Daha sonra, irtifa kontrolörü şu şekilde tasarlanır:

$$v_z = \left(\frac{k_{dz}}{m} \dot{z} + c_{z1} \dot{e}_z + \ddot{z}_d + e_z + c_{z2} e_{z1} \right) \quad (3.3)$$

Burada $c_{zi} > 0, i = 1, 2$ ve:

$$e_{z1} = -\dot{z} + c_{z1} e_z + \dot{z}_d \quad (3.4)$$

Teorem 1:

İrtifa dinamiği için, kontrol giriş işareti u_m yukarıdaki şekilde tasarlanırsa, asimptotik olarak $t \rightarrow \infty$ iken istenen irtifa için izleme hatası azalarak sıfıra gidecektir.

İspat. İlk olarak,

$$V_{z1} = \frac{1}{2} e_z^2 \quad (3.5)$$

olsun. Bunun türevi aşağıdaki gibidir:

$$\dot{V}_{z1} = e_z \dot{e}_z \quad (3.6)$$

(3.2), (3.4) ve (3.6) numaralı denklemleri birleştirerek şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{z1} &= e_z \dot{e}_z \\ &= e_z (\dot{z}_d - \dot{z}) \\ &= e_z (e_{z1} + \dot{z} - c_{z1} e_z - \dot{z}) \\ &= -c_{z1} e_z^2 + e_z e_{z1} \end{aligned} \quad (3.7)$$

Aşağıdaki aday Lyapunov fonksiyonunu tanımlayalım:

$$V_z = V_{z1} + \frac{1}{2} e_{z1}^2 \quad (3.8)$$

V_z 'nin zamana göre türevi şu şekildedir:

$$\dot{V}_z = \dot{V}_{z1} + e_{z1} \dot{e}_{z1} \quad (3.9)$$

Ayrıca, (3.4), (3.7) numaralı denklemleri ve (3.1)'in üçüncü denklemini kullanarak şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_z &= -c_{z1} e_z^2 + e_z e_{z1} + e_{z1} (-\ddot{z} + c_{z1} \dot{e}_z + \ddot{z}_d) \\ &= -c_{z1} e_z^2 + e_z e_{z1} + e_{z1} \left(-v_z + \frac{K_{dz}}{m} \dot{z} + c_{z1} \dot{e}_z + \ddot{z}_d \right) \end{aligned} \quad (3.10)$$

İrtifa kontrolörü (3.3)'ü (3.10)'da yerine koyarak,

$$\begin{aligned} \dot{V}_z &= -c_{z1} e_z^2 + e_z e_{z1} + e_{z1} (-e_z - c_{z2} e_{z1}) \\ &= -c_{z1} e_z^2 - c_{z2} e_{z1}^2 \\ &\leq 0 \end{aligned} \quad (3.11)$$

elde edilir. Böylece ispat tamamlanmış olur.

b- Pozisyon Kontrolörü:

Benzer şekilde, X ve Y kontrolörleri şu şekilde verilebilir:

$$v_x = \frac{k_{dx}}{m} \dot{x} + \ddot{x}_d + c_{x_1} \dot{e}_x + c_{x_2} e_{x_1} + \dot{e}_{x_1} \quad (3.12)$$

$$v_y = \frac{k_{dy}}{m} \dot{y} + \ddot{y}_d + c_{y_1} \dot{e}_y + c_{y_2} e_{y_1} + \dot{e}_{y_1} \quad (3.13)$$

Burada $c_{x_1}, c_{x_2}, c_{y_1}, c_{y_2}$ sıfır olmayan pozitif sabitlerdir ve

$$\begin{aligned} e_x &= x_d - x, & e_{x_1} &= -\dot{x} - c_{x_1} e_x + \dot{x}_d \\ e_y &= y_d - y, & e_{y_1} &= -\dot{y} - c_{y_1} e_y + \dot{y}_d \end{aligned}$$

c- Yönelim Kontrolörü:

Bir önceki kısımda irtifa kontrolüne ilişkin olarak gerçekleştirilen incelemeye benzer bir şekilde, bu bölümde de yönelim kontrolörünün tasarımı incelenmeye çalışılacaktır. İlk olarak yuvarlanma kanalının kontrolörü ele alınacaktır. Yuvarlanma açısının izleme hatası şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$e_\phi = \phi_d - \phi \quad (3.14)$$

Burada ϕ_d yuvarlanma açısının referans sinyalıdır. Daha sonra, yuvarlanma kontrolörü şu şekilde tasarlanır:

$$u_\phi = I_{xx} \left(-\dot{\theta} \psi \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} + \dot{\theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \varpi + \frac{k_{d\phi}}{I_{xx}} \dot{\phi}^2 + \ddot{\phi}_d + c_{\phi 1} \dot{e}_\phi + e_\phi + c_{\phi 2} e_{\phi 1} \right) \quad (3.15)$$

Burada $c_{\phi i} > 0, i = 1, 2$ ve

$$e_{\phi 1} = -\dot{\phi} + c_{\phi 1} e_\phi + \dot{\phi}_d \quad (3.16)$$

Kontrolünün Kararlılığının İspatı: Aşağıda önerilen Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{\phi 1} = \frac{1}{2} e_\phi^2 \quad (3.17)$$

$V_{\phi 1}$ 'in zamana göre türevi şu şekildedir:

$$\dot{V}_{\phi 1} = e_\phi \dot{e}_\phi \quad (3.18)$$

(3.14), (3.16) ve (3.18) numaralı denklemleri kullanarak şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\phi 1} &= e_\phi \dot{e}_\phi \\ &= e_\phi (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\ &= e_\phi (e_{\phi 1} + \dot{\phi} - c_{\phi 1} e_\phi - \dot{\phi}) \\ &= -c_{\phi 1} e_\phi^2 + e_\phi e_{\phi 1} \end{aligned} \quad (3.19)$$

Aşağıdaki aday Lyapunov fonksiyonunu tanımlayalım:

$$V_\phi = V_{\phi 1} + \frac{1}{2} e_{\phi 1}^2 \quad (3.20)$$

V_ϕ 'nin zamana göre türevi şu şekildedir:

$$\dot{V}_\phi = \dot{V}_{\phi 1} + e_{\phi 1} \dot{e}_{\phi 1} \quad (3.21)$$

Denk. (3.16), (3.19) ve dört rotorlu matematik modelinin $\ddot{\phi}$ denklemini (3.21)'e uygulayarak şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi &= -c_{\phi 1} e_\phi^2 + e_\phi e_{\phi 1} + e_{\phi 1} (-\ddot{\phi} + c_{\phi 1} \dot{e}_\phi + \ddot{\phi}_d) \\ &= -c_{\phi 1} e_\phi^2 + e_\phi e_{\phi 1} + e_{\phi 1} \left(-\dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} + \dot{\theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \varpi + \frac{k_{d\phi}}{I_{xx}} \dot{\phi}^2 \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{I_{xx}} u_\phi + c_{\phi 1} \dot{e}_\phi + \ddot{\phi}_d \right) \end{aligned} \quad (3.22)$$

Yuvarlanma kontrolörü (3.15)'i (3.22)'de yerine koyarak:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi &= -c_{\phi 1} e_\phi^2 + e_\phi e_{\phi 1} + e_{\phi 1} (-e_\phi - c_{\phi 2} e_{\phi 1}) \\ &= -c_{\phi 1} e_\phi^2 - c_{\phi 2} e_{\phi 1}^2 \\ &\leq 0 \end{aligned} \quad (3.23)$$

elde edilir. Benzer şekilde, yunuslama ve sapma kontrolörleri şu şekilde verilebilir:

$$u_\theta = I_{yy} \left(-\dot{\phi} \dot{\psi} \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} - \dot{\phi} \frac{J_r}{I_{yy}} \varpi + \frac{k_{d\theta}}{I_{yy}} \dot{\theta}^2 + \ddot{\theta}_d + c_{\theta 1} \dot{e}_\theta + e_\theta + c_{\theta 2} e_{\theta 1} \right) \quad (3.24)$$

$$u_\psi = I_{zz} \left(-\dot{\phi} \dot{\theta} \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} + \frac{k_{d\psi}}{I_{zz}} \dot{\psi}^2 + \ddot{\psi}_d + c_{\psi 1} \dot{e}_\psi + e_\psi + c_{\psi 2} e_{\psi 1} \right) \quad (3.25)$$

Burada $c_{\theta 1}, c_{\theta 2}, c_{\psi 1}, c_{\psi 2}$ sıfır olmayan pozitif sabitlerdir ve

$$\begin{aligned} e_\theta &= \theta_d - \theta, & e_{\theta 1} &= -\dot{\theta} - c_{\theta 1} e_\theta + \dot{\theta}_d \\ e_\psi &= \psi_d - \psi, & e_{\psi 1} &= -\dot{\psi} - c_{\psi 1} e_\psi + \dot{\psi}_d \end{aligned}$$

Ayrıca, yunuslama ve sapma kanallarının kararlılığına ilişkin ispat da yuvarlanma kanalınıninkine benzer şekilde yapılabilir.

3.3 Kayan Kipli Kontrol Temel Kavramlar

Bu kısımda, klasik kayma kipleri aracılığıyla kontrol kuramının temel kavramları sunulacaktır. İlgilenen okurlar ayrıntılı bilgi için J.J.E Slotine vd. , X. Liu vd. ve V. Utkin'in makalelerine başvurabilir [173], [199]–[201]. Kayan kipli kontrolün temel amacı, sistemin yörüngelerini sonlu bir sürede durum uzayında tanımlanan

bir kayma yüzeyine erişecek ve sonrasında orada kalacak şekilde kısıtlamaktır. Kayan kip yüzeyi, kontrol edilecek sistemin istenen dinamiğini temsil eder. Kayan kipli kontrol yasasının sentezlenmesi aşağıdaki adımlardan oluşur:

1. Sistem dinamiğinin istenen davranışı üretmesi için uygun bir kayma yüzeyi belirlenir.
2. Belirsizliklere ve bozuculara rağmen sistem yörüngelerini kayma yüzeyine erişmeye ve orada kalmaya zorlayan süreksiz bir kontrol yasası tasarlanır.

3.3.1 Kayma Yüzeyinin Sentezlenmesi

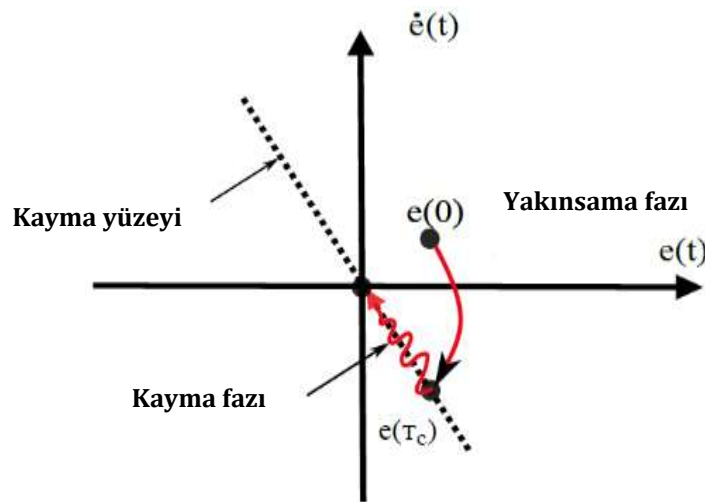
Kontrol hedefi, istenen bir $x_d(t)$ yörüngesinin $x(t)$ vektörü tarafından izlenmesini sağlamak olduğundan, kayma yüzeyinin sentezi kayma değişkeninin tanımına dayanmaktadır:

$$s(t) = [s_1(t), s_2(t), s_3(t), \dots, s_n(t)]^T \quad (3.26)$$

burada $s_i(t)|_{i=1,n}$ 'ler giderilmeleri kontrol hedefini sağlayacak şekilde sistemin kurmaca bir çıktısı olarak kabul edilen yeterince türevlenebilir fonksiyonlardır.

Tanım 3.3.1 [202]: Sistemin çözümü tüm $t \geq T_c$ için $s(t) = 0$ olacak şekilde sonlu bir T_c zamanı varsa ideal bir kayma rejimi bulunmaktadır.

Sistemin yörüngeleri kayma yüzeyi üzerinde evrilirken, sistem dinamiği boyutu mevcut sistemin bağıl derecesinden 1 eksik olan indirgenmiş bir sisteme dönüşür. Bu indirgenmiş dinamik, kayma yüzeyi seçimiyle belirlenir. Klasik seçim, durum



Şekil 3. 1 Kayan kipli kontrol faz düzlemi

uzayının orjininden geçen doğrusal bir yüzeydir. İndirgenmiş sistem bu nedenle doğrusaldır ve eğer kararlıysa (indirgenmiş sistem 0 mertebesinde değilse) faz düzleminin orjinine doğru üstel olarak yakınsar (bkz. Şekil 3. 1).

Bir kayma rejiminin oluşturulması için gerekli koşul, kayma yüzeyinin bağıl derecesinin 1'e eşit olmasıdır. Doğrusal kayma yüzeyi aşağıdaki gibi seçilir:

$$s(t) = \left(\frac{d}{dt} + h \right)^{r-1} e(t) \quad (3.27)$$

Bizim durumumuzda, bağıl derece $r \geq 2$ 'ye eşittir, $h \in \mathbb{R}^{n \times n}$ matrisi elemanları kesin pozitif olacak şekilde seçilmiş bir köşegen matristir, öyle ki $s(t)$ bir Hurwitz polinomudur [200], [202]. Böylece, kayma yüzeyi sifıra yaklaşılmaya zorlandığında, izleme hatası $e(t)$, h matrisinin katsayıları tarafından dayatılan istenen bir dinamikle asimptotik olarak sifıra yakınsar. Ayrıca, kayma yüzeyi $s(t)$ 'nin zamana göre birinci türevinin hesaplanmasından hemen sonra elde edilen $e^r(t)$ ifadesinde $u(t)$ girdisi bulunduğu sürece bağıl derece koşulu sağlanır. Kayma yüzeyinin belirlenmesinin ardından, kontrol yasasının tasarımını içeren ikinci aşamaya geçilebilir.

3.3.2 Kontrol Yasasının Tasarımı

Kontrol hedefine ulaşmak için, çekicilik koşulu (attractiveness condition) sağlanarak $s(t) = 0$ kararlılığı korunmalıdır [201]. Bu amaçla, karesel Lyapunov fonksiyonlarının bir sınıfı kullanılır:

$$V = \frac{1}{2} s(t)^T s(t) \quad (3.28)$$

Bu fonksiyon $\forall s(t) \neq 0$ için kesin pozitif olarak tanımlanır. Kayma yüzeyinin sifıra yakınsaması için Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevinin negatif olması gerekir:

$$\dot{V} = s(t)^T \dot{s}(t) < 0 \quad (3.29)$$

Ancak bu koşul, sistem yörüngelerinin sonlu bir zamanda kayma yüzeyine yakınsamasını garantilemek için yeterli değildir. Bu nedenle, daha güçlü bir koşulun sağlanması gereklidir. Kayan Kipli Kontrol (SMC) durumunda, K-çekicilik

(K-attractivity) koşulu olarak adlandırılan doğrusal olmayan bir çekicilik koşulu şu şekilde verilir [203]:

$$s_i(t)\dot{s}_i(t) \leq -K_i|s_i(t)|, \quad K_i > 0|_{i=1,\dots,n} \quad (3.30)$$

Başka bir deyişle, şu seçimi yapmaya dönüşür:

$$\dot{s}(t) = -K \text{sign}(s(t)) \quad (3.31)$$

Burada $K = \text{diag}(K_1, K_2, \dots, K_n)$ elemanları kesin pozitif olarak seçilen köşegen bir matristir $[\text{sign}(s_1(t)), \dots, \text{sign}(s_n(t))]^T$, ve

$$\text{sign}(s(t)) = \begin{cases} 1, & \text{eğer } s(t) > 0 \text{ ise} \\ 0, & \text{eğer } s(t) = 0 \text{ ise} \\ -1, & \text{eğer } s(t) < 0 \text{ ise} \end{cases} \quad (3.32)$$

Bu yakınsama yasasını kullanarak, $s_i(t)|_{i=1,\dots,n}$,

$$T_{c,i} \leq \frac{|s_i(0)|}{K_i} \quad (3.33)$$

den daha kısa olan sonlu bir sürede sıfıra ulaşır. Burada $s_i(0)$ kayma yüzeyinin ilk değerini temsil etmektedir. Ayrıca, belirsizlikleri dikkate almadan $\dot{s}_i(t)$ aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) &= \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} \frac{\partial x(t)}{\partial t} = \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} \dot{x}(t) \\ &= \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} [F(x(t)) + G(x(t))u(t)] \end{aligned} \quad (3.34)$$

Önceki denklemi kullanarak $\dot{s}(t) = -\text{sign}(s(t))$ 'yi çözersek, Kayan Kipli Kontrol yasasını aşağıdaki şekilde elde ederiz:

$$u(t) = -\Xi^{-1} \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} F(x(t)) - \Xi^{-1} K \text{sign}(s(t)) \quad (3.35)$$

Bu kontrol ancak $\Xi = \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} G(x(t))$ matrisi tersinir ise mevcuttur. Denk. (3.35)'teki kontrol yasası $u(t)$ 'nin iki bölümden oluştuğuna dikkat ediniz:

$$u_{eq}(t) = -\Xi^{-1} \frac{\partial s(t)}{\partial x(t)} F(x(t)) \quad (3.36a)$$

$$u_{dis}(t) = -\Xi^{-1} K \text{sign}(s(t)) \quad (3.36b)$$

$u(t)$ kontrolünün ilk kısmı, $u_{eq}(t)$, süreklidir ve eşdeğer kontrol olarak adlandırılır. Bu kontrol, sistemin yörüngelerinin kayma yüzeyi içinde kaldığı $t \in$

$[T_{ci}, \infty]$ zaman aralığına karşılık gelen kayma evresinden sorumludur. Sistemin bu fazdaki davranışı yalnızca kayma yüzeyine dayanır. Süreksiz bir kontrol olan, ikinci kısımdaki $u_{dis}(t)$, yakınsama fazından veya diğer adıyla erişme fazından sorumludur. Sistem yörüngelerinin kayma yüzeyi içinde olmadığı ama oraya yakınsadığı $t \in [0, T_{ci}]$ zaman aralığına karşılık gelir. Bu süre büyük ölçüde K matrisinin seçimine bağlıdır; K 'nin elemanları ne kadar büyükse yakınsama süresi o kadar kısa olur ve bunun tersi de geçerlidir. Literatürde farklı süreksiz kontrol yapıları bulunmaktadır. Biz bunlardan en bilinenlerini alıntılıyoruz. Sabit kazanç yakınsama yasası:

$$\dot{s}(t) = -K \text{sign}(s(t)) \quad (3.37)$$

Burada K , kazanç değerleri kesin pozitif sabitler olan bir köşegen matristir. Bu yasanın güçlü yönü, kontrol yasasının basit bir şekilde sentezlenebilmesidir. Dezavantajı ise seçilen kazanç değerleri çok küçükse yakınsama süresinin çok uzun olmasıdır. Ayrıca, büyük kazanç değerlerinin seçilmesi çatırtı problemine neden olur.

Doğrusal bir durum geribeslemeli yakınsama yasası:

$$\dot{s}(t) = -K_1 s(t) - K_2 \text{sign}(s(t)) \quad (3.38)$$

Burada K_1 ve K_2 , kazanç değerleri kesin pozitif sabitler olan köşegen matrislerdir. Bu yasa, kayma yüzeyinin değeri büyük olursa hızlı bir yakınsama sağlar. Üstel yakınsama yasası:

$$\dot{s}(t) = -K(s(t)) \text{sign}(s(t)) \quad (3.39)$$

Burada $K(s(t)) = \text{diag} \left(\frac{K_1}{\mathcal{N}_1(s_1(t))}, \dots, \frac{K_n}{\mathcal{N}_n(s_n(t))} \right)$ ve $K_i > 0 \forall i=1, \dots, n$ iken, $\mathcal{N}_i(s_i(t))$ terimi şu şekilde tanımlanır [204]:

$$\mathcal{N}_i(s_i(t)) = \delta_{0i} + (1 - \delta_{0i})e - \gamma_i |s_i(t)|_i^q, 0 < \delta_{0i} < 1, \gamma_i > 0, q_i > 0 \quad (3.40)$$

$\mathcal{N}_i(s_i(t))$ terimi pozitif olarak tanımlanmaktadır ve δ_{0i} ile 1 arasında değişmektedir. Bu değişim bir miktar adaptasyona olanak tanır. Başka bir deyişle, sistemin yörüngeleri kayma yüzeyine yakınsadığında, $|s_i(t)|$ 'nin değeri küçülerek $\frac{K_i}{\mathcal{N}_i(s_i(t))} \rightarrow K_i$ olmasına yol açarken $|s_i(t)|$ 'nin değeri arttığında (sistemin

yörüngeleri kayma yüzeyinden uzak olduğunda), $\mathcal{N}_i(s_i(t))$ teriminin değeri azalarak $\frac{K_i}{\mathcal{N}_i(s_i(t))} \rightarrow \frac{K_i}{\delta_{0i}}$ ve böylece hızlı bir yakınsama sağlanır.

3.4 Dört Rotorlu Birinci Derece İntegral Kayan Kipli Kontrol

Kayan Kipli Kontrol (SMC) diğer dayanıklı doğrusal olmayan kontrol yöntemlerine kıyasla modellenmemiş dinamiklere veya harici bozuculara duyarsızlık, dayanıklılık ve nonlineerlikleri ele alabilmesi gibi birçok avantaja sahiptir [29]. Kontrolör yapısı basit ve kolayca ayarlanabilir. SMC tasarım prosedüründeki kararlı hal hatasını gidermek için kayma yüzeylerine bir tümleşik izleme hatası eylemi eklenmiştir.

Kontrol hedefinin istenen pozisyon durumu ve yönelim (Φ_d, Θ_d) 'yi ve toplam itki u_m 'yi üreten sanal kontrol sinyallerini elde etmek olduğunu hatırlayın. İç döngü kontrolü yuvarlanma, yunuslama ve sapma torklarını üreterek dört rotorlunun kararlı olmasını sağlar. Buna ek olarak, bu kısımda sunulan kontrol yönteminde çift bozucular da hesaba katılmakta ve telafi edilmektedir. Ele alınan problem için en önemli husus, önceki bölümde tartışıldığı üzere bozucu $d_i(t)$ 'nin rüzgar sinyallerine, kontrolün kendisine ve sistem durumuna bağlı olmasıdır. Bu nedenle, PIDSMC yaklaşımının biraz genişletilmesi gerekmektedir. Bu amaçla, bu bölümdeki kayma yüzeyleri konum ve hız ile orantılı dinamikleri kontrol etmek için klasik PID kontrolün biçimini alacak şekilde seçilmiştir.

Bir önceki bölümde Denk. (2.56)'da geliştirilen matematiksel modeli kullanarak, konum ve pozisyon durumu/yönelim alt sistemlerinin izleme hatalarını aşağıdaki şekilde ifade edelim:

$$\begin{bmatrix} e_1(t) \\ e_3(t) \\ e_5(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{X}_1 - \Phi_d \\ \mathcal{X}_3 - \Theta_d \\ \mathcal{X}_5 - \Psi_d \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} e_2(t) \\ e_4(t) \\ e_6(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{X}_2 - \dot{\Phi}_d \\ \mathcal{X}_4 - \dot{\Theta}_d \\ \mathcal{X}_6 - \dot{\Psi}_d \end{bmatrix} \quad (3.41a)$$

$$\begin{bmatrix} e_7(t) \\ e_9(t) \\ e_{11}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{X}_7 - x_d \\ \mathcal{X}_9 - y_d \\ \mathcal{X}_{11} - y_d \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} e_8(t) \\ e_{10}(t) \\ e_{12}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{X}_8 - \dot{x}_d \\ \mathcal{X}_{10} - \dot{y}_d \\ \mathcal{X}_{12} - \dot{z}_d \end{bmatrix} \quad (3.41b)$$

PID kayma yüzeyleri aşağıdaki gibi seçilmiştir:

$$\begin{cases} s_1(t) = K_{p\Phi}e_1(t) + K_{i\Phi}\int e_1(t)dt + K_{d\Phi}\dot{e}_1(t) \\ s_3(t) = K_{p\Theta}e_3(t) + K_{i\Theta}\int e_3(t)dt + K_{d\Theta}\dot{e}_3(t) \\ s_5(t) = K_{p\Psi}e_5(t) + K_{i\Psi}\int e_5(t)dt + K_{d\Psi}\dot{e}_5(t) \end{cases} \quad (3.42a)$$

$$\begin{cases} s_7(t) = K_{pX}e_7(t) + K_{iX}\int e_7(t)dt + K_{dX}\dot{e}_7(t) \\ s_9(t) = K_{pY}e_9(t) + K_{iY}\int e_9(t)dt + K_{dY}\dot{e}_9(t) \\ s_{11}(t) = K_{pZ}e_{11}(t) + K_{iZ}\int e_{11}(t)dt + K_{dZ}\dot{e}_{11}(t) \end{cases} \quad (3.42b)$$

Burada $K_{pj}, K_{ij}, K_{dj} \big|_{j=(\Phi, \Theta, \Psi, X, Y, Z)}$ pozitif parametrelerdir. PID kayma yüzeylerinin zamana göre türevi şu şekilde verilir:

$$\begin{cases} \dot{s}_1(t) = K_{p\Phi}\dot{e}_1(t) + K_{i\Phi}e_1(t) + K_{d\Phi}\ddot{e}_1(t) \\ \dot{s}_3(t) = K_{p\Theta}\dot{e}_3(t) + K_{i\Theta}e_3(t) + K_{d\Theta}\ddot{e}_3(t) \\ \dot{s}_5(t) = K_{p\Psi}\dot{e}_5(t) + K_{i\Psi}e_5(t) + K_{d\Psi}\ddot{e}_5(t) \end{cases} \quad (3.43a)$$

$$\begin{cases} \dot{s}_7(t) = K_{pX}\dot{e}_7(t) + K_{iX}e_7(t) + K_{dX}\ddot{e}_7(t) \\ \dot{s}_9(t) = K_{pY}\dot{e}_9(t) + K_{iY}e_9(t) + K_{dY}\ddot{e}_9(t) \\ \dot{s}_{11}(t) = K_{pZ}\dot{e}_{11}(t) + K_{iZ}e_{11}(t) + K_{dZ}\ddot{e}_{11}(t) \end{cases} \quad (3.43b)$$

Anahtarlama kontrol yasaları aşağıdaki gibidir:

$$\dot{s}(t) = -K_s \text{sign}(s(t)) \quad (3.44)$$

Burada sign işaret fonksiyonu, K_s ise negatif olmayan katsayıdır. Ötelenme ve dönme alt sistemleri için anahtarlama kontrol yasaları aşağıdaki denklemlerle verilir.

$$\begin{cases} \dot{s}_1(t) = -K_1 \text{sign}(s_1(t)) \\ \dot{s}_3(t) = -K_3 \text{sign}(s_3(t)), \\ \dot{s}_5(t) = -K_5 \text{sign}(s_5(t)) \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{s}_7(t) = -K_7 \text{sign}(s_7(t)) \\ \dot{s}_9(t) = -K_9 \text{sign}(s_9(t)) \\ \dot{s}_{11}(t) = -K_{11} \text{sign}(s_{11}(t)) \end{cases} \quad (3.45)$$

(3.43b) ve (3.45) kullanılarak konum döngüsü için sanal kontrol (3.46)'da verilmiştir.

$$\begin{cases} v_x = \rho_X \mathcal{X}_8 - d_x + \ddot{x}_d - \frac{1}{K_{dX}} \left(K_{pX}\dot{e}_7(t) + K_{iX}e_7(t) + K_{s7} \text{sign}(s_7(t)) \right) \\ v_y = \rho_Y \mathcal{X}_{10} - d_y + \ddot{y}_d - \frac{1}{K_{dY}} \left(K_{pY}\dot{e}_9(t) + K_{iY}e_9(t) + K_{s9} \text{sign}(s_9(t)) \right) \\ v_z = \rho_Z \mathcal{X}_{12} - d_z + \ddot{z}_d - \frac{1}{K_{dZ}} \left(K_{pZ}\dot{e}_{11}(t) + K_{iZ}e_{11}(t) + K_{s11} \text{sign}(s_{11}(t)) \right) \end{cases} \quad (3.46)$$

Benzer şekilde, iç döngünün kontrol sinyallerini (3.43a) ve (3.45) denklemlerinden kolayca çıkarabiliriz.

$$\begin{cases} u_\Phi = \frac{1}{\rho_1} \left(-\rho_{1\Phi} \mathcal{X}_4 \mathcal{X}_6 - \rho_{2\Phi} \mathcal{X}_4 - \rho_{3\Phi} \mathcal{X}_2^2 - d_\Phi + \ddot{\Phi}_d - \frac{1}{K_{d\Phi}} \left(K_{p\Phi} \dot{e}_1(t) + K_{i\Phi} e_1(t) + K_{s1} \text{sign}(s_1) \right) \right) \\ u_\Theta = \frac{1}{\rho_2} \left(-\rho_{1\Theta} \mathcal{X}_2 \mathcal{X}_6 - \rho_{2\Theta} \mathcal{X}_2 - \rho_{3\Theta} \mathcal{X}_4^2 - d_\Theta + \ddot{\Theta}_d - \frac{1}{K_{d\Theta}} \left(K_{p\Theta} \dot{e}_3(t) + K_{i\Theta} e_3(t) + K_{s3} \text{sign}(s_3) \right) \right) \\ u_\Psi = \frac{1}{\rho_3} \left(-\rho_{1\Psi} \mathcal{X}_2 \mathcal{X}_4 - \rho_{2\Psi} \mathcal{X}_6^2 - d_\Psi + \ddot{\Psi}_d - \frac{1}{K_{d\Psi}} \left(K_{p\Psi} \dot{e}_5(t) + K_{i\Psi} e_5(t) + K_{s5} \text{sign}(s_5) \right) \right) \end{cases} \quad (3.47)$$

Burada $K_{si}|_{i=(x,y,z,\Phi,\Theta,\Psi)}$ pozitif bir parametredir.

Teorem 3.3.1. v_x kontrolörü ile incelenen x alt sistemi için, x alt sisteminin kararlı olduğu sonucuna varabiliriz.

İspat 3.3.1. x alt sisteminin Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki şekilde tanımlanır:

$$V_7 = \frac{1}{2} s_7(t)^2 \quad (3.48)$$

Burada $V_7(0) = 0$ ve $s_7(t) \neq 0$ için $V_7(t) > 0$ 'dır. V_7 'nin zamana göre türevi şu şekilde verilmektedir:

$$\dot{V}_7 = s_7(t) \dot{s}_7(t) \quad (3.49)$$

(3.43)'ü kullanarak (3.49) denklemini şuna dönüştür:

$$\dot{V}_7 = s_7(t) (K_{px} \dot{e}_7(t) + K_{ix} e_7(t) + K_{dx} \ddot{e}_7(t)) \quad (3.50)$$

İzleme hatasının zamana göre ikinci türevini (3.50)'de yerine koyarak:

$$\dot{V}_7 = s_7(t) (K_{px} \dot{e}_7(t) + K_{ix} e_7(t) + K_{dx} (-\ddot{x}_d - \rho_x \mathcal{X}_8 + d_x + v_x)) \quad (3.51)$$

(3.46) ile verilen v_x kontrol yasası ifadesini yerine koyarak şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_7 = s_7(t) & \left(K_{px} \dot{e}_7 + K_{ix} e_7(t) + K_{dx} \left(-\ddot{x}_d - \rho_x \mathcal{X}_8 + d_x + \rho_x \mathcal{X}_8 - d_x + \ddot{x}_d - \frac{1}{K_{dx}} (K_{px} \dot{e}_7 \right. \right. \\ & \left. \left. + K_{ix} e_7(t) + K_{s7} \text{sign}(s_7(t))) \right) \right) \end{aligned} \quad (3.52)$$

Basit bir hesaplamadan sonra şunu elde ederiz:

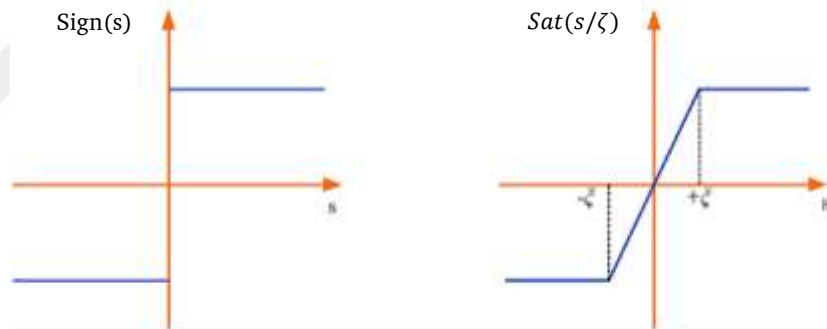
$$\begin{aligned} \dot{V}_7 &= -s_7(t) \frac{K_{s7}}{K_{dx}} \text{sign}(s_7(t)) \\ &= -\frac{K_{s7}}{K_{dx}} |s_7(t)| \leq 0 \end{aligned} \quad (3.53)$$

(3.53) denkleminin sıfırdan küçük olduğu açıktır.

PIDSMC kontrolünün bozuculara karşı dayanıklılığına karşın, çatırtı olgusu (model parametre değerlerinin hatalı olması, sayısal gürültüler ve ölçüm

gürültüleri nedeniyle süreksiz bir kontrol sinyalinin kararlı hal kipinde yüksek frekanslı salınımları) ortaya çıkar. Bu kuvvetin rotorlar tarafından kabul edilmesi enerji tüketimini artırabilir ve rotorları bozarak sistemin bozulmasına yol açabilir. Bu nedenle aşağıda çatırtı olgusunun azaltılması için çeşitli çözümler karşılaştırılmıştır. Bu amaçla, karşılaştırma için kontrol algoritmasında çeşitli değişiklikler yapılmıştır. Bu problem literatürde iyi bilinen ve birçok makalede tartışılmış bir konudur. Doyma fonksiyonları PIDSMC'de çatırtının azaltılması için yaygın çözümlerdir ve Şekil 3. 2'de görüldüğü gibi kapalı döngü sisteminde pratik kararlılığa yol açar. Sign fonksiyonunun yerine şu şekilde hiperbolik tanjant fonksiyonu geçer: $sign s(t) = \tanh(\frac{s(t)}{\zeta})$. Pratikte, ζ çatırtının azaltılması ile kabul edilebilir minimum kararlı hal hatası arasında bir anlaşma sağlamak için yeterince küçük seçilmelidir.

Çatırtı sorununu azaltmanın bir başka yolu, daha yüksek dereceli bir kayan kipli kontrol kullanmaktır. Aşağıda açıklayacağımız bu ikinci yol en uygun çözümdür.



Şekil 3. 2 Sign fonksiyonunun doğrusal doyma fonksiyonunu kullanan yaklaşıklığı

3.5 Simülasyon Sonuçları

Bu kısımda, modelleme bölümünde oluşturulan aracın pozisyon durumu, yönelim ve konum dinamik modeli, sabit ve zamana göre değişen harici bozucuların varlığında önerilen kontrol yasalarının etkinliğini doğrulamak ve göstermek için kullanılmaktadır. Bu çalışmada temel SMC, Geri Adımlamalı Kontrol (BsC) ve PID Kayan Kipli Kontrol (PIDSMC) yöntemlerinin bir dizi sayısal simülasyonu iki senaryo altında gerçekleştirilmiştir. Simülasyon sonuçları sunulurken her tekniğin güçlü ve zayıf yanları belirlenmiştir.

3.5.1 Senaryo 1: Dayanıklılık Analizi (Sabit Bozucular)

Önerilen yörünge izleme tekniğinin dayanıklılığını ve etkinliğini değerlendirmek için çeşitli simülasyon testleri gerçekleştirilmiştir. Dört rotorlunun istenen yörüngesini izlemek için SMC, BsC ve PIDSMC tekniklerinin performansını gösteren simülasyon sonuçları aracılığıyla, her tekniğin sistemimize getirebileceği artıları belirleyeceğiz. Bildiğimiz gibi, kayan kipli kontrolör, sistemi istenen denge durumuna doğru yönlendirmek ve kararlılığı sağlamak için kayan kip yüzeyini kullandığından, harici bozuculara ve model belirsizliklerine karşı oldukça dayanıklıdır. Geri adımlamalı kontrol, karmaşık doğrusal olmayan sistemleri yönetme ve yüksek performanslı kontrol sağlama yeteneğine sahiptir. PIDSMC yöntemi ise, özellikle karmaşık doğrusal olmayan sistemlerin ve büyük bozucuların olduğu uygulamalarda kayan kipli kontrolün dayanıklılığını ve hızlı tepki verebilmesini PID kontrolün uyarılama kolaylığı ile birleştirir.

Bu senaryoda, SMC, BsC ve PIDSMC stratejilerinin performanslarının sabit harici bozucuların varlığında bile korunup korunmadığını araştırıyor ve hangisinin performansının daha iyi olduğunu belirliyoruz.

Önerilen sabit harici bozucu ifadeleri aşağıdaki gibidir:

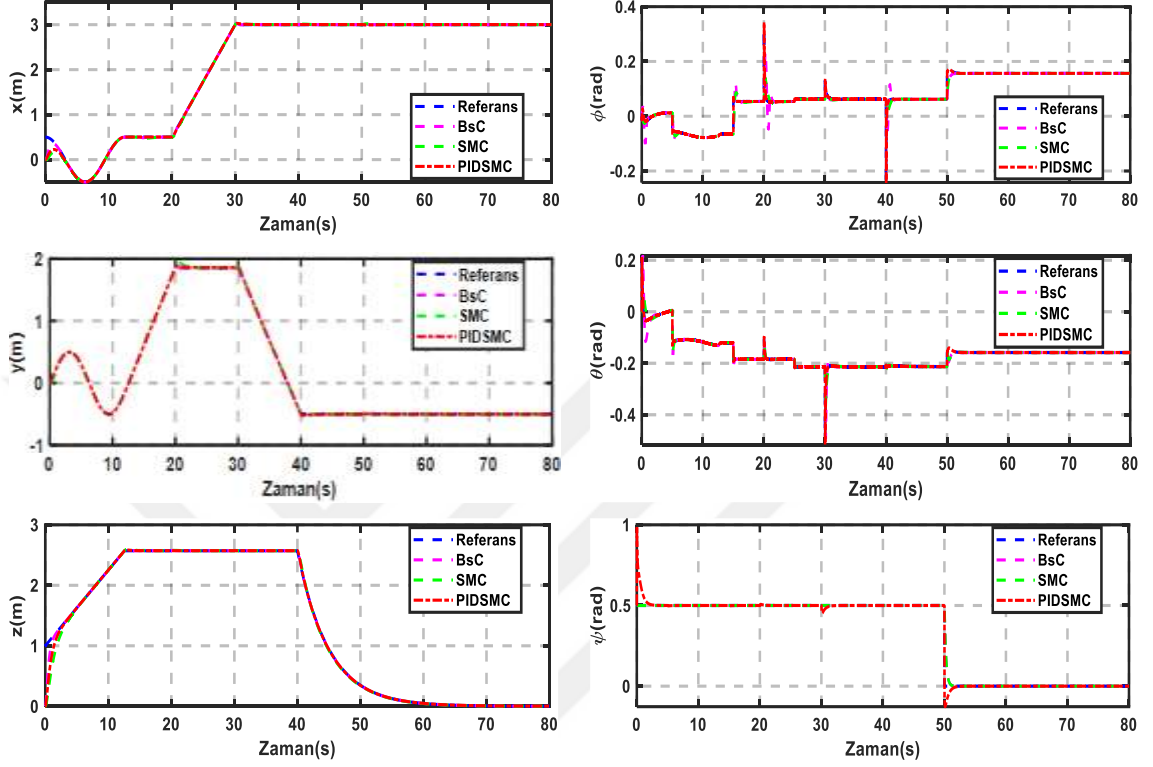
$$d_x = \begin{cases} 0 \text{ m/s}^2 & t \in [0,5) \\ 1 \text{ m/s}^2 & t \in [5,40] \end{cases}, \quad d_y = \begin{cases} 0 \text{ m/s}^2 & t \in [0,15) \\ 1 \text{ m/s}^2 & t \in [15,40] \end{cases}, \quad d_z = \begin{cases} 0 \text{ m/s}^2 & t \in [0,25) \\ 1 \text{ m/s}^2 & t \in [25,40] \end{cases} \quad (3.54)$$

$$d_\phi = \begin{cases} 0 \text{ rad/s}^2 & t \in [0,10) \\ 1 \text{ rad/s}^2 & t \in [10,40] \end{cases}, \quad d_\theta = \begin{cases} 0 \text{ rad/s}^2 & t \in [0,20) \\ 1 \text{ rad/s}^2 & t \in [20,40] \end{cases}, \quad d_\psi = \begin{cases} 0 \text{ rad/s}^2 & t \in [0,30) \\ 1 \text{ rad/s}^2 & t \in [30,40] \end{cases} \quad (3.55)$$

Aracın başlangıç koşulları $[0, 0, 0] \text{ m}$ ve $[0, 0, 0.5] \text{ rad}$ 'dır. Bu senaryo için simülasyonlarda kullanılan referans yörünge, aşağıdaki gibi çeşitli türde segmentlerden oluşmaktadır:

$$x_d = \begin{cases} 0.5 \cos(0.5t) \text{ m} & t \in [0, 4\pi) \\ 0.5 \text{ m} & t \in [4\pi, 20) \\ 0.25t - 4.5 \text{ m} & t \in [20, 30) \\ 3 \text{ m} & t \in [30, 80] \end{cases} \quad y_d = \begin{cases} 0.5 \sin(0.5t) \text{ m} & t \in [0, 4\pi) \\ 0.25t - 3.14 \text{ m} & t \in [4\pi, 20) \\ 5 - \pi \text{ m} & t \in [20, 30) \\ -0.2358t + 8.94 \text{ m} & t \in [30, 40] \\ -0.5 \text{ m} & t \in [40, 80] \end{cases} \quad (3.56)$$

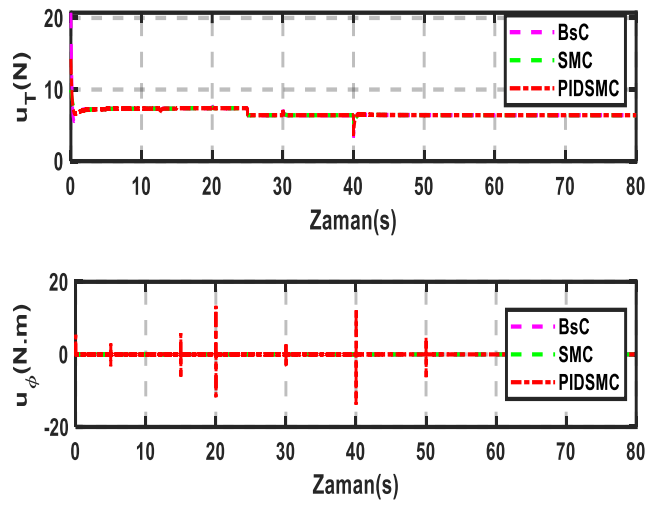
$$z_d = \begin{cases} 0.125t + 1m & t \in [0, 4\pi) \\ 0.5\pi + 1m & t \in [4\pi, 40) \\ \exp(-0.2t + 8.944)m & t \in [40, 80) \end{cases} \Psi_d = \begin{cases} \frac{\pi}{4} rad & t \in [0, 50) \\ 0 rad & t \in (50, 80] \end{cases} \quad (3.57)$$

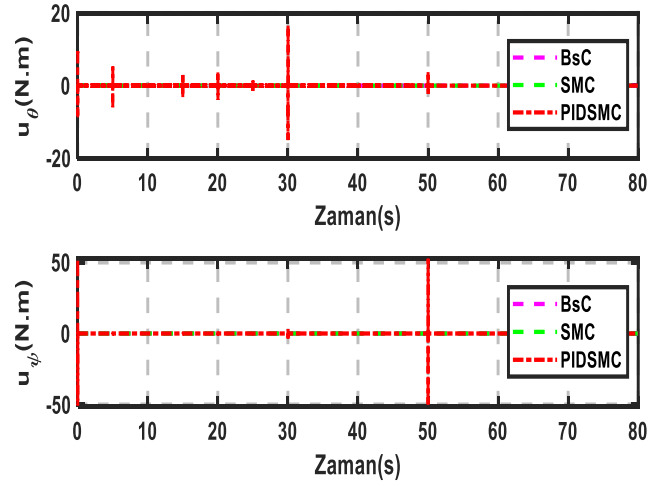


a) Dört rotorlunun konumu (x, y, z)

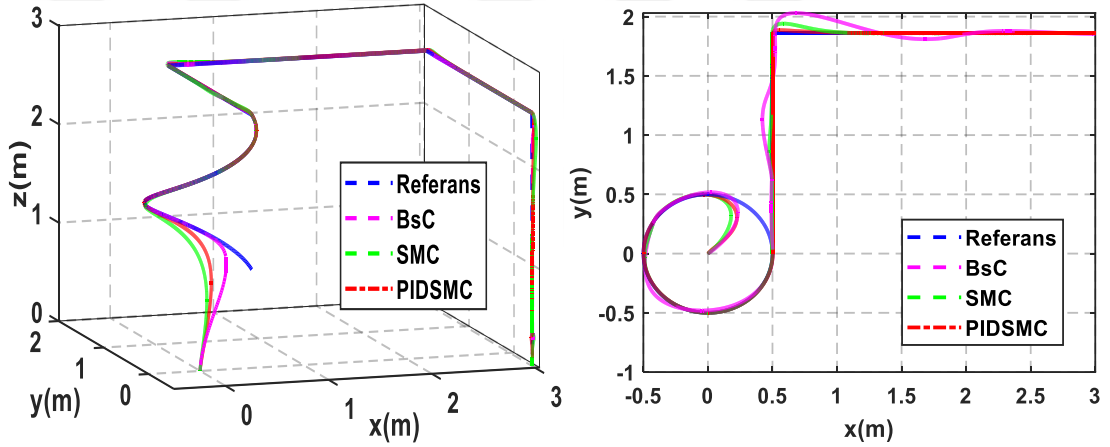
b) Dört rotorlunun yönelimi (ϕ, θ, ψ)

Şekil 3. 3 Senaryo 1: SMC, BsC ve PIDSMC sistem zaman tepkileri





Şekil 3. 4 Senaryo 1: SMC, BsC ve PIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri



Şekil 3. 5 Senaryo 1: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme

Önerdiğimiz kontrolörün simülasyon sonuçları, T. Huang vd. ve A. Noordin vd. tarafından önerilen geri adımlamalı ve kayan kipli kontrolörlerle karşılaştırılarak Şekil 3.3–Şekil 3.5'te gösterilmiştir [205], [206]. Bu şekiller, dört rotorlu dron sistemine süregelen pertürbasyonlar uygulandığında ve istenen yörüngeye ani uçuş değişiklikleri yapıldığında kontrol stratejisinin dayanıklı bir yörünge izleme sergilediğini ve hızlı izleme performansı elde ettiğini göstermektedir.

Şekillerdeki sonuçlar, PIDSMC'nin performansının BsC ve SMC'den daha iyi olduğunu göstermektedir. Şekil 3.3a'da istenen konum yörünge izleme sisteminin performansı gösterilmektedir. Bu sonuçlardan PIDSMC yönteminin

yörüngeyi doğru bir şekilde izlediği ve kararlı olduğu gözlemlenebilmektedir. SMC yöntemi geçiş fazında yörüngeyi daha yavaş izlemektedir (bkz. Şekil 3. 3a).

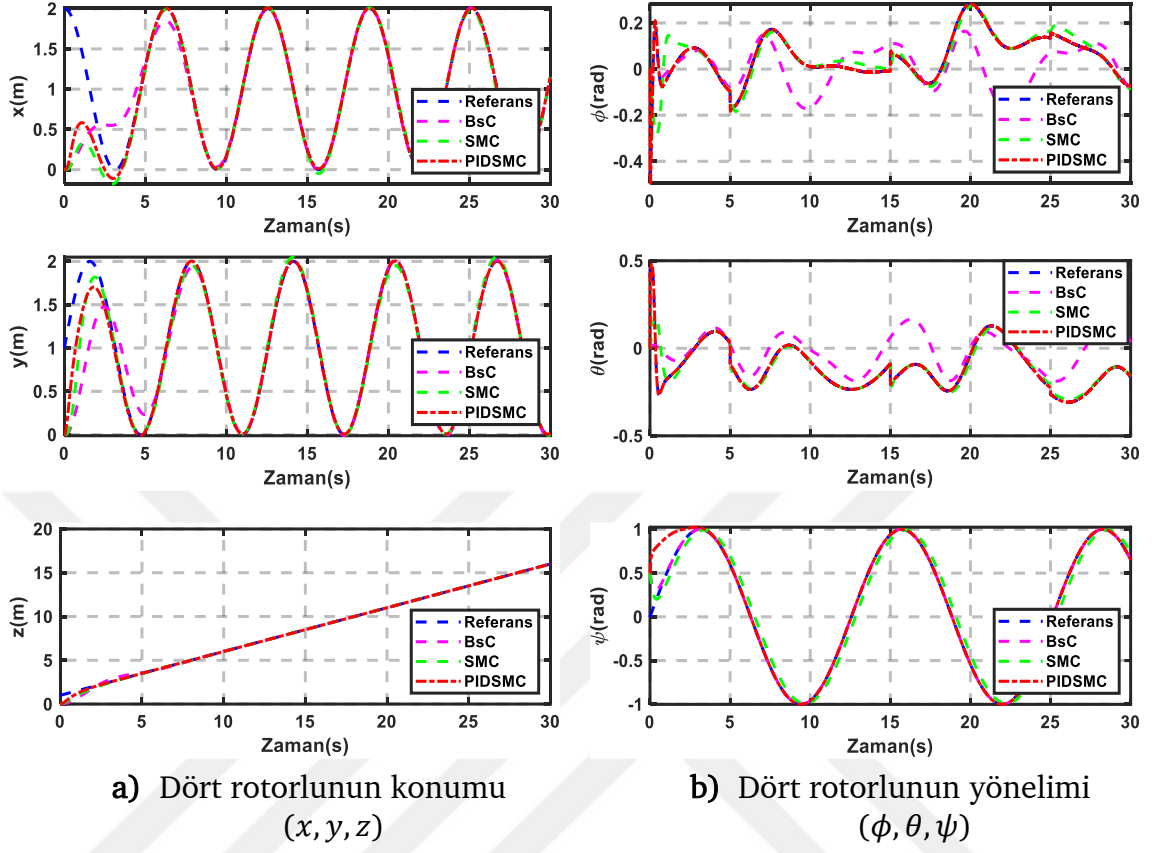
PIDSMC yönteminin, bozucuların varlığında daha hızlı tepki verdiğini ve yörüngeyi mükemmel şekilde izlediğini net bir şekilde söyleyebiliriz. Buna ek olarak, Şekil 3. 3b'de yönelim performansı gösterilmektedir. Dış döngü yörüngesi tarafından hesaplanan yuvarlanma ve yunuslama açılarının yanı sıra sapma açısının da kısa sürede referans değerleri izlediği görülmektedir. Yuvarlanma ve yunuslama açıları doğrudan kontrol edilmemesine rağmen, önerilen kontrolör dört rotorlu dronun yönelimini stabilize edebilmektedir. Şekil 3. 4 toplam itki u_m ve üç dönme torkunun (u_ϕ, u_θ, u_ψ) tepkilerini göstermektedir. Bu dört kontrol giriş işaretinin genlikleri fiziksel olarak gerçekleştirilebilir ve daha az çatırtı sergiler. Bu kontrol giriş işaretlerinin değerleri belirgin şekilde daha küçüktür. PIDSMC yöntemi ile elde edilen kontrol giriş sinyalleri, BsC ve SMC ile elde edilenlere göre daha küçük ve daha düzgündür.

Son olarak, Şekil 3. 5'de 3B uzayda yörünge izleme sonuçları gösterilmektedir. Burada PIDSMC kontrol stratejisinin, istenen konumdan uzak bir başlangıç konumundan itibaren dört rotorlu dronun istenen yörüngeyi takip etmesini sağlayabildiğini gözlemliyoruz. Önerilen kontrol, geçiş fazlarında geri adımlama ve SMC tekniklerine göre daha iyi izleme performansına sahiptir (bkz. Şekil 3. 5).

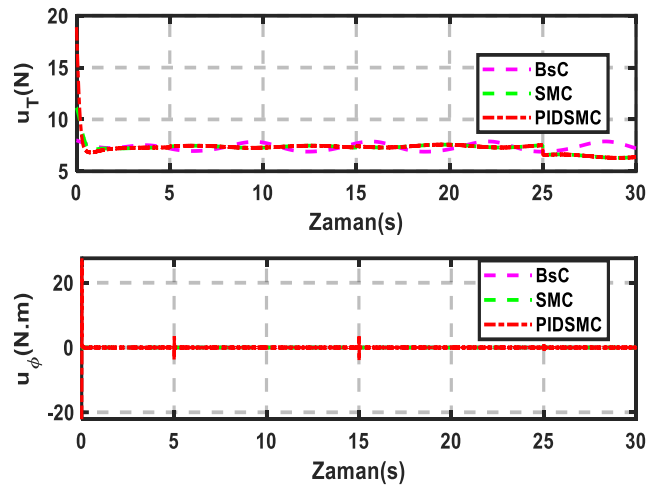
3.5.2 Senaryo 2: Dayanıklılık Analizi (Zamana Göre Değişen Bozucular)

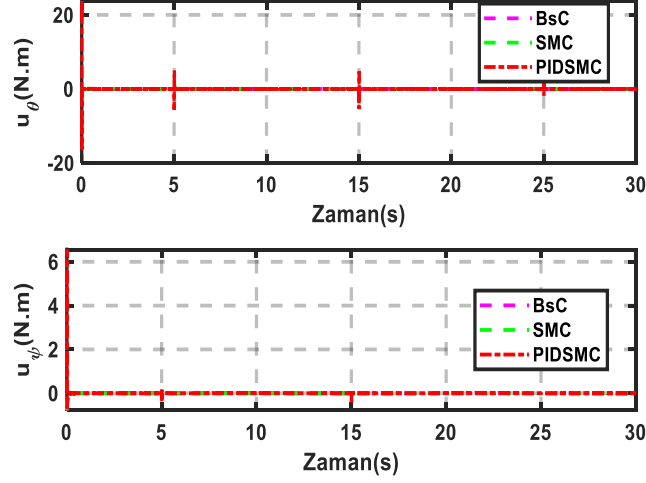
Senaryo 3.5.1'de harici bozucuların sabit olduğu varsayılmıştı. Bu bölümde, dört rotorlu dronun konumu ve pozisyon durumu/yönelimi ($\Phi, \Theta, \Psi, x, y, z$) üzerindeki harici faktörlerin ve rüzgar hamlelerinin neden olduğu, zamana göre değişen bozucuları dikkate alan ikinci bir grup simülasyon sunuyoruz. Altı hareket serbestlik derecesine uygulanan bozucular şu şekilde ifade edilebilir: $d_i|_{(i=\Phi, \Theta, \Psi, x, y, z)} = 0.5 \cos(t)$ Altı hareket serbestlik derecesine şu başlangıç koşulları verilmiştir: $[0,5 \ 0,5 \ 1]m$ ve $[0 \ 0 \ 0,5]rad$. Bu senaryonun simülasyonlarında kullanılan referans yörünge aşağıdaki denklemlerle tanımlanmaktadır:

$$x_d = \cos(t) + 1m, y_d = \sin(t) + 1m, z_d = 0.5t + 1m, \Psi_d = 0.5\sin(t)rad \quad (3.58)$$

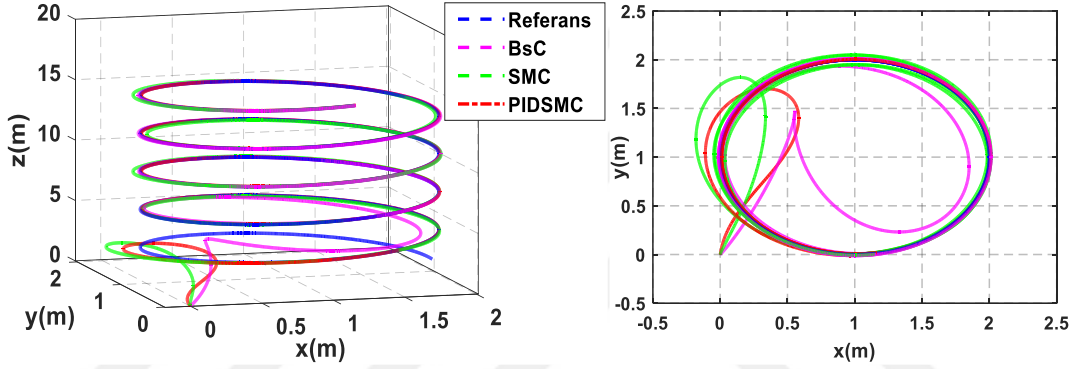


Şekil 3. 6 Senaryo 2: Sistem zaman tepkileri (SMC, BsC ve PIDSMC)





Şekil 3. 7 Senaryo 2: SMC, BsC ve PIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri



Şekil 3. 8 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme

Önerilen PIDSMC yaklaşımı ile Kayan Kipli ve Geri Adımlamalı kontrol tekniklerinin simülasyon sonuçları ve performansları Şekil 3. 6-Şekil 3. 8'de gösterilmektedir. SMC ve BsC kontrolörlerinin dayanıklılığını artırmak için modifiye edilmiş bir dayanıklı kontrolör (PIDSMC) önerilmiştir; bu kontrolör bozucuların dört rotorlu dron üzerindeki etkisini azaltmakta ve böylece dayanıklılığı artırmaktadır. Şekil 3. 6-Şekil 3. 8'de sunulan sonuçlardan, önerilen kontrolörün performansının sırasıyla Bölüm 3.2, 3.3'te sunulan ve S. Bouabdallah vd.'nin makalesinde geliştirilen Geri Adımlamalı Kontrol ve Kayan Kipli Kontrolünden (SMC) daha iyi olduğu açıkça görülmektedir [34]. Konum kontrolü performansının gösterildiği Şekil 3. 6a'da, önerilen PIDSMC stratejisinin dört rotorlu dronu istenen yörüngeye kısa sürede yönlendirebildiğini görüyoruz. Şekil 3. 6b ise yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarının yönelim tepkilerini göstermektedir. burada sapma açısının istenen sinüs dalgasını hassas bir şekilde

izlediği görülmektedir. Euler açıları (Φ, θ) ise dört rotorlu zamana göre değişen bozulalara maruz kalsa ve istenen yörünge değişse bile orijinal değerleri izlemektedir.

Dört rotorlu dron sisteminin kontrol giriş işaretleri Şekil 3. 7'de gösterilmektedir. Bu kontrol giriş işaretleri kayan kipli ve geri adımlamalı kontrol yöntemlerine göre daha düzgün ve daha kalitelidir. Şekil 3. 7 PIDSMC ile elde edilen kontrol işaretlerinin geri adımlama ve SMC tekniklerine göre süreksiz kontrol bileşenlerinin neden olduğu çattırtı problemini azalttığını ve geçici rejim tepkilerini ve dayanıklılığı iyileştirdiğini göstermektedir. 3B uzaydaki uçuş yörüngesi Şekil 3. 8'de verilmiştir. Bu gözlemlere göre, bu bölümde önerilen kontrolörün, zamana göre değişen harici bozucuların varlığında dairesel yörüngelerin daha iyi izlenmesini sağladığı söylenebilir.

Not 3.5.2: Birinci ve ikinci senaryolarda, sistem sonuçları özellikle faz geçişlerinde SMC, BsC ve önerilen PIDSMC kontrolörü arasındaki farkı açıkça ortaya koymaktadır. Örneğin Şekil 3. 3a ve Şekil 3. 6a, önerilen yöntemin ilk uçuş döneminde daha iyi izleme performansına sahip olduğunu göstermektedir.

BOZUCULARA MARUZ KALAN DÖRT ROTORLU DRONLAR İÇİN ADAPTİF DAYANIKLI HİBRİT İZLEME KONTROL

4.1 Giriş

Dört rotorlular geliştirilmeye başlandığında, doğrusal kontrolörlerin kararlı uçuş elde etmek için yeterli olduğu keşfedilmişti [158]. Bu bölümde, dört rotorlunun harici bozucular altındaki yönelimi ve konumu için sonlu zamanlı süper büküm algoritmasıyla birleştirilmiş, gelişmiş bir adaptif geri adımlamalı PID kayan kipli kontrolör sunulmaktadır. Bu bölümde geliştirilen adaptif, dayanıklı, sonlu zamanlı kontrolörler, yörünge izlemeyi garanti etmek ve gerekli dört rotorlu araç yönelimini (Φ_d, Θ_d) sağlamak için oluşturulmuştur.

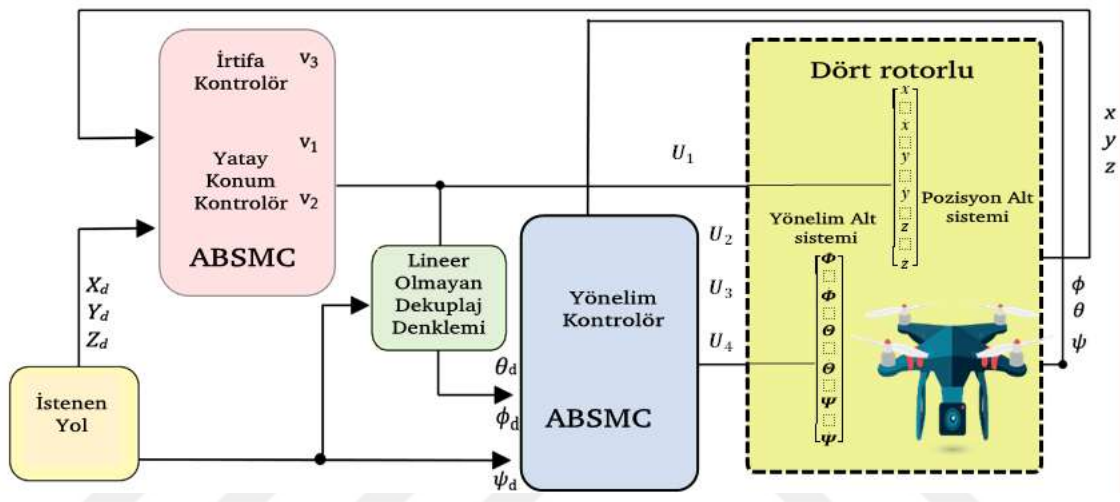
ABSMC ve simülasyon sonuçları Bölüm 4.2’de sunulmuştur. Adaptif geri adımlamalı PID kayan kipli kontrolün tasarımı Bölüm 4.3’te açıklanmıştır. Ardından, ABPIDSMC ve modifiye edilmiş yüksek dereceli bir süper büküm algoritmasının kombinasyonu Bölüm 4.4’te sunulmuştur. Bölüm 4.5’te kontrolör kazançlarının optimizasyonu ve simülasyon sonuçları verilmiştir. Bölüm 4.6’da ise sonuç yer almaktadır.

4.2 Dayanıklı ve Adaptif Hibrit Uçuş Kontrolü Tasarımı

Bu bölümde, harici pertürbasyonların varlığında bile amaçlanan yörünge izlenmesini garanti etmek için yönelim ve konum alt sistemleri için bir adaptif geri adımlamalı kayan kipli kontrolör (ABSMC) ele alınmaktadır. BSMC yaklaşımı, yönelim ve konum alt sistemleri üzerine etki eden d_x, d_y ve d_z ile irtifa sistemi üzerine etki eden d_ϕ, d_θ ve d_ψ belirsizliklerinin doğru bir kestirimini sağlamak için, istenen d_x, d_y ve d_z değerlerini takip ederken ABSMC’deki adaptasyon yasalarını da entegre eder. Dayanıklı adaptif geri adımlamalı kayan kipli kontrol

(ABSMC), dış döngü (v_x, v_y, v_z, u_m) ve iç döngü (u_ϕ, u_θ, u_ψ) üzerinde sanal kontrol elde etmek için geliştirilmiştir ve kullanılmaktadır. Yönelim kontrolörü, harici bozucuların varlığında dört rotorlunun yönelimini korumak için yalpalama, yunuslama ve sapma için torklar oluşturur.

Son olarak, geliştirilen kontrol sistemi, sistemin performansını korumak için yörünge sorununu yüksek hassasiyetle çözmektedir. Önerilen kontrol mimarisinin tamamı Şekil 4. 1’de gösterilmektedir.



Şekil 4. 1 Dört rotorlu dronun kontrol genel yapısı

4.2.1 İrtifa Alt Sistemi İçin Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol (BSMC)

Varsayım 4.2.1: d_i ölçülemez ve bilinmezdir ve pozitif sabit D_i ile sınırlandırılmıştır: $d_i \leq D_i$. Tasarım süreci iki bölüme ayrılmıştır. Sanal kontrol giriş işareti V_{1i} ’ oluşturmak için Lyapunov fonksiyonunu kullanarak başlanır. Daha sonra nihai giriş kontrol yasası elde edilir. Bir sonraki bölümde irtifa alt sistemi için kontrol yasası incelenecektir.

1. Adım: İrtifa alt sisteminin izleme hatası şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$e_z = z - z_d \quad (4.1)$$

Aşağıda önerilen Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{1z} = \frac{1}{2} e_z^2 \quad (4.2)$$

Denklem (4.2)'nin zamana göre türevini hesaplırsak

$$\dot{V}_{1z} = e_z \dot{e}_z = e_z (\dot{z} - \dot{z}_d) \quad (4.3)$$

Sanal kontrol yasası şu şekildedir:

$$\alpha_z = S_z - c_{0z} e_z + \dot{z}_d \quad (4.4)$$

Burada S_z kayma yüzeyi, c_{0z} sıfırdan farklı pozitif bir sabittir. Denklem (4.4)'ü Denklem (4.3)'te yerine koyarak,

$$\begin{aligned} \dot{V}_{1z} &= -c_{0z} \cdot e_z^2 + S_z \cdot e_z \\ S_z \rightarrow 0 \text{ ise, } \dot{V}_{1z} &= -c_{0z} \cdot e_z^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (4.5)$$

elde edilir. Bunun sonucunda, ilk adımın kararlılığı garanti edilmiştir. Bir sonraki adım global sistemin kararlılığını göstermek olacaktır.

2. Adım: Uygun bir kayma yüzeyi seçin.

Kayma yüzeyi şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$S_z = c_{0z} e_z + \dot{e}_z \quad (4.6)$$

Kayma yüzeyinin zamana göre birinci dereceden türevi şu şekildedir:

$$\dot{S}_z = c_{0z} \dot{e}_z + \ddot{e}_z \quad (4.7)$$

İkinci aday Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{2z} = V_{1z} + \frac{1}{2} S_z^2 \quad (4.8)$$

V_{2z} 'nin zamana göre birinci dereceden türevi şu şekildedir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{2z} &= -c_{0z} e_z^2 + e_z S_z + S_z \dot{S}_z \\ &= -c_{0z} e_z^2 + e_z S_z + S_z (c_{0z} \dot{e}_z + \ddot{z} - \ddot{z}_d) \end{aligned} \quad (4.9)$$

Denklem (4.7)'den kayma yüzeyinin türevinin ve Denklem (3.1)'den $\ddot{z}$ 'nin Denklem (4.9)'da yerine konması şunu verir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{2z} &= -c_{0z} e_z^2 + e_z S_z + \\ &+ S_z \left(c_{0z} \dot{e}_z + \frac{U_1}{m} (C_\phi C_\theta) - g - \frac{k_{dz}}{m} \dot{z} + d_z - \ddot{z}_d \right) \end{aligned} \quad (4.10)$$

BSMC eşdeğer kontrol yasası, Denklem (4.9)'u kullanarak şu şekilde oluşturulur:

$$v_{zeq} = -e_z - c_{0z}\dot{e}_z + \frac{k_{dz}}{m}\dot{z} + \ddot{z}_d \quad (4.11)$$

Sürekli kontrol yasası $v_{3ds} = -c_{1z} \text{sign}(S_z)$, sistemin herhangi bir pertürbasyona karşı dayanıklılığını iyileştirmek amacıyla eşdeğer kontrol yasası ile desteklenmektedir. Bunun sonucunda, toplam kontrol giriş işareti aşağıdaki gibi olur:

$$v_z = v_{zeq} + v_{zds} = -e_z - c_{0z}\dot{e}_z + \frac{k_{dz}}{m}\dot{z} + \ddot{z}_d - c_{1z} \text{sign}(S_z) \quad (4.12)$$

Anahtarlama kazancı c_{1z} için uygun değeri seçerek çatırtı olgusunu en aza indirebiliriz. Denklem (4.12)'yi Denklem (4.10)'da yerine koyarak sistemin kararlı olduğunu gösterebiliriz:

$$\dot{V}_{2z} = -c_{0z}e_z^2 - c_{1z}|S_z| + S_z\dot{d}_z \quad (4.13)$$

Varsayım 4.2.2. Çalışmamızın bu kısmında, D_z üst sınırının bilindiğini ve mevcut olduğunu varsayıyoruz. Uygun c_{1z} 'yi: $c_{1z} = D_z + \eta$ olacak şekilde seçiyoruz, burada η pozitif bir sabittir. Bunun sonucunda, $\dot{V}_{2z}$ negatif olur ve Lyapunov kuramı sistemin asimptotik kararlılığını garanti eder.

4.2.2 İrtifa Alt Sistemi İçin Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol (ABSMC)

Varsayım 4.2.2'ye göre, üst sınır D_z bilinmektedir ve önceki kontrol tasarımında (BSMC) belirlenmiştir. Ancak, gerçek uygulamalarda D_z 'yi elde etmek neredeyse imkansızdır, oysa toplu belirsizlik değerinin üst limitini ayarlamak için gereklidir. Bu sorunu ele almak için tamı tamına bir varsayım incelenmiş ve ardından BSM kontrol içinde adaptif bir kontrol yöntemi uygulanmıştır.

Varsayım 4.2.3: d_z 'nin üst sınırı, yani D_z mevcut değildir ve bilinmemektedir.

Denklem (4.12)'de c_{1z} yerine $\hat{c}_{1z}$ koyarak adaptif bir geri adımlamalı Kayan Kipli kontrol yasası oluşturulur:

$$v_z = -e_z - c_{0z}\dot{e}_z + \frac{k_{dz}}{m}\dot{z} + \ddot{z}_d - \hat{c}_{1z} \text{sign}(S_z) \quad (4.14)$$

Burada $\hat{c}_{1z}$, c_{1z} 'nin kestirilen değeridir.

Teorem 4.2.1: Denklem (4.15)'teki toplu belirsizliğin üst sınır adaptif yasası Denklem (4.14)'le birleştirildiğinde, doğrusal olmayan dört rotorlu sistemin asimptotik kararlı olması garanti edilir. Bunun sonucunda, (D_z) 'nin doğru bir yaklaşıklığı bulunabilir.

$$\dot{\hat{c}}_{1z} = r_z |S_z| \quad (4.15)$$

Burada r_z sıfırdan farklı pozitif bir sabittir.

Lemma 4.2.1: Teorem 4.2.1 Barbalat Lemması'nı kullanarak ispatlanır [207].

İspat. Aşağıdaki Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{3z} = V_{2z} + \frac{1}{2r_z} \tilde{c}_{1z}^2 \quad (4.16)$$

Burada kestirim hatası $\tilde{c}_{1z} = c_{1z} - \hat{c}_{1z}$ olarak tanımlanmaktadır. V_{3z} 'nin türevi şu şekildedir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{3z} = & -c_{0z}e_z^2 + S_z(e_z + c_{0z}\dot{e}_z + v_z - \\ & -\frac{k_{dz}}{m}\dot{z} + d_z - \ddot{z}_d) + \frac{1}{r_z} \tilde{c}_{1z} \dot{\tilde{c}}_{1z} \end{aligned} \quad (4.17)$$

Denklem (4.14)'ü Denklem (4.17)'de yerine koymak şunu verir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{3z} = & -c_{0z}e_z^2 + \tilde{c}_{1z}|S_z| - c_{1z}|S_z| + S_z d_z + \frac{1}{r_z} \tilde{c}_{1z} \dot{\tilde{c}}_{1z} \\ = & -c_{0z}e_z^2 + \tilde{c}_{1z}|S_z| - (D_z + \eta)|S_z| + S_z d_z + \frac{1}{r_z} \tilde{c}_{1z} \dot{\tilde{c}}_{1z} \end{aligned} \quad (4.18)$$

Toplu belirsizliğin üst sınırının D_z olması, $D_z > d_z$ anlamına gelir.

$$\dot{V}_{3z} \leq -c_{0z} \cdot e_z^2 - \eta|S_z| + \tilde{c}_{1z}|S_z| + \frac{1}{r_z} \tilde{c}_{1z} \dot{\tilde{c}}_{1z} \quad (4.19)$$

$\tilde{c}_{1z}$ 'nin zamana göre türeviyle $\dot{\tilde{c}}_{1z} = 0 - \dot{\hat{c}}_{1z}$ yazabiliriz. Bunun sonucunda şunu elde ederiz:

$$\dot{V}_{3z} \leq -c_{0z}e_z^2 - \eta|S_z| + \tilde{c}_{1z} \left(|S_z| - \frac{1}{r_z} \dot{\hat{c}}_{1z} \right) \quad (4.20)$$

Denklem (4.15) Lyapunov kararlılık teoreminin gerekli koşulunu sağlamak için Denklem (4.20)'de yerine konur. Bunun sonucunda şunu elde ederiz:

$$\dot{V}_{3z} \leq -c_{0z} \cdot e_z^2 - \eta|S_z| \leq 0 \quad (4.21)$$

Lemma 4.2.1'e göre, geliştirilen ABSMC kontrolörü sistemin asimptotik kararlılığını sağlar ve çıkış izleme hatasını sifıra yakınsamaya zorlar.

4.2.3 Yatay Konum Alt Sistemi İçin Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol

Bu bölümde, geliştirilen ABSMC'yi dört rotorlunun yatay konumu bağlamında kullanıyoruz.

x ve y konum izleme hataları şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$\begin{aligned} e_x &= x - x_d \\ e_y &= y - y_d \end{aligned} \quad (4.22)$$

Aday Lyapunov fonksiyonu:

$$\begin{aligned} V_{1x} &= (1/2)e_x^2 \\ V_{1y} &= (1/2)e_y^2 \end{aligned} \quad (4.23)$$

(4.23) numaralı denklemlerin zamana göre türevleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{1x} &= e_x \dot{e}_x = e_x (\dot{x} - \dot{x}_d) \\ \dot{V}_{1y} &= e_y \dot{e}_y = e_y (\dot{y} - \dot{y}_d) \end{aligned} \quad (4.24)$$

Denklem (4.24)'ten sanal kontrol yasaları şöyledir:

$$\begin{aligned} \alpha_x &= S_x - c_{0x}e_x + \dot{x}_d \\ \alpha_y &= S_y - c_{0y}e_y + \dot{y}_d \end{aligned} \quad (4.25)$$

burada $c_{0x}, c_{0y} > 0$ sıfırdan farklı pozitif sabitlerdir. 2. Adım'daki kayma yüzeyini aşağıdaki şekilde düşünün:

$$\begin{aligned} S_x &= c_{x0}e_x + \dot{e}_x \rightarrow \dot{S}_x = c_{x0}\dot{e}_x + \ddot{e}_x \\ S_y &= c_{y0}e_y + \dot{e}_y \rightarrow \dot{S}_y = c_{y0}\dot{e}_y + \ddot{e}_y \end{aligned} \quad (4.26)$$

Yatay alt sistemlerin sanal kontrol yasaları aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} v_x &= -e_x - c_{0x}\dot{e}_x + (k_{dx}/m)\dot{x} + \ddot{x}_d - \hat{c}_{1x}\text{sign}(S_x) \\ v_y &= -e_y - c_{0y}\dot{e}_y + (k_{dy}/m)\dot{y} + \ddot{y}_d - \hat{c}_{1y}\text{sign}(S_y) \end{aligned} \quad (4.27)$$

burada,

$$\dot{\hat{c}}_{1x} = r_x |S_x| \text{ and } \dot{\hat{c}}_{1y} = r_y |S_y|$$

İspat. Yatay alt sistemin kararlılığı bölüm 4.2.1 ve bölüm 4.2.2'deki ile aynı yaklaşımı kullanarak gösterilebilir.

4.2.4 Yönelim Alt Sistemi için Adaptif Geri Adımlamalı Kayan Kipli Kontrol

Dört rotorluların yönelimi için, harici bozucular altındaki eksik tahrikli MHA'ların hareket kontrolü problemini çözmek ve yörünge takibini sağlamak için kayan kip tekniğine dayalı dayanıklı bir doğrusal olmayan kontrolör sunulmaktadır. Yönelim alt sisteminin izleme hatalarını ve türevlerini aşağıdaki şekilde ifade edin:

$$\begin{cases} e_\phi = \phi - \phi_d, \\ e_\theta = \theta - \theta_d, \\ e_\psi = \psi - \psi_d, \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \dot{e}_\phi = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d \\ \dot{e}_\theta = \dot{\theta} - \dot{\theta}_d \\ \dot{e}_\psi = \dot{\psi} - \dot{\psi}_d \end{cases} \quad (4.28)$$

Aday Lyapunov fonksiyonunu şu şekilde tanımlayın:

$$\begin{cases} V_{1\phi} = (1/2)e_\phi^2 \\ V_{1\theta} = (1/2)e_\theta^2 \\ V_{1\psi} = (1/2)e_\psi^2 \end{cases} \quad (4.29)$$

Denklem (4.29)'un zamana göre türevleri şu şekilde verilir:

$$\begin{cases} \dot{V}_{1\phi} = e_\phi \dot{e}_\phi = e_{\phi 1}(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) \\ \dot{V}_{1\theta} = e_\theta \dot{e}_\theta = e_{\theta 1}(\dot{\theta} - \dot{\theta}_d) \\ \dot{V}_{1\psi} = e_\psi \dot{e}_\psi = e_{\psi 1}(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d) \end{cases} \quad (4.30)$$

Denklem (4.30)'dan sanal kontrol yasaları şöyledir:

$$\begin{aligned} \alpha_\phi &= S_\phi - c_{\phi 0}e_\phi + \dot{\phi}_d \\ \alpha_\theta &= S_\theta - c_{\theta 0}e_\theta + \dot{\theta}_d \\ \alpha_\psi &= S_\psi - c_{\psi 0}e_\psi + \dot{\psi}_d \end{aligned} \quad (4.31)$$

2. Adım'daki kayma yüzeyinin aşağıdaki şekilde verildiğini düşünün:

$$\begin{aligned} S_\phi &= c_{0\phi}e_\phi + \dot{e}_\phi \rightarrow \dot{S}_\phi = c_{\phi 0} \cdot \dot{e}_\phi + \ddot{e}_\phi \\ S_\theta &= c_{0\theta}e_\theta + \dot{e}_\theta \rightarrow \dot{S}_\theta = c_{\theta 0} \cdot \dot{e}_\theta + \ddot{e}_\theta \\ S_\psi &= c_{0\psi}e_\psi + \dot{e}_\psi \rightarrow \dot{S}_\psi = c_{\psi 0} \cdot \dot{e}_\psi + \ddot{e}_\psi \end{aligned} \quad (4.32)$$

Yönelim alt sisteminin kontrol yasaları Denklem (4.32)'den şu şekilde elde edilir:

$$\begin{aligned}
u_\phi &= I_{xx}(-e_\phi - c_{0\phi}\dot{e}_\phi + \ddot{\phi}_d - \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} + \dot{\theta}\frac{J_r}{I_{xx}}\varpi + \\
&\quad + \frac{k_{d\phi}}{I_{xx}}\dot{\phi}^2 - \hat{c}_{1\phi}\text{sign}(S_\phi)) \\
u_\theta &= I_{yy}(-e_\theta - c_{0\theta}\dot{e}_\theta + \ddot{\theta}_d - \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} - \dot{\phi}\frac{J_r}{I_{yy}}\varpi + \\
&\quad + \frac{k_{d\theta}}{I_{yy}}\dot{\theta}^2 - \hat{c}_{1\theta}\text{sign}(S_\theta)) \\
u_\psi &= I_{zz}(-e_\psi - c_{0\psi}\dot{e}_\psi + \ddot{\psi}_d - \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} + \dot{\theta}\frac{J_r}{I_{xx}}\varpi + \\
&\quad + \frac{k_{d\psi}}{I_{zz}}\dot{\psi}^2 - \hat{c}_{1\psi}\text{sign}(S_\psi))
\end{aligned} \tag{4.33}$$

burada,

$$\hat{c}_{1\phi} = r_\phi \cdot |S_\phi|, \hat{c}_{1\theta} = r_\theta |S_\theta| \text{ and } \hat{c}_{1\psi} = r_\psi |S_\psi|$$

4.2.5 Simülasyon Sonuçları

Bu bölümde, önerilen kontrolörlerin performansını sınamak için sayısal simülasyonlar sunulacaktır. Ek B'deki Tablo B. 1 simülasyonlarda kullanılan dört rotorlu parametrelerini göstermektedir. Dört rotorlunun başlangıç yönelimi ve konumu $[0,01 \ 0,01 \ 0,1] \text{ rad}$ ve $[0,05 \ 0,05 \ 0,01] \text{ m}$ 'dir. Tablo 4. 1 (senaryo-1) ve Tablo 4. 2'de (Senaryo-2) referans yörüngedeki istenen konum koordinatları ve sapma açısı değerleri verilmiştir. Dört rotorluya aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin varlığında 3B kare bir yörüngeyi izlemesi komutu verilmiştir. Karşılaştırma amacıyla, önerilen kontrolün dayanıklılığını göstermek için [208]'deki geri adımlamalı kayma yöntemi ve [209]'daki Geribeslemeli Doğrusallaştırma kontrol teknikleri kullanılmıştır.

4.2.5.1 Senaryo-1 Dayanıklılık Analizi (Nominal)

Senaryo-1'deki simülasyonlar parametrik belirsizlikler ve harici pertürbasyonlar olmadan gerçekleştirilmiştir.

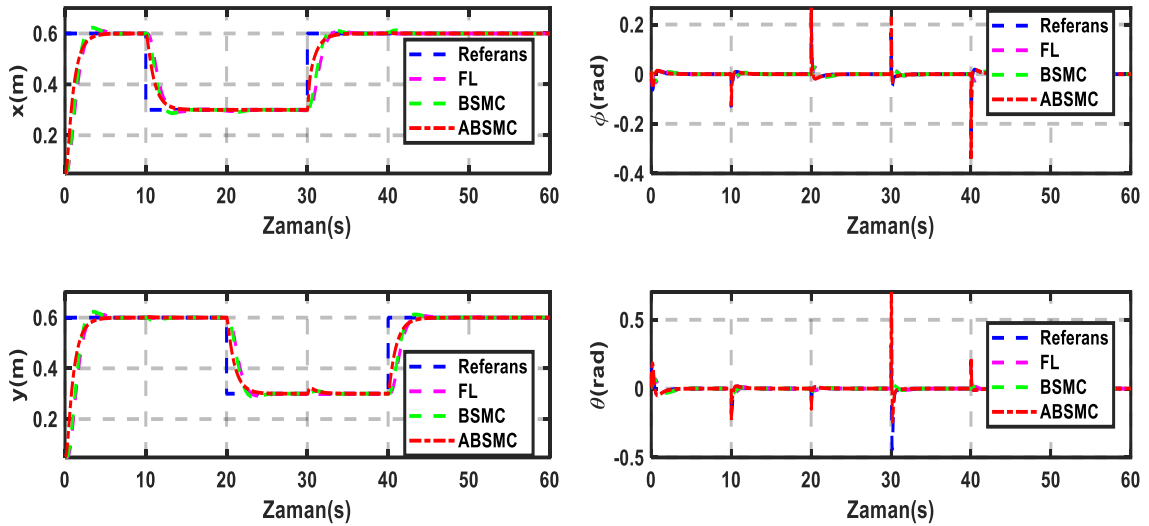
Tablo 4. 1 Konum ve sapma açısının referans yörüngeleri

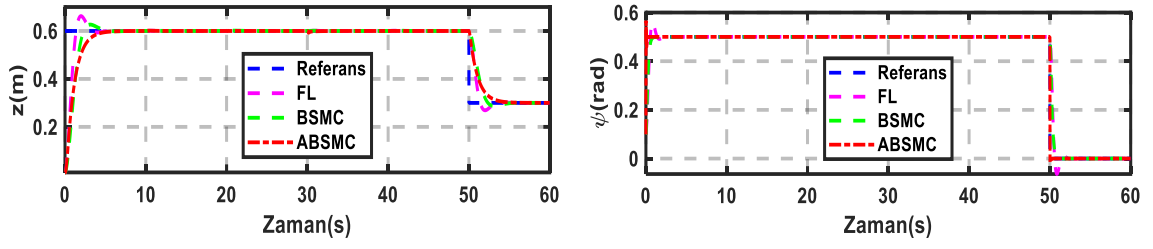
Referans	Değer	Zaman (s)
$[x_d, y_d, z_d]$	$[0.6, 0.6, 0.6]m$	0
	$[0.3, 0.6, 0.6]m$	10
	$[0.3, 0.3, 0.6]m$	20
	$[0.6, 0.3, 0.6]m$	30
	$[0.6, 0.6, 0.6]m$	40
	$[0.6, 0.6, 0.3]m$	50
$[\psi_d]$	0.5 rad	0
$[\psi_d]$	0 rad	50

Bu senaryoda kontrolör tasarımında pertürbasyonlar göz ardı edilmiştir. Önerilen ABSMC yönteminin avantajlarını göstermek için geribeslemeli doğrusallaştırma ve BSMC ile karşılaştırmalı çalışmalar yapılmıştır. Aşağıdaki şekiller ABSMC uçuş kontrolörünün simülasyon sonuçlarını göstermektedir. Simülasyon süresi boyunca istenen yatay konum ve irtifa yörüngelerindeki değişikliklere rağmen, bulgular ABSMC kontrolörünün dört rotorlunun amaçlanan yönelim ve konum sinyallerini Şekil 4. 2(a) ve Şekil 4. 2 (b)'de gösterildiği gibi başarıyla izlediğini ortaya koymaktadır. Tasarlanan kontrolör tüm durum değişkenlerini gerekli yörüngelerde tutabilmektedir. (bkz. Şekil 4. 2 (a, b) ve Şekil 4. 4).

Şekil 4. 3, toplam itki u_m ve üç dönme momenti (u_ϕ, u_θ, u_ψ) tepkilerini göstermektedir. Bu dört kontrol girdisinin çatırtı sorununu azaltması ve pratikte kolayca gerçekleştirilebilir olması dikkate değerdir. Lineer Geri Besleme (LF) ve Geri Adımlamalı Kayma Kipli Kontrol (BSMC) teknikleri ile elde edilen kontrol girdisi sinyalleri ile karşılaştırıldığında, önerilen Adaptif Geri Adımlamalı Kayma Kipli Kontrol (ABSMC) yöntemiyle elde edilen kontrol sinyalleri belirgin bir şekilde daha küçük magnitüdlere sahip olup, zaman içinde daha tutarlı bir davranış sergilemektedir.

Şekil 4. 4'daki 3B yörünge, ABSMC yaklaşımı kullanıldığında dört rotorlunun uçuş sırasında daha iyi izlenebildiğini ve daha yumuşak hareket ettiğini göstermektedir. Fakat BSMC sonuçlarında üstten aşma ve FL sonuçlarında kararlı hal hatası belirgindir. Benzer şekilde, Şekil 4. 2'te, değişkenlerin (x, y ve z) konum yörüngeleri ve yönelim değişkenleri (ϕ ve θ) ABSMC yaklaşımı kullanıldığında tatmin edici bir performans göstermektedir. Şekil 4. 5'teki sonuçlar önerilen ABSM kontrolörün adaptif kazançlarını göstermektedir. Bu kestirim, gerekli konum ve yönelim referanslarının doğru bir şekilde izlenmesini sağlar. Kontrol parametrelerinin kestirilmesiyle, anahtarlama kontrol eyleminin neden olduğu çatırtı olgusu ortadan kaldırılır ve bu da sistemin performansında iyileşmeye yol açar. Son olarak, adaptif geri adımlamalı kayan kipli kontrolörün dayanıklılığı ve etkinliği geribeslemeli doğrusallaştırma ve geri adımlamalı kayan kipli kontrolörlerin performanslarıyla karşılaştırılarak kanıtlanmıştır. Buna ek olarak, ABSMC kontrol yöntemi yükselme, yerleşme süresi ve üstten aşma bakımından FL ve BSMC'den daha iyi performans gösterir. ABSMC yaklaşımı, dört rotorlunun üç boyutlu yörüngesinin yüksek düzeyde izlenmesini sağlar (Şekil 4. 2, Şekil 4. 4).

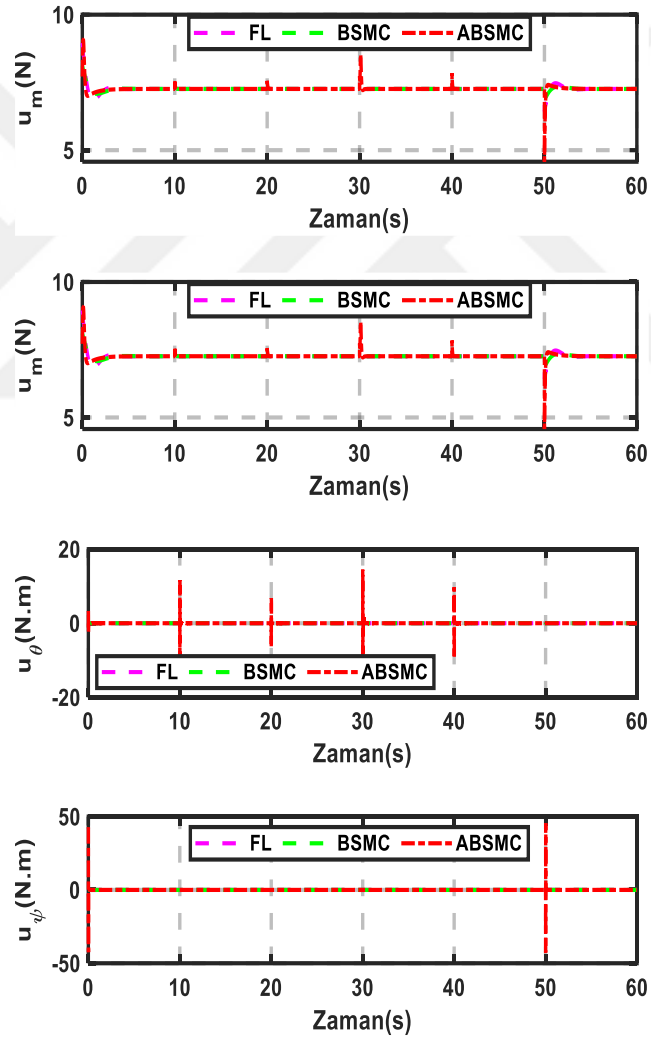




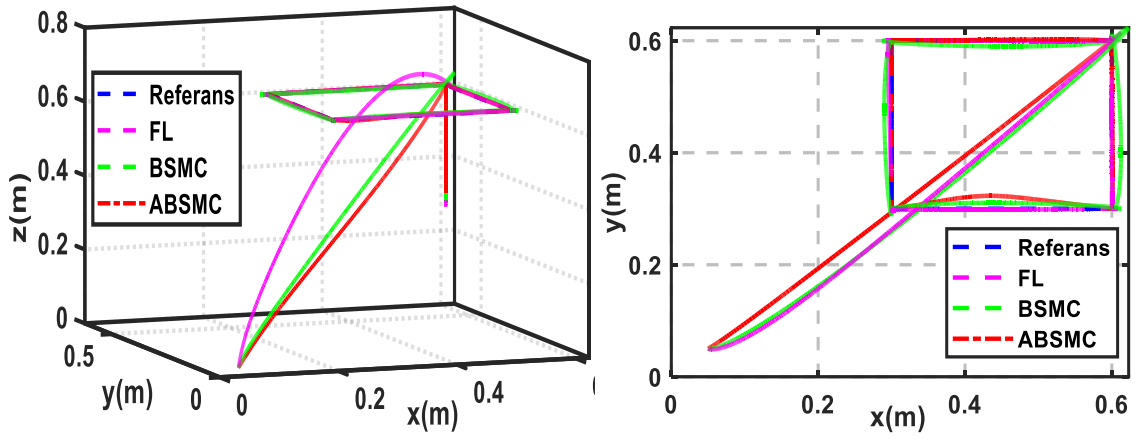
a) Dört rotorlunun konumu
(x, y, z)

b) Dört rotorlunun yönelimi (ϕ, θ, ψ)

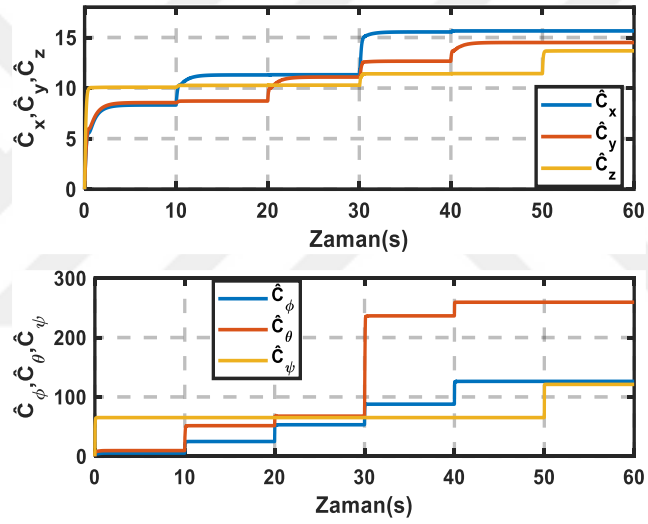
Şekil 4. 2 Senaryo 1: (FL, BSMC ve ABSMC) sistem zaman tepkileri



Şekil 4. 3 Senaryo 1: FL, BSMC ve ABSMC kontrolörleri kontrol giriş
işaretleri



Şekil 4. 4 Senaryo 1: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme



Şekil 4. 5 Senaryo 1: ABSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri

4.2.5.2 Senaryo-2 Dayanıklılık Analizi (Zamana Göre Değişen Bozucular)

Senaryo-2'deki konum ve sapma açısının referans yörüngeleri aşağıdaki tabloda gösterildiği gibidir:

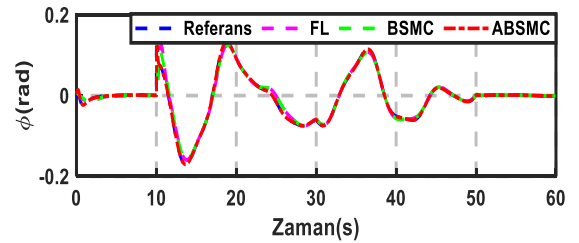
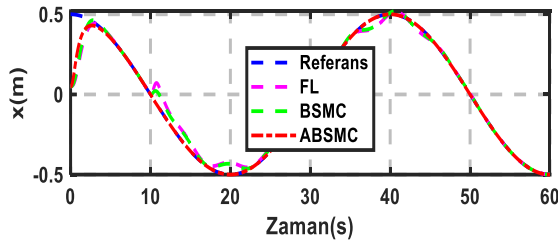
Tablo 4. 2 Konum ve sapma açısının referans yörüngeleri

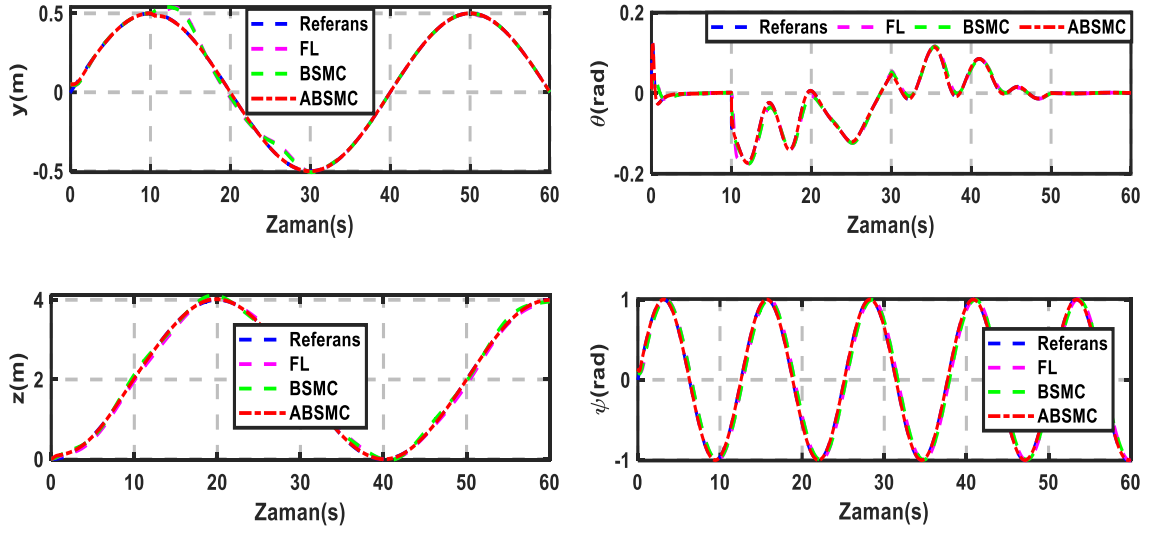
Referans	Değer
$x_d (m)$	$\frac{1}{2} * \sin\left(\frac{\pi}{20}t + \frac{\pi}{2}\right)$
$y_d (m)$	$\frac{1}{2} * \sin\left(\frac{\pi}{20}t\right)$
$z_d(m)$	$-2 * \sin\left(\frac{\pi}{20}t + \frac{\pi}{2}\right)$
$[\psi_d] rad$	$\sin\left(\frac{1}{2}t\right)$

Bu senaryoda harici bozucu ve parametre değerlerindeki belirsizlik $d_{i|(i=x,y,z,\phi,\theta,\psi)}$ aşağıdaki tabloda gösterildiği gibi dikkate alınmıştır.

Tablo 4. 3 Bozucu değerleri

Zaman (s)	Bozucu değerleri ($d_{i (i=x,y,z,\phi,\theta,\psi)}$)
[10 – 30 s]	$d_x = -0,1 \left(0,8 \sin\left(\pi \frac{t-30}{31}\right) + 0,4 \sin\left(\pi \frac{t-30}{7}\right) + 0,08 \sin\left(\pi \frac{t-30}{2}\right) + 0,56 \sin\left(\pi \frac{t-30}{11}\right) \right)$
[10 – 60 s]	$d_y = 0,1(0,5 \sin(0,4t) + 0,5 \cos(0,7t))$
[0 – 60 s]	$d_z = 0,1(0,5 \cos(0,7t) + 0,7 \cos(0,3))$ $d_\phi = 0,5 \cos(0,4t) + 1$ $d_\theta = 0,5 \sin(0,5t) + 1$ $d_\psi = 0,1(0,5 \sin(0,7t) + 1)$

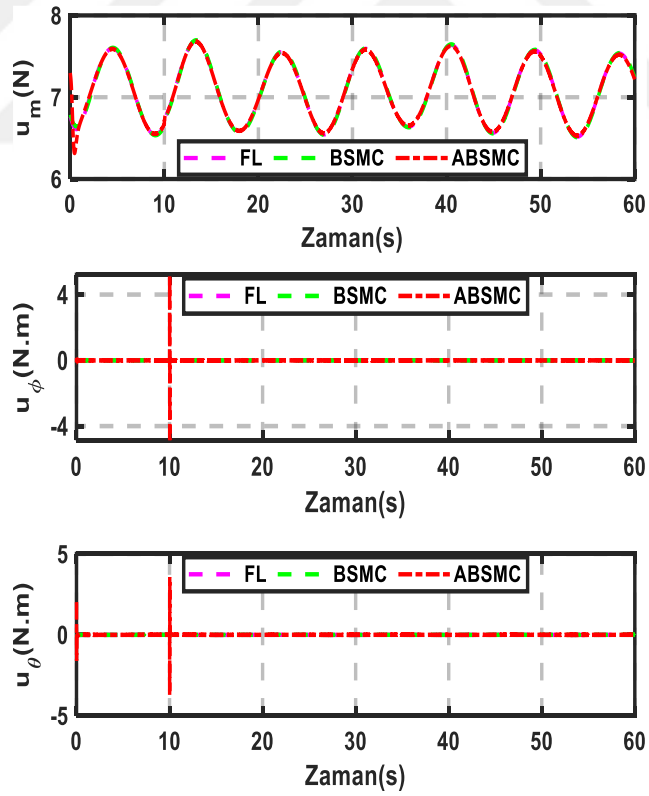


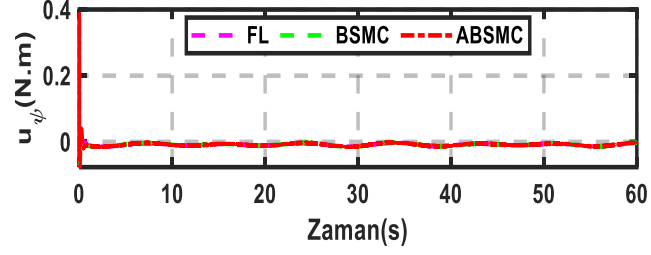


a) Dört rotorlunun konumu
(x, y, z)

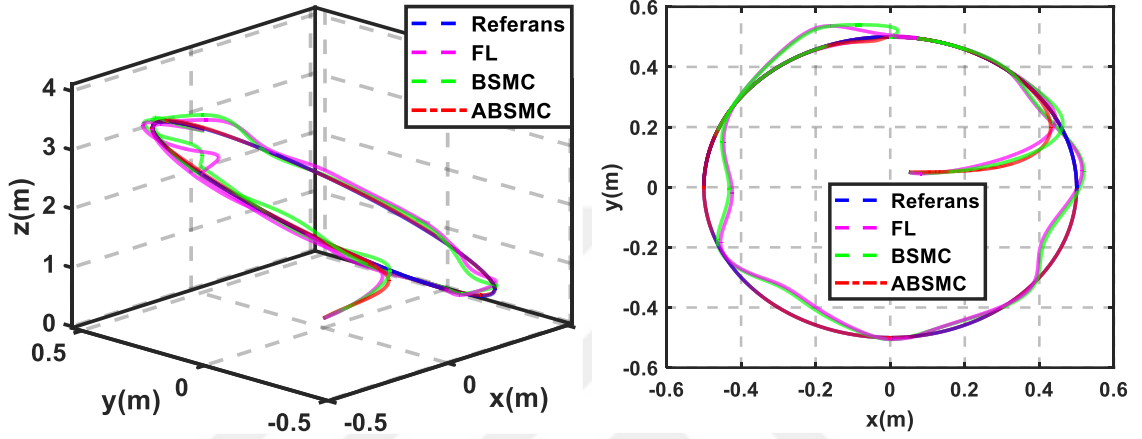
b) Dört rotorlunun yönelimi
(ϕ, θ, ψ)

Şekil 4. 6 Senaryo 2: (FL, BSMC ve ABSMC) sistem zaman tepkileri

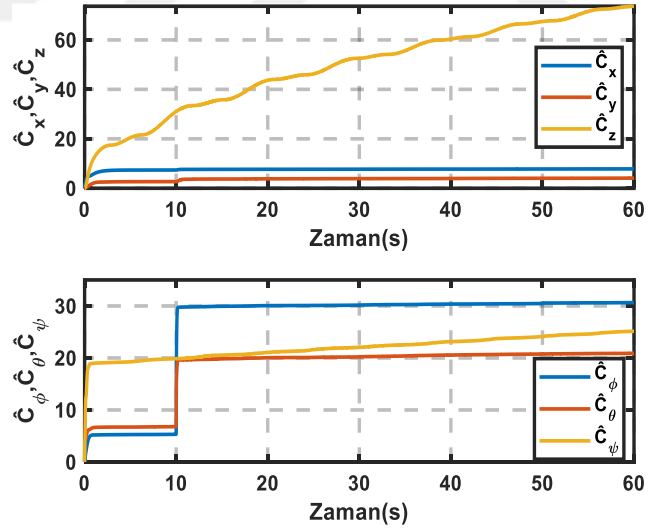




Şekil 4. 7 Senaryo 2: FL, BSMC ve ABSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri



Şekil 4. 8 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme



Şekil 4. 9 Senaryo 2: ABSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri

Not. 4.2.1. FL ve BSMC kontrolörlerinin kontrol parametreleri düzgün ve hızlı bir izleme performansı elde etmek için F. P. Freire tarafından önerilen MATLAB/Simulink optimizasyon alet kutusunu kullanarak optimize edilmiştir

[210]. Öte yandan, ABSMC'nin kontrol parametreleri manuel olarak ayarlanmıştır.

Şekil 4. 6(a) ve (b), yörünge izleme sisteminin parametrik belirsizliklerin ve bozucuların etkisi altındaki konumunu (x,y,z) ve yönelimini (Φ,Θ,ψ) göstermektedir. Simülasyon sonuçları, ABSMC yaklaşımının eğimli çember yörüngesini dayanıklı bir şekilde izleyebildiğini göstermektedir. Öte yandan, Geri Adımlamalı kayma kipi (BSMC) ve Lineer Geri Besleme (FL) kontrolüyle yörünge izleme, önemli salınım ve sabit durum hatalarıyla sonuçlanır. ABSMC'nin çıktılarıyla karşılaştırıldığında, önerilen kontrol yöntemi daha doğru ve daha az salınım elde eder. Bu bulgular, harici bozucular dikkate alındığında önerilen kontrol yönteminin etkinliğini desteklemektedir. Sonuç olarak, ABSMC yaklaşımı, zamanla değişen bozucular ve parametrik belirsizliğe karşı daha yüksek izleme doğruluğu ve direnci sağlar.

Benzer şekilde, Şekil 4. 8'deki 3B yörünge, ABSMC yaklaşımı kullanıldığında dört rotorlunun uçuş sırasında daha iyi izlenebildiğini ve daha yumuşak hareket ettiğini göstermektedir. Fakat BSMC ve FL sonuçlarında üstten aşma ve kalıcı durum hatası belirgindir.

Şekil 4. 7, toplam itki u_m , ve üç dönme momenti $(u_\Phi, u_\Theta, u_\Psi)$ tepkilerini göstermektedir. Bu dört kontrol girdisinin çatırtı sorununu azaltması ve pratikte kolayca gerçekleştirilebilir olması dikkate değerdir. Lineer Geri Besleme (LF) ve Geri Adımlamalı Kayma Kipli Kontrol (BSMC) teknikleri ile elde edilen kontrol girdisi sinyalleri ile karşılaştırıldığında, önerilen Adaptif Geri Adımlamalı Kayma Kipli Kontrol (ABSMC) yöntemiyle elde edilen kontrol sinyalleri belirgin bir şekilde daha küçük magnitüdlere sahiptir ve zaman içinde daha tutarlı bir davranış sergilemektedir.

Şekil 4. 9'teki sonuçlar önerilen ABSM kontrolörün adaptif kazançlarını göstermektedir. Bu kestirim, gerekli konum ve yönelim referanslarının doğru bir şekilde izlenmesini sağlar. Kontrol parametrelerinin kestirilmesiyle, anahtarlama kontrol eyleminin neden olduğu çatırtı olgusu ortadan kaldırılır ve bu da sistemin performansında iyileşmeye yol açar.

4.3 Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü Tasarımı

Bu bölümde, dört rotorlularda eksik tahrikli problemini ele almak ve harici bozucuların varlığında hassas yörünge takibini garanti etmek için yönelim ve konum alt sistemleri için geri adımlamalı yaklaşımı ve modifiye edilmiş PID kayan kip tekniğini kullanan hibrit bir dayanıklı doğrusal olmayan kontrolörün (BPIDMC) geliştirilmesini ele alıyoruz. Tasarım süreci iki aşamaya ayrılmıştır. İlk olarak sanal kontrol giriş işaretleri oluşturulur, ardından nihai giriş kontrol yasası türetilir.

Bu tezde bundan sonra, ikinci bölümde sunulan modele tamamen benzer olan aşağıdaki dört rotorlunun matematiksel modelini kullanacağız. Matematiksel denklemlerin uzunluğunu ve karmaşıklığını azaltmak için farklı semboller ve kısaltmalar kullanılacaktır.

Dört rotorlu dronun konumu $[x, y, z]^T$ ve Euler açıları $[\phi, \theta, \psi]^T$ sırasıyla Π, Ξ ile temsil edilir.

$$\begin{cases} \ddot{\Pi} = \begin{bmatrix} m^{-1}(\ddot{h}_1 u_m - k_{dx}\dot{x} + d_x) \\ m^{-1}(\ddot{h}_2 u_m - k_{dy}\dot{y} + d_y) \\ m^{-1}(\ddot{h}_3 u_m - k_{dz}\dot{z} + d_z) - g \end{bmatrix} \\ \ddot{\Xi} = \begin{bmatrix} \aleph_x(\dot{\theta}\dot{\psi}\aleph_{1x} - \dot{\theta}J_r\varpi - k_{d\phi}\dot{\phi}^2 + u_\phi) + d_\phi \\ \aleph_y(\dot{\phi}\dot{\psi}\aleph_{1y} + \dot{\phi}J_r\varpi - k_{d\theta}\dot{\theta}^2 + u_\theta) + d_\theta \\ \aleph_z(\dot{\phi}\dot{\theta}\aleph_{1z} - k_{d\psi}\dot{\psi}^2 + u_\psi) + d_\psi \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4.34)$$

burada,

$$\begin{aligned} \aleph_x &= I_x^{-1}, & \aleph_y &= I_y^{-1}, & \aleph_z &= I_z^{-1} \\ \aleph_{1x} &= I_y - I_z, & \aleph_{1y} &= I_z - I_x, & \aleph_{1z} &= I_x - I_y \\ \hbar_1 &= R_1(1), \hbar_2 = R_1(2), \hbar_3 = R_1(3) \end{aligned}$$

R_1 , aşağıdaki gibi sunulan küresel döndürme matrisinden elde edilen bir matristir:

$$R_1 = \begin{bmatrix} R_1(1) \\ R_1(2) \\ R_1(3) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{(\phi)}S_{(\theta)}C_{(\psi)} + S_{(\phi)}S_{(\psi)} \\ C_{(\phi)}S_{(\psi)}S_{(\theta)} - C_{(\psi)}S_{(\phi)} \\ C_{(\phi)}C_{(\theta)} \end{bmatrix}$$

1. Adım: Konum ve yönelim alt sistemlerinin izleme hatası aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır:

$$e_j = j - j_d \quad (4.35)$$

burada $j = (x, y, z, \phi, \theta, \psi)$ ve j_d istenen değerlerdir. Aşağıda önerilen Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{1j} = \frac{1}{2} e_j^2 \quad (4.36)$$

Denklem (4.36)'nın zamana göre türevi hesaplanır.

$$\dot{V}_{1j} = e_j \dot{e}_j = e_j (\dot{j} - \dot{j}_d) \quad (4.37)$$

Sanal kontrol yasası aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır:

$$\alpha_j = \dot{j} = a_j S_j - K_{pj} e_j + \dot{j}_d \quad (4.38)$$

burada S_j , PID kayma yüzeyidir, K_{pj} ve a_j sıfırdan farklı pozitif sabitlerdir.

Denklem (4.37)'nin Denklem (4.38)'de yerine konması aşağıdaki sonuçları verir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{1j} &= -K_{pj} e_j^2 + a_j S_j e_j \\ \text{Eğer } S_j &\rightarrow 0, \text{ O zaman, } \dot{V}_{1j} = -K_{pj} e_j^2 \leq 0 \end{aligned} \quad (4.39)$$

Sonuç olarak, ilk adımın kararlılığı sağlanmış olur. Bir sonraki aşama global sistemin kararlılığını göstermek olacaktır.

2. Adım: Uygun bir kayma yüzeyi seçelim

Geri adımlama yaklaşımına ve bu yaklaşımın Lyapunov fonksiyonlarını yinelemeli şekilde kullanmasına ek olarak, modifiye edilmiş PID kayan kipli kontrol, geçici rejim tepkisini ve K_p , K_i ve K_d kazançlarının kayma yüzeyinin oluşturulmasında esneklik sağladığı kararlı hal hatasını azaltarak iyileşme sağlar. Sonuç olarak, referans yörünge geri adımlamalı PID kayan kipli kontrolde korunacaktır. Seçilen PID kayma yüzeyi aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır:

$$S_j = K_{pj} e_j + K_{ij} \int e_j dt + K_{dj} \dot{e}_j \quad (4.40)$$

burada K_{pj} , K_{ij} , K_{dj} sıfırdan farklı pozitif sabitlerdir. Kayma yüzeyinin zamana göre birinci dereceden türevi:

$$\dot{S}_j = K_{pj} \dot{e}_j + K_{ij} e_j + K_{dj} \ddot{e}_j \quad (4.41)$$

İkinci önerilen Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{2j} = V_{1j} + \frac{1}{2}S_j^2 \quad (4.42)$$

V_{2j} 'nin zamana göre birinci dereceden türevi:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{2j} &= -K_{pj}e_j^2 + a_jS_j e_j + S_j\dot{S}_j \\ &= -K_{pj}e_j^2 + S_j \left(K_{pj}\dot{e}_j + (a_j + K_{i_j})e_j + K_{d_j}\ddot{e}_j \right) \end{aligned} \quad (4.43)$$

Geri adımlamalı PID kayan kip eşdeğeri u_{eqj} kontrolleri, Denklem (4.34)'teki $j = (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}, \ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi})$ 'i Denklem (4.43)'te yerine koyarak hesaplanır. Sistemin bozuculara ve parametrik belirsizliklere karşı dayanıklılığını sağlamak amacıyla, aşağıdaki denklemde yer alan süreksiz kontrol yasaları eşdeğer kontrol yasalarına eklenir: $u_{jsw} = -K_{Sj} \text{sign}(S_j)$.

Sonuç olarak, konum ve yönelim döngüleri için tüm kontrol giriş işaretleri sırasıyla Denklem (4.43) ve (4.45)'te verilmiştir.

$$\begin{aligned} v_x &= \left[m^{-1}k_{dx}\dot{x} + \ddot{x}_d - (K_{d_x})^{-1}(a_x + K_{i_x})e_x \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_x})^{-1}K_{p_x}\dot{e}_x - K_{S_x} \text{sign}(S_x) \right] \\ v_y &= \left[m^{-1}k_{dy}\dot{y} + \ddot{y}_d - (K_{d_y})^{-1}(a_y + K_{i_y})e_y \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_y})^{-1}K_{p_y}\dot{e}_y - K_{S_y} \text{sign}(S_y) \right] \\ v_z &= \left[m^{-1}k_{dz}\dot{z} + \ddot{z}_d - (K_{d_z})^{-1}(a_z + K_{i_z})e_z \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_z})^{-1}K_{p_z}\dot{e}_z - K_{S_z} \text{sign}(S_z) \right] \end{aligned} \quad (4.44)$$

$$\begin{aligned} u_\phi &= I_x \left[-\aleph_{1_x} \aleph_x \dot{\theta} \dot{\psi} + \aleph_x \dot{\theta} J_r \varpi + \aleph_x k_{d\phi} \dot{\phi}^2 + \ddot{\phi}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\phi})^{-1} \left((a_\phi + K_{i_\phi})e_\phi + K_{p_\phi} \dot{e}_\phi \right) - K_{S_\phi} \text{sign}(S_\phi) \right] \\ u_\theta &= I_y \left[-\aleph_{1_y} \aleph_y \dot{\phi} \dot{\psi} - \aleph_y \dot{\phi} J_r \varpi + \aleph_y k_{d\theta} \dot{\theta}^2 + \ddot{\theta}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\theta})^{-1} \left((a_\theta + K_{i_\theta})e_\theta + K_{p_\theta} \dot{e}_\theta \right) - K_{S_\theta} \text{sign}(S_\theta) \right] \\ u_\psi &= I_z \left[-\aleph_{1_z} \aleph_z \dot{\phi} \dot{\theta} + \aleph_z k_{d\psi} \dot{\psi}^2 + \ddot{\psi}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\psi})^{-1} \left((a_\psi + K_{i_\psi})e_\psi + K_{p_\psi} \dot{e}_\psi \right) - K_{S_\psi} \text{sign}(S_\psi) \right] \end{aligned} \quad (4.45)$$

Varsayım 4.3.1. Çalışmamızın bu bölümünde üst sınır D_j bilinmektedir ve

erişilebilir durumdadır.

Denklem (4.44) ve (4.45)'i Denklem (4.43)'te yerine koyarak sistemin kararlılığını gösterebiliriz ve Varsayım 4.3.1'i kullanarak şunu yazabiliriz:

$$\dot{V}_{2j} = -K_{pj}e_j^2 - K_{Sj}K_{dj}|S_j| + K_{dj}S_jd_j \quad (4.46)$$

Uygun $K_{Sj} = D_j + e_j$ 'yi e_j pozitif bir sabit olacak şekilde seçiyoruz. Böylece, Denklem (4.46) sadeleştirildiğinde şunu elde ederiz:

$$\dot{V}_{2j} = -K_{pj}e_j^2 - \varepsilon_j|S_j| \leq 0 \quad (4.47)$$

Sonuç olarak, V_{2j} negatif olur ve sistemin asimptotik kararlılığı Lyapunov kuramı tarafından garanti edilir.

4.4 Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü

Tasarımı

Bu alt bölümde, ABPIDMC'yi elde etmek için Bölüm 4.3'te tartışılan BPIDMC'nin adaptasyon yasalarını dahil ediyoruz ve konum ve yönelim alt sistemlerine etki eden d_x , d_y ve d_z ile irtifa alt sistemine etki eden d_ϕ , d_θ ve d_ψ bilinmeyen bozucularının bir değerlendirmesini sunuyoruz.

Not. 4.3.1. Önceki alt bölümde (4.3) geliştirilen, kazançların sabit olduğu geri adımlamalı PID kayan kipli kontrolör, Varsayım 4.3.1'de belirtildiği üzere D_j sınırlarının bilinmesini gerektirir. Ancak, bazen bu dağılım sınırlarını doğru bir şekilde belirlemek zor olduğu için bu mesele özellikle önemlidir. Buna bağlı olarak, SMC kazançları overestimated'dır ve bu da çatırtıyı artırır [211]. Adaptif kontrolörlerde zamana göre değişen kontrol parametrelerinin kullanılmasının amacı, F. Plestan vd. ve M. Taleb vd. araştırmalarında gösterildiği üzere çatırtıyı daha etkin bir şekilde azaltmaktır. Buna ek olarak, kesin olarak belirlenmesi zor olan belirsizlikler ve pertürbasyon sınırları ile ilgili herhangi bir ön bilgiye sahip olmadan dayanıklı kontrolörler tasarlamaktır [211], [212].

Aşağıdaki bölümde, Varsayım 4.3.2 ele alınmış ve toplu belirsizlik (d_j)'nin üst sınırı (D_j)'yi ayarlamak için kullanılmıştır.

Varsayım 4.3.2. d_j bozucusu üstten sınırlıdır, bu nedenle $D_j > d_j$ bilinmeyen bir sabit D_j tarafından sağlanır.

Adaptif bir kontrol yasası konum ve yönelim döngüsü için sırasıyla Denklem (4.44) ve Denklem (4.45)'te K_{Sj} yerine $\hat{K}_{Sj}$ koyarak BPIDSMC ile birleştirilir:

$$\begin{aligned} v_x &= \left[m^{-1} k_{dx} \dot{x} + \ddot{x}_d - (K_{dx})^{-1} (a_x + K_{i_x}) e_x \right. \\ &\quad \left. - (K_{dx})^{-1} K_{p_x} \dot{e}_x - \hat{K}_{S_x} \text{sign}(S_x) \right] \\ v_y &= \left[m^{-1} k_{dy} \dot{y} + \ddot{y}_d - (K_{dy})^{-1} (a_y + K_{i_y}) e_y \right. \\ &\quad \left. - (K_{dy})^{-1} K_{p_y} \dot{e}_y - \hat{K}_{S_y} \text{sign}(S_y) \right] \\ v_z &= \left[m^{-1} k_{dz} \dot{z} + \ddot{z}_d - (K_{dz})^{-1} (a_z + K_{i_z}) e_z \right. \\ &\quad \left. - (K_{dz})^{-1} K_{p_z} \dot{e}_z - \hat{K}_{S_z} \text{sign}(S_z) \right] \end{aligned} \quad (4.48)$$

Burada $\hat{K}_{Sj}$, K_{Sj} 'nin kestirilen değeridir.

$$\begin{aligned} u_\phi &= I_x \left[-\mathfrak{N}_{1_x} \mathfrak{N}_x \dot{\theta} \dot{\psi} + \mathfrak{N}_x \dot{\theta} J_r \varpi + \mathfrak{N}_x k_{d\phi} \dot{\phi}^2 + \ddot{\phi}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\phi})^{-1} \left((a_\phi + K_{i_\phi}) e_\phi + K_{p_\phi} \dot{e}_\phi \right) - \hat{K}_{S_\phi} \text{sign}(S_\phi) \right] \\ u_\theta &= I_y \left[-\mathfrak{N}_{1_y} \mathfrak{N}_y \dot{\phi} \dot{\psi} - \mathfrak{N}_y \dot{\phi} J_r \varpi + \mathfrak{N}_y k_{d\theta} \dot{\theta}^2 + \ddot{\theta}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\theta})^{-1} \left((a_\theta + K_{i_\theta}) e_\theta + K_{p_\theta} \dot{e}_\theta \right) - \hat{K}_{S_\theta} \text{sign}(S_\theta) \right] \\ u_\psi &= I_z \left[-\mathfrak{N}_{1_z} \mathfrak{N}_z \dot{\phi} \dot{\theta} + \mathfrak{N}_z k_{d\psi} \dot{\psi}^2 + \ddot{\psi}_d \right. \\ &\quad \left. - (K_{d_\psi})^{-1} \left((a_\psi + K_{i_\psi}) e_\psi + K_{p_\psi} \dot{e}_\psi \right) - \hat{K}_{S_\psi} \text{sign}(S_\psi) \right] \end{aligned} \quad (4.49)$$

Teorem 4.3.1. Denklem (4.50)'deki adaptasyon yasası Denklem (4.48) ve (4.49)'daki kontrol yasalarıyla eşlenirse doğrusal olmayan dört rotorlu sistem asimptotik kararlı olur.

Toplu belirsizliğin üst sınırı (D_j) aşağıdaki gibi kestirilir:

$$\hat{K}_{S_j} = \lambda_j K_{d_j} |S_j| \quad (4.50)$$

burada λ_j sıfırdan farklı pozitif bir sabittir.

İspat. Aşağıdaki Lyapunov fonksiyonunu göz önünde bulundurun:

$$V_{3j} = V_{2j} + \frac{1}{2\lambda_j} \tilde{K}_{S_j}^2 \quad (4.51)$$

Kestirim hatası şu şekilde tanımlanır: $\tilde{K}_{Sj} = K_{Sj} - \hat{K}_{Sj}$. V_{3j} 'nin türevi:

$$\dot{V}_{3j} = \dot{V}_{2j} + \lambda_j^{-1} \tilde{K}_{Sj} \dot{\tilde{K}}_{Sj} \quad (4.52)$$

Denklem (4.48) ve (4.49)'u Denklem (4.52)'de yerine koymak şunu verir:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{3j} &= -K_{pj}e_j^2 - \hat{K}_{Sj}K_{dj}|S_j| + K_{dj}S_jd_j + \lambda_j^{-1} \tilde{K}_{Sj} \dot{\tilde{K}}_{Sj} \\ &= -K_{pj}e_j^2 - (D_j + \varepsilon_j)K_{dj}|S_j| + \tilde{K}_{Sj}K_{dj}|S_j| + \\ &\quad + K_{dj}S_jd_j + \lambda_j^{-1} \tilde{K}_{Sj} \dot{\tilde{K}}_{Sj} \end{aligned} \quad (4.53)$$

$\tilde{K}_{Sj}$ 'nin zamana göre türevinin yerine $\dot{\tilde{K}}_{Sj} = 0 - \dot{\hat{K}}_{Sj}$ koyarak ve varsayım 4.3.2'yi ($D_j > d_j$) kullanarak şunu elde ederiz:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{3j} &\leq -K_{pj}e_j^2 - \varepsilon_jK_{dj}|S_j| + \tilde{K}_{Sj}K_{dj}|S_j| - \lambda_j^{-1} \tilde{K}_{Sj} \dot{\hat{K}}_{Sj} \\ &\leq -K_{pj}e_j^2 - \varepsilon_jK_{dj}|S_j| + \tilde{K}_{Sj} (K_{dj}|S_j| - \lambda_j^{-1} \dot{\hat{K}}_{Sj}) \end{aligned} \quad (4.54)$$

Sistemin kararlılığını garanti etmek için, Denklem (4.50)'yi Denklem (4.54)'e yerleştirdik. Bunun sonucunda şunu elde ederiz:

$$\dot{V}_{3j} \leq -K_{pj}e_j^2 - \varepsilon_jK_{dj}|S_j| \leq 0 \quad (4.55)$$

Geliştirilen ABPIDSMC kontrolörü sistemin asimptotik kararlılığını sağlar ve çıkış izleme hatasını sifıra yakınsamaya zorlar.

Not. 4.3.2. Denklem (4.48) ve (4.49)'daki süreksiz kontrol eylemlerini, pratikte çatırtı problemine yol açan işaret fonksiyonu “sign (S_j)”yi kullanarak kolayca gözlemleyebiliriz. Bu, kontrol giriş işaretinin sıfır hata etrafında salınımlarına ve eyleyicilerin istenmeyen aşınmasına ve yıpranmasına neden olur. Bu sorunlardan kaçınmak amacıyla, üstel kararlılık elde etmek ve yüksek frekanslı çatırtıyı gidermek için sürekli fonksiyonlar literatürde yaygın olarak kullanılmaktadır [176], [213], [214].

Anahtarlama sinyalinin daha yumuşak şekilde değişmesi için, bir sonraki kısımda anahtarlama kontrolünü iyileştirmek amacıyla işaret fonksiyonu sign (S_j) yerine hiperbolik tanjant fonksiyonu " $\tanh(\frac{S_j}{r})$ "yi kullanacağız. Buna göre, geliştirilen ABPIDSMC'nin anahtarlama kontrolü Denklem (4.56)'daki gibi yeniden yazılabilir:

$$u_{j_{sw}} = -K_{S_j} \tanh(S_j) \quad (4.56)$$

burada, $S_j = \frac{s_j}{r}$ ve $r = 0.01$.

4.5 Süper Bükümlü Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Uçuş Kontrolü Tasarımı

Yüksek dereceli kayan kipli kontrol seksenli yılların sonunda Emelyanov ve Korovin ve doksanlı yılların başında Arie Levant (Levantovsky) tarafından tanıtılmıştır [204], [215]. Klasik kayan kipli kontrolün iyi dayanıklılık özelliklerine ek olarak, sistem performansını korurken çatırtı olgusunun azaltılmasına veya ortadan kaldırılmasına olanak verir.

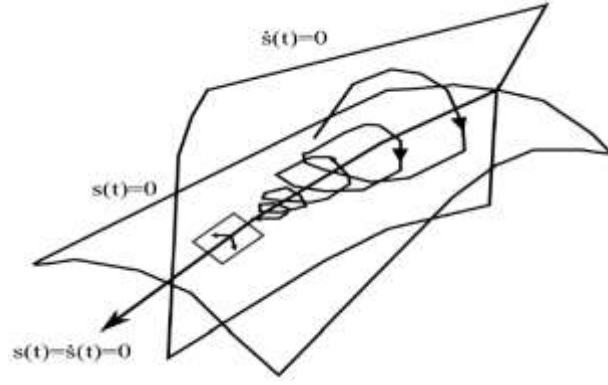
Klasik kayma rejimi, sadece kayma yüzeyini sıfıra yaklaştırmak için etki eder. Ancak r . dereceden kayma rejimi (r -kayma olarak ifade edilir), yüzeyi ve onun zamana göre $(r - 1)$ 'inci ardışık türevleri üzerinde etki eder [216]–[220].

Amaç, sistemi yalnızca yüzeyin üzerinde değil, aynı zamanda $(r - 1)$ 'inci ardışık türevleri üzerinde de evrilmeye zorlamak ve kayma setini sıfırda tutmaktır:

$$s(t) = \dot{s}(t) = \ddot{s}(t) = \dots = s^{r-1}(t) = 0 \quad (4.57)$$

Burada r sistemin bağıl derecesini ifade etmektedir.

Bununla birlikte, bu tekniğin uyarlanmasıdaki temel sorun, kayma yüzeyinin türevlerinin genellikle mevcut olmayan ölçümüne ihtiyaç duyulmasıdır. Örneğin ikinci dereceden kayan kip için $s(t)$ ve $\dot{s}(t)$ mevcut olmalıdır. Bu çalışmada ele alınan dört rotorlunun alt sistemlerinin bağıl derecesi 2'ye eşit olduğu için, ikinci dereceden kayan kipli kontrol ile ilgileneceğiz. Bu amaçla, bu yöntemin teorisini vermeye ek olarak tümleşik yüzeyli süper büküm algoritmasını da tanıtacağız.



Şekil 4. 10 İkinci dereceden kayan kipin yörüngesi

4.5.1 İkinci Dereceden Kayan Kipli Kontrol Prensibi

İkinci dereceden kayan kipli kontrol için, kontrol eylemi doğrudan $s(t)$ 'nin işaretine ve büyüklüğüne ve sistem durumlarının kayma hiperdüzlemi $s(t) = \dot{s}(t)$ 'ye sonlu zamanlı yakınsamasını sağlamak için $s(t)$ 'ye ve türevi $\dot{s}(t)$ 'ye dayalı olabilen uygun anahtarlama mantığına etki eder. İkinci dereceden kayan kipin yörüngesi Şekil 4. 10'da gösterilmiştir. Daha önce belirtildiği gibi, ikinci dereceden kayan kip için $s(t)$ 'nin ve türevi $\dot{s}(t)$ 'nin ölçümleri gereklidir. Süper büküm algoritması ikinci dereceden bir kayan kip olmasına rağmen, yalnızca $s(t)$ 'nin ölçülmesini gerektirir. Bu algoritmada, $s(t) = \dot{s}(t)$ 'nin gerçekleştirilmesi için $s(t)$ 'nin türevi gerekli değildir.

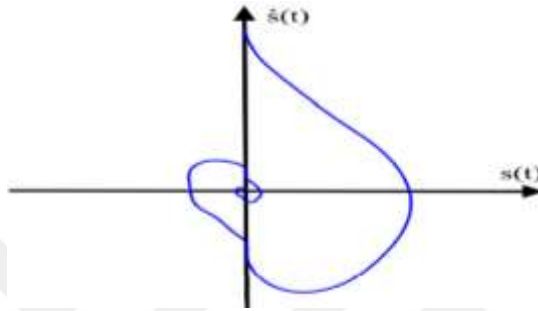
4.5.2 Süper Büküm Kontrol Algoritması

Bu kontrol algoritması ilk olarak bağıl derecesi bire eşit olan sistemler için, daha sonra da çatırtı olgusundan kaçınmak için bağıl derecesi ikiye eşit olan sistemler için geliştirilmiştir. Faz düzlemi üzerindeki yörüngeler Şekil 4. 11'de olduğu gibi orjin etrafında bir salınım ile karakterize edilir. Diğer ikinci dereceden kayan kip algoritmalarının aksine, kontrol yasası bir $u(t)$ giriş işareti için, türevi $\dot{u}(t)$ 'yi hesaba katmadan doğrudan tasarlanır. Kontrol yasası aşağıdaki denklemin çözülmesiyle hesaplanır:

$$\begin{cases} \dot{s}(t) &= -K_1 \{s(t)\}^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) + \varrho \\ \dot{\varrho} &= -K_2 \text{sign}(s(t)) \end{cases} \quad (4.58)$$

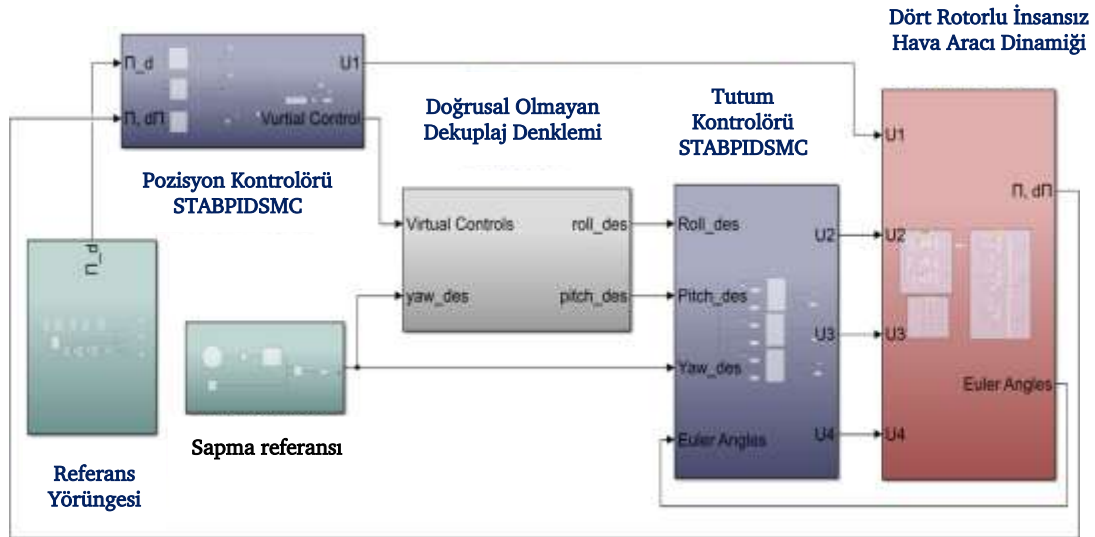
$\{s(t)\}^{\frac{1}{2}} = \text{diag}(|s|_1^{\frac{1}{2}}(t), \dots, |s|_n^{\frac{1}{2}}(t))$, ile birlikte, K_1 ve K_2 elemanları kesin pozitif

olan köşegen matrislerdir. Süper büküm algoritması, ikinci dereceden bir kayan kip olması ve kayma yüzeyinin türevinin ölçülmesini gerektirmemesi nedeniyle avantajlıdır. Bu bölümde, yüksek dereceli kayan kipi, özellikle de süper büküm algoritmasının, kontrolüne ilişkin temel kavramlar sunulmuş ve tartışılmıştır. Dört rotorlunun yönelimini ve konumunu kontrol etmek için, tümleşik yüzeyli modifiye edilmiş bir süper büküm algoritması araç sistemine uygulanmıştır. Bu kontrolör, çatırtıyı ortadan kaldıran ve kontrol etkisini azaltan sürekli bir kontrol sinyali üretebilmektedir.



Şekil 4. 11 Süper büküm algoritmasının faz planı

4.5.3 Dört Rotorlu Sistem İçin Yüksek Dereceli (ST) ABPIDSM Kontrolün Uygulanması



Şekil 4. 12 Dört rotorlu dronun STABPIDSMC genel kontrol şeması

Bu bölümde, dört rotorlunun harici bozucular altındaki yönelimi ve konumu için sonlu zamanlı süper büküm algoritmasıyla birleştirilmiş, gelişmiş bir adaptif geri adımlamalı PID kayan kipli kontrolör sunulmaktadır. Bu bölümde geliştirilen adaptif, dayanıklı, sonlu zamanlı kontrolörler, yörünge izlemeyi garanti etmek ve gerekli dört rotorlu araç yönelimini (Φ_d, Θ_d) sağlamak için oluşturulmuştur. Önerilen yöntem dış döngüyü kontrol etmek ve (v_x, v_y, v_z) sanal kontrol giriş sinyallerini elde etmek için kullanılmaktadır. Önerilen kontrol yönteminin blok şeması Şekil 4. 12'de verilmiştir.

Bu bölümde ortaya konulan başlıca yenilik, kontrol giriş değişkenleri üzerindeki çatırtı etkilerini azaltmak için süper büküm algoritması ile birleştirilmiş geri adımlama ve PID kayan kip tekniklerine dayanan sonlu zamanlı sürekli dayanıklı bir kontrolün ve neredeyse geçici rejimde parametrik belirsizlikleri telafi etmek için adaptif bir yöntemin geliştirilmesidir. Geliştirilen kontrolör Süper Bükümlü Adaptif Geri Adımlamalı PID Kayan Kipli Kontrol (Super-Twisting Adaptive Backstepping PID Sliding Mode Control (STABPIDSMC)) olarak adlandırılmıştır. Bu çalışma, yayımlanan bir konferans bildirisi olarak sunulmuş [171], ve Advances in Space Research SCI dergisinde yayımlanmıştır [172].

Önerilen kontrol yöntemi, yeni yayınlanan makalelerle karşılaştırıldı ve bu karşılaştırmanın sonuçlarına göre hangi yöntemin daha iyi performans gösterdiğini değerlendireceğiz.

"Sonlu zamanlı" teriminin doğru bir tanımı için, aşağıdaki doğrusal olmayan otonom sistem denklemi düşünülebilir. Burada $x = 0$ kökeninin bir denge noktası olduğu varsayılır:

$$\dot{x}(t) = f(t, x)x(0) = x_0, x \in \mathbb{R}^n \text{ ve } t \in \mathbb{R}_+ \quad (4.58)$$

burada x durumu (state), ve $x(0) = x_0$ başlangıç koşullarıdır (BK'ler).

Tanım. 4.5.1 [221] (Sonlu zamanda kararlılık). $f: \mathbb{R}_+ \times \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ doğrusal olmayan sürekli bir fonksiyon ise, orjin $x = 0$ 'ın $\mathcal{N} \subseteq \mathbb{R}^n$ açık komşuluğu üzerindeki tüm başlangıç koşulları (BK) için ileri zamanda tek bir çözüme sahiptir. Sonlu zamanda yakınsak olma, orjinin GAS (global asimptotik kararlı) olduğu, orjinin bir $\mathcal{D} \subseteq \mathcal{N}$

komşuluğunun ve bir $T_{st}(x_0): \mathcal{D} \setminus \{0\} \rightarrow (0, \infty)$ fonksiyonunun var olduğu anlamına gelir, öyle ki $\forall x_0 \in \mathcal{D} \subset \mathbb{R}^n$ için Denklem (4.58)'de $t \in [0, T_{st}(x_0)]$ için $x_t(x_0)$ ile x_0 ve $x_t(x_0) \in \mathcal{D} \setminus \{0\}$ başlangıç koşulları ile temsil edilen sistemin çözümü, $t > T_{st}(x_0)$ için $\lim_{t \rightarrow T_{st}(x_0)} x_t(x_0) = 0$ ve $x_t(x_0) = 0$. $\mathcal{D} = \mathcal{N} = \mathbb{R}^n$ olduğunda, açık çözüm global sonlu zamanda kararlılık olarak adlandırılır ve $T_{st}(x_0), (x_0)$ 'a referansla yerleşme süresi fonksiyonu veya zamana göre bir fonksiyon anlamına gelir.

Önerilen yeni kontrol yasası aşağıdaki gibidir:

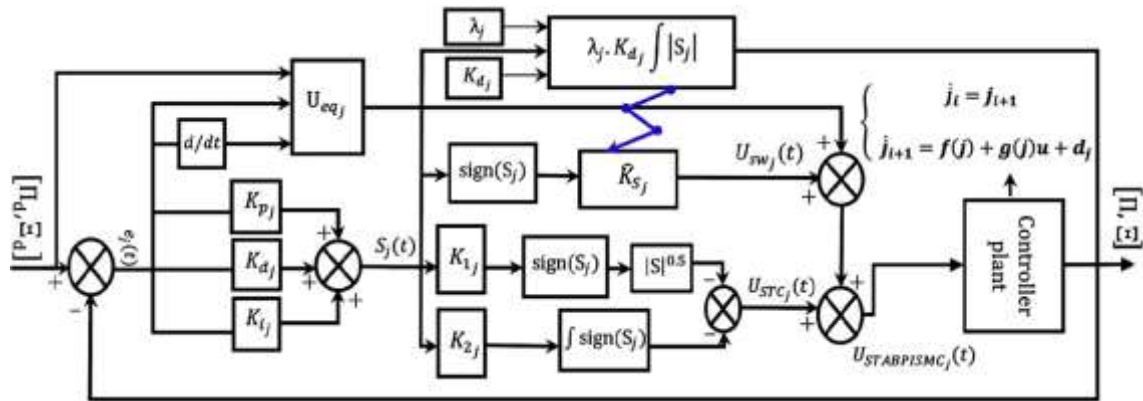
$$U = U_{ABPIDSMC} + U_{STC} \quad (4.59)$$

burada $U_{ABPIDSMC}$ bölüm 4.4'te geliştirilen kontrol yasasıdır, U_{STC} süper bükümlü kontrol yasasıdır ve aşağıdaki gibi formüle edilmektedir:

$$U_{STC_j} = -K_{1j}|S_j|^{\frac{1}{2}}\text{sign}(S_j) - K_{2j}\int \text{sign}(S_j)d\tau \quad (4.60)$$

burada K_{1j} ve K_{2j} sıfırdan farklı pozitif sabitlerdir ve şu şekilde seçilmişlerdir: $K_{2j} > D_j$ ve $K_{1j}^2 > 4K_{2j}$ (bkz. Teorem 4.5.3).

Şekil 4. 13, dört rotorlu araç için önerilen STABPIDSMC'nin blok diyagramını göstermektedir. Sonuç olarak, yeni sanal kontrol yasaları aşağıdaki denklemlerle verilmektedir.



Şekil 4. 13 STABPIDSMC kontrolörünün blok diyagramı

$$\begin{aligned}
v_x &= \left[m^{-1} k_{dx} \dot{x} + \ddot{x}_d - (K_{dx})^{-1} (a_x + K_{i_x}) e_x - (K_{dx})^{-1} K_{p_x} \dot{e}_x \right. \\
&\quad \left. - \hat{K}_{S_x} \tanh(\mathbf{S}_x) - K_{1_x} |S_x|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_x) - K_{2_x} \int \text{sign}(S_x) d\tau \right] \\
v_y &= \left[m^{-1} k_{dy} \dot{y} + \ddot{y}_d - (K_{dy})^{-1} (a_y + K_{i_y}) e_y - (K_{dy})^{-1} K_{p_y} \dot{e}_y \right. \\
&\quad \left. - \hat{K}_{S_y} \tanh(\mathbf{S}_y) - K_{1_y} |S_y|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_y) - K_{2_x} \int \text{sign}(S_x) d\tau \right] \\
v_z &= \left[m^{-1} k_{dz} \dot{z} + \ddot{z}_d - (K_{dz})^{-1} (a_z + K_{i_z}) e_z - (K_{dz})^{-1} K_{p_z} \dot{e}_z \right. \\
&\quad \left. - \hat{K}_{S_z} \tanh(\mathbf{S}_z) - K_{1_z} |S_z|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_z) - K_{2_x} \int \text{sign}(S_x) d\tau \right]
\end{aligned} \tag{4.61}$$

Yönelim döngüsünün yeni kontrol sinyalleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
u_\phi &= I_x \left[-\mathfrak{N}_{1_x} \mathfrak{N}_x \dot{\theta} \dot{\psi} + \kappa_x \dot{\theta} J_r \varpi + \mathfrak{N}_x k_{d\phi} \dot{\phi}^2 + \ddot{\phi}_d \right. \\
&\quad \left. - (K_{d\phi})^{-1} \left((a_\phi + K_{i_\phi}) e_\phi + K_{p_\phi} \dot{e}_\phi \right) - \hat{K}_{S_\phi} \tanh(\mathbf{S}_\phi) \right. \\
&\quad \left. - K_{1_\phi} |S_\phi|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_\phi) - K_{2_\phi} \int \text{sign}(S_\phi) d\tau \right] \\
u_\theta &= I_y \left[-\mathfrak{N}_{1_y} \mathfrak{N}_y \dot{\phi} \dot{\psi} - \mathfrak{N}_y \dot{\phi} J_r \varpi + \mathfrak{N}_y k_{d\theta} \dot{\theta}^2 + \ddot{\theta}_d \right. \\
&\quad \left. - (K_{d\theta})^{-1} \left((a_\theta + K_{i_\theta}) e_\theta + K_{p_\theta} \dot{e}_\theta \right) - \hat{K}_{S_\theta} \tanh(\mathbf{S}_\theta) \right. \\
&\quad \left. - K_{1_\theta} |S_\theta|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_\theta) - K_{2_\theta} \int \text{sign}(S_\theta) d\tau \right] \\
u_\psi &= I_z \left[-\mathfrak{N}_{1_z} \mathfrak{N}_z \dot{\phi} \dot{\theta} + \mathfrak{N}_z k_{d\psi} \dot{\psi}^2 + \ddot{\psi}_d \right. \\
&\quad \left. - (K_{d\psi})^{-1} \left((a_\psi + K_{i_\psi}) e_\psi + K_{p_\psi} \dot{e}_\psi \right) - \hat{K}_{S_\psi} \tanh(\mathbf{S}_\psi) \right. \\
&\quad \left. - K_{1_\psi} |S_\psi|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_\psi) - K_{2_\psi} \int \text{sign}(S_\psi) d\tau \right]
\end{aligned} \tag{4.62}$$

Bizim durumumuzda, Denklem (4.61) ve Denklem (4.62)'de önerilen kontrol sisteminin sonlu zamanlı kararlılığını incelemek için aşağıdaki Lyapunov fonksiyonunu dikkate alıyoruz:

$$V_{4j} = V_{3j} + V_{ST} \tag{4.63}$$

Denklem (4.63)'ün zamana göre birinci türevi:

$$\dot{V}_{4j} = \dot{V}_{3j} + \dot{V}_{ST} \tag{4.64}$$

Bölüm 4.4'te $\dot{V}_{3j}$ 'nin negatif olduğu ispatlanmıştı. $\dot{V}_{ST}(S_j)$ 'nin negatif olduğunu ispatlamak için standart süper büküm algoritmasını kullanıyoruz [222].

$$\begin{aligned}\dot{S}_{1j} &= -K_{1j}|S_j|^{\frac{1}{2}}\text{sign}(S_{1j}) + S_{2j} \\ \dot{S}_{2j} &= -K_{2j}\text{sign}(S_{1j}) + \rho_j\end{aligned}\quad (4.65)$$

burada $S_{1j} \in \mathbb{R}$, $S_{2j} \in \mathbb{R}$, ve ρ_j pertürbasyonunun tekdüze sınırlı olduğu varsayılmaktadır, öyle ki tüm t ve x için, $x = [\Pi, \Xi]$ iken, $|\rho_j| \leq \mathcal{D}_j$ 'yi sağlar.

Süper büküm algoritmasının kararlılığını ve sonlu zamanlı yakınsamasını analiz etmek için aşağıdaki Denklem (4.66)'da, [219]'da sunulan aday Lyapunov fonksiyonunu kullanıyoruz.

$$V_{ST}(S_j) = Y_j^T H_j Y_j \quad (4.66)$$

burada $Y_j^T = [|S_{1j}|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(S_{1j}), S_{2j}]$ ve H özel simetrik ve kesin pozitif bir matristir.

Teorem 4.5.2: Önerilen Lyapunov fonksiyonu $S_{1j} = 0$ durumu dışında sürekli ve türevlenebilirdir. K_{1j}, K_{2j} pozitif olduğu için, $V_{ST}(S_j)$ 'nin türevi $S_{1j} \neq 0$ iken kesin negatiftir. Bununla birlikte, sistem (4.65)'in çözümü $S_{1j} = S_{2j} = 0$ denge noktasına ulaşmadan önce $S_{2j} \neq 0$ iken $S_{1j} = 0$ doğrusunu kat eder.

İspat: Denklem (4.65)'te simetrik ve kesin pozitif bir matris ($H_j = H_j^T > 0$) ve $\epsilon > 0$ olduğunu varsayıyoruz, böylece dayanıklı kararlılık analizi aşağıdaki Doğrusal Matris Eşitsizliği kullanılarak gerçekleştirilebilir.

$$\begin{bmatrix} A_j^T H_j + H_j A_j + \epsilon H_j + \mathcal{D}_j^2 C_j^T C_j & H_j B_j \\ B_j^T H_j & -1 \end{bmatrix} \leq 0 \quad (4.67)$$

burada,

$$A_j = \begin{bmatrix} -(0.5)K_{1j} & (0.5) \\ -K_{2j} & 0 \end{bmatrix}, C_j = [1 \quad 0], B_j = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

Denklem (4.65)'teki sistem için güçlü Lyapunov fonksiyonu, kesin pozitif ama radyal olarak sınırsız olan Denklem (4.66)'daki biçimde ele alındığında aşağıdaki eşitsizlik elde edilir (bkz. [222]).

$$\Lambda_{j_{min}}(H_j) \|Y_j\|^2 \leq V_{ST} \leq \Lambda_{j_{max}}(H_j) \|Y_j\|^2 \quad (4.68)$$

burada $\|Y_j\|_2^2 = |S_{1j}| + S_{2j}^2$, Y_j 'nin Öklid normunu, $\Lambda_{j\min}$ ve $\Lambda_{j\max}$ ise sırasıyla H_j matrisinin minimum ve maksimum özdeğerlerini temsil etmektedir.

Denklem (4.65)'teki sistemi Y_j vektörünü kullanarak aşağıdaki gibi yeniden yazabiliriz:

$$\dot{Y}_{1j} = \frac{1}{|Y_{1j}|} (A_j Y_j + B_j \tilde{\rho}_j(t)) \quad (4.69)$$

burada dönüştürülmüş pertürbasyon $\tilde{\rho}_j(t, Y_j) = |Y_{1j}| \rho_j(t, S_j)$, $|\tilde{\rho}_j(t, Y_j)| \leq \mathcal{D}_j |Y_{1j}|$ 'yi sağlar. Sonuç olarak, $\omega_j(\tilde{\rho}_j, Y_j) = -\tilde{\rho}_j^2(t, Y_j) + \mathcal{D}_j^2 Y_{1j}^2 \geq 0$.

$\dot{V}_{ST}$ 'nin zamana göre birinci türevi Denklem (4.70)'deki diferansiyel eşitsizliği sağlar.

$$\begin{aligned} \dot{V}_{ST} &= \frac{1}{|Y_{1j}|} [Y_j \tilde{\rho}_j]^T \begin{bmatrix} A_j^T H_j + H_j A_j & H_j B_j \\ B_j^T H_j & 0 \end{bmatrix} [Y_j \tilde{\rho}_j] \\ &\leq \frac{1}{|Y_{1j}|} \left\{ [Y_j \tilde{\rho}_j]^T \begin{bmatrix} A_j^T H_j + H_j A_j & H_j B_j \\ B_j^T H_j & 0 \end{bmatrix} [Y_j \tilde{\rho}_j] + \omega(\tilde{\rho}_j, Y_j) \right\} \\ &\leq \frac{1}{|Y_{1j}|} [Y_j \tilde{\rho}_j]^T \begin{bmatrix} A_j^T H_j + H_j A_j + \mathcal{D}_j^2 C_j^T C_j & H_j B_j \\ B_j^T H_j & -1 \end{bmatrix} [Y_j \tilde{\rho}_j] \\ &\leq \frac{1}{|Y_{1j}|} [Y_j \tilde{\rho}_j]^T \begin{bmatrix} A_j^T H_j + H_j A_j + \epsilon H_j - \epsilon H_j + \mathcal{D}_j^2 C_j^T C_j & H_j B_j \\ B_j^T H_j & -1 \end{bmatrix} [Y_j \tilde{\rho}_j] \\ &\leq -\frac{\epsilon}{|Y_{1j}|} Y_j^T H_j Y_j \end{aligned} \quad (4.70)$$

Böylece:

$$\dot{V}_{ST}(S_j) \leq -\frac{\epsilon}{|Y_{1j}|} Y_j^T H_j Y_j = -\frac{\epsilon}{|Y_{1j}|} V_{ST}(S_j) \quad (4.71)$$

Denklem (4.68)'den aşağıdaki eşitsizliğe ulaşıyoruz:

$$|Y_{1j}| \leq \|Y_j\|_2 \leq \frac{V_{ST}^{1/2}(Y_j)}{\Lambda_{\min}^{1/2}\{H_j\}} \quad (4.72)$$

Buna göre $\dot{V}_{ST}$ 'nin aşağıdaki koşulu sağladığı sonucuna varabiliriz:

$$\dot{V}_{ST} \leq -\alpha V_{ST}^{1/2}(\Upsilon_j) \quad (4.73)$$

burada,

$$\alpha_j = \epsilon \Lambda_{\min}^{1/2}\{H_j\} \quad (4.74)$$

Teorem. 4.5.3: Süper bükümlü kontrol parametreleri K_{1j} ve K_{2j} sıfırdan farklı pozitif sabitlerdir ve $K_{2j} > \mathcal{D}_j$ ve $K_{1j}^2 > 4K_{2j}$ olarak seçilmişlerdir.

İspat: K_{1j} ve K_{2j} pozitif kazançlar olduğu için, Denklem (4.67)'deki (A_j, B_j, C_j) sistemi gözlemlenebilir ve kontrol edilebilirdir; dolayısıyla, [177]'de verilen daire kriterlerini kullanmak yerine, K_{1j} ve K_{2j} kazançlarına ilişkin koşulu, [223]'te verilen ve Denklem (4.67)'deki Doğrusal Matris Eşitsizliğinin, ancak ve ancak $P_j(s) = \mathcal{D}_j C_j (sI - A_j)^{-1} B_j$ ile tanımlanan doğrusal sistemin genişlemeyen olması durumunda sağlandığını gösteren sınırlı-gerçel lemmayı kullanarak elde edebiliriz. Bu, şu anlama gelir:

$$\max_{\omega} |P_j(j\omega)| < 1 \quad (4.75)$$

Böylece, aşağıdaki koşul ortaya çıkmaktadır:

$$\max_{\omega} |G_j(j\omega)| < \frac{1}{\mathcal{D}_j} \quad (4.76)$$

burada,

$$G_j(s) = C_j (sI - A_j)^{-1} B_j = \frac{\frac{1}{2}}{s^2 + \frac{1}{2} K_{1j} s + \frac{1}{2} K_{2j}} \quad (4.77)$$

Yukarıdaki eşitsizlik, kazanç değerleri tarafından sağlanması gereken iki koşulla sonuçlanır. Bunlardan birini aşağıdaki şekilde seçerek:

$$\max_{\omega} |G(j\omega)| = \frac{1}{K_{2j}} \quad \text{eğer } K_{1j}^2 > 4K_{2j} \quad (4.78)$$

K_{1j} ve K_{2j} kazançları için koşulları aşağıdaki gibi belirleyebiliriz:

$$\begin{aligned} K_{2j} &> \mathcal{D}_j \\ K_{1j}^2 &> 4K_{2j} \end{aligned} \quad (4.79)$$

Yukarıdaki sonuç, $S_j = [S_{1j}, S_{2j}]^T$ vektörünün sıfıra yakınsayarak (T_{st}) sınırlı, sonlu yerleşme süresinde orjine ulaşmasını garanti eder. Denklem (4.73)'teki diferansiyeli çözerek yerleşme süresi formülünü türetmek mümkündür:

$$T_{st} = \frac{2V_{ST}^{1/2}(Y_j(0))}{\alpha_j} \quad (4.80)$$

burada α_j Denklem (4.74)'te verilmiştir ve $Y_j(0)$, Y_j 'nin başlangıç değeridir. Bu durumda, Denklem (4.65)'teki sistemdeki tüm yörüngeler tüm pertürbasyonlar için sınırlı sürede orjine yakınsamaktadır.

Son olarak, Denklem (4.73) ve (4.55)'ten şunu yazabiliriz:

$$\dot{V}_{4j} = \dot{V}_{3j} + \dot{V}_{ST}(S_j) \leq 0 \quad (4.81)$$

Bölüm 4.4'teki $\dot{V}_{3j}$ ve bölüm 4.5'teki $\dot{V}_{ST}(S_j)$ negatif olduğundan, geliştirilen STABPIDSMC kontrolörü sistemin kararlılığını sağlar ve izleme hatalarının sonlu zamanda sıfıra yakınsamasını garanti eder.

4.6 Sonuçlar Ve Tartışma

Çalışmanın bu bölümünde, önerilen kontrol yasalarının etkinliğini göstermek için 2. Bölüm'de tanımlanan sistemin matematiksel modelini kullanarak farklı koşullar altında bir dizi sayısal simülasyon gerçekleştirdik; bunlar Gauss rasgele bozucularla parametre belirsizliklerinin ve sabit ve zamana göre değişen harici bozucuların olduğu farklı senaryolardır.

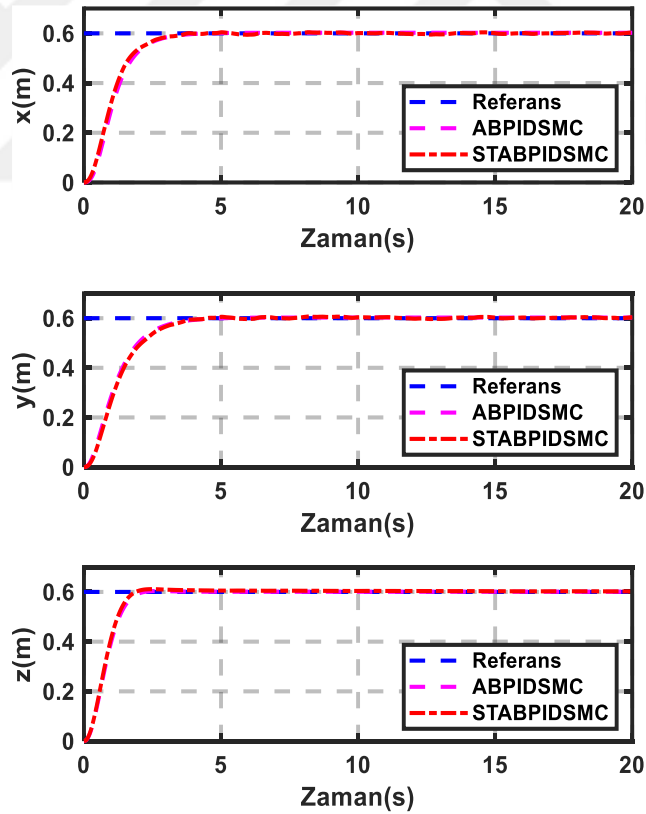
Simülasyon sonuçları, geliştirilen (STABPIDSMC) kontrolörün, Bölüm 4.4'te tasarlanan (ABPIDSMC) kontrolörün yanı sıra, M. Labbadi'nin makalesinde tanımlanan STISMC kontrolöründen daha iyi performans gösterdiğini ortaya koymaktadır [168].

Ek B'deki Tablo B. 1, bu çalışmadaki simülasyonlarda kullanılan dört rotorlu dinamik parametrelerinin değerlerini göstermektedir. İlk senaryonun sonuçlarına geçmeden önce, istenen basamak tepkisi konum sonuçlarıyla başlayalım. Aracın başlangıç koşulu olarak $[0, 0, 0]$ (m) alıyoruz; $[x, y, z]^T = [0.6, 0.6, 0.6]^T$ ise $T_f = 20s$ simülasyon zamanında istenen referanslardır.

Şekil 4. 14'te elde edilen sonuçlar, STABPIDSMC'nin, süper büküm tekniğinin dahil edilmesi nedeniyle, ABPIDSMC'den yükselme süresi, tepe zamanı ve kararlı hal hatası bakımından daha iyi performans gösterdiğini ortaya koymaktadır. Elde edilen basamak tepkisinin yükselme süresi, tepe zamanı, yerleşme süresi ve üstten aşma karakteristikleri Tablo 4. 4'de gösterilmiştir.

Tablo 4. 4 Adım-yanıtı karakteristikleri

Değişken	ABPIDSMC			STABPIDSMC		
	x	y	z	x	y	z
Yerleşme zamanı (s)	3.30	3.77	1.90	3.00	3.53	1.75
Tepe zamanı (s)	11.32	11.13	2.66	6.67	7.23	2.48
Aşım (%)	0.04	0.03	0.50	0.14	0.3	1.44
Yükselme zamanı (s)	1.71	2.05	1.17	1.57	1.97	1.11



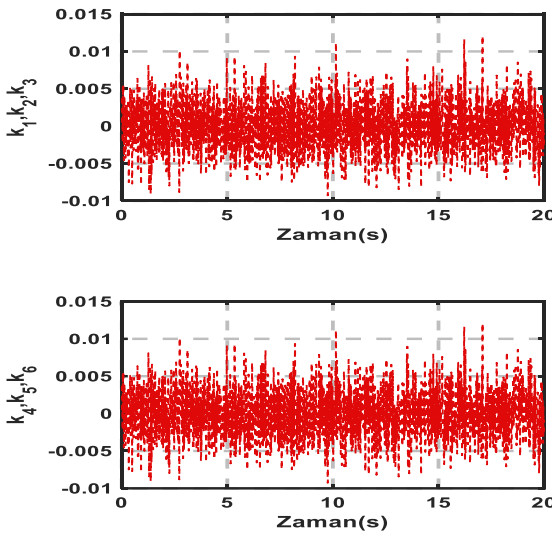
Şekil 4. 14 Dört rotorlunun adım yanıtları, geliştirilen ABPIDSMC ve STABPIDSMC kontrolcülerinin kullanımıyla.

4.6.1 Senaryo 1 Dayanıklılık Analizi (Parametrik Belirsizlikler)

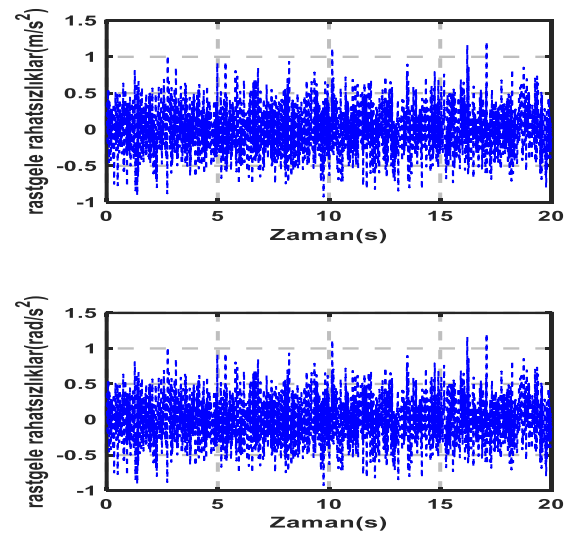
Önerilen kontrolörün dayanıklılığını değerlendirmek için, bu senaryoda dönme ve ötelenme alt sistemlerinin sürüklenme ve sürtünme aerodinamik katsayılarının değişimi Şekil 4. 15'te gösterildiği gibi Gauss rasgele biçimiyle gerçekleştirilmiştir.

Bu senaryoda, $t = 10s$ 'de tüm m kütesine ve dört rotorlu aracın I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} eylemsizlik momentlerinin nominal değerlerine sırasıyla $+ \%30$ ve $+ \%50$ parametre belirsizlikleri dahil edilmiştir. Başlangıç koşulu olarak $[0, 0, 0]$ (m) alıyoruz; $[x, y, z]^T = [1.8, 1.2, 1.5]^T$, $\psi_d = 0.5 \text{ rad}$ ise istenen konum referanslarıdır. Senaryo 1'de, tüm sonuçlar Şekil 4. 16'da gösterildiği gibi dört rotorlu araç dinamiğine etki eden Gauss rasgele bozucularla gerçekleştirilmiştir.

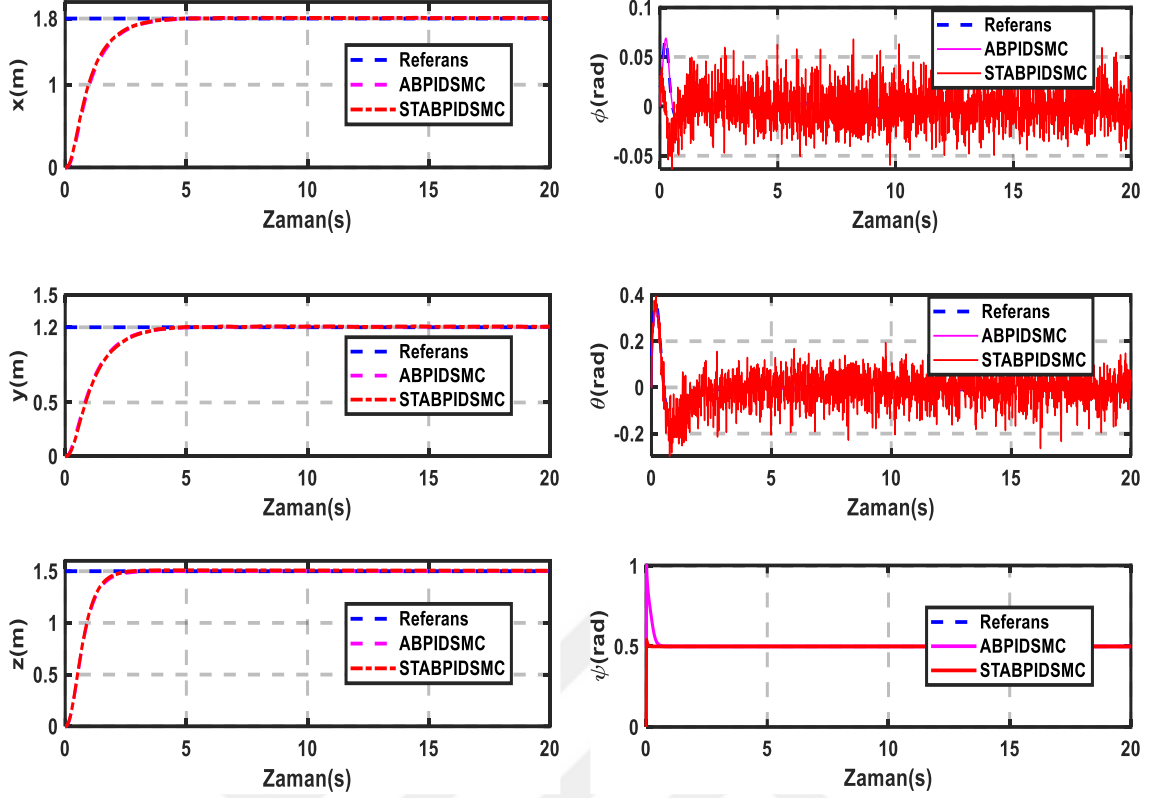
Şekil 4. 17(a,b)'de elde edilen sonuçlar, tasarlanan (STABPIDSMC) kontrolörün model parametre belirsizliklerinin yanı sıra, sürüklenme ve sürtünme aerodinamik katsayılarındaki bozucuların varlığında bile yörünge izlemede etkili olduğunu doğrulamaktadır. Ayrıca, önerilen kontrolör konum izleme hataları bakımından üstün performans göstermektedir.



Şekil 4. 15 Taklit edilmiş sürüklenme ve aerodinamik katsayıları



Şekil 4. 16 Gauss rasgele bozucuları



a) Dört rotorlunun konumu
(x, y, z)

b) Dört rotorlunun yönelimi (ϕ, θ, ψ)

Şekil 4. 17 Senaryo 1: (ABPIDSMC, STABPIDSMC) sistem zaman tepkileri

4.6.2 Senaryo 2 Dayanıklılık Analizi (Sabit Bozucular)

Bu senaryoda, önerilen (STABPIDSMC) kontrolörün performans parametrelerinin harici bozucuların varlığında da korunup korunmadığını araştırıyoruz. Karşılaştırma prosedürünü uygun şekilde gerçekleştirmek için M. Labbadi'nin makalesindeki sabit parametrelerin aynısını kullandık [168].

Harici pertürbasyonlar için sabitler şunlardır: $t = 5$ s'de $d_x = 1$ N; $t = 15$ s'de $d_y = 1$ N; $t = 25$ s'de $d_z = 1$ N; $t = 10$ s'de $d_\phi = 1$ N/(kg m); $t = 20$ s'de $d_\theta = 1$ N/(kg m); $t = 30$ s'de $d_\psi = 1$ N/(kg m). Aracın başlangıç koşulları olarak $[0, 0, 0](m)$ ve $[0, 0, 0, 5](rad)$ alıyoruz. Bu senaryodaki referans yörünge Tablo 4. 5'te gösterildiği gibi çeşitli türde segmentlerden oluşmaktadır.

Tablo 4. 5 Referans yörünge

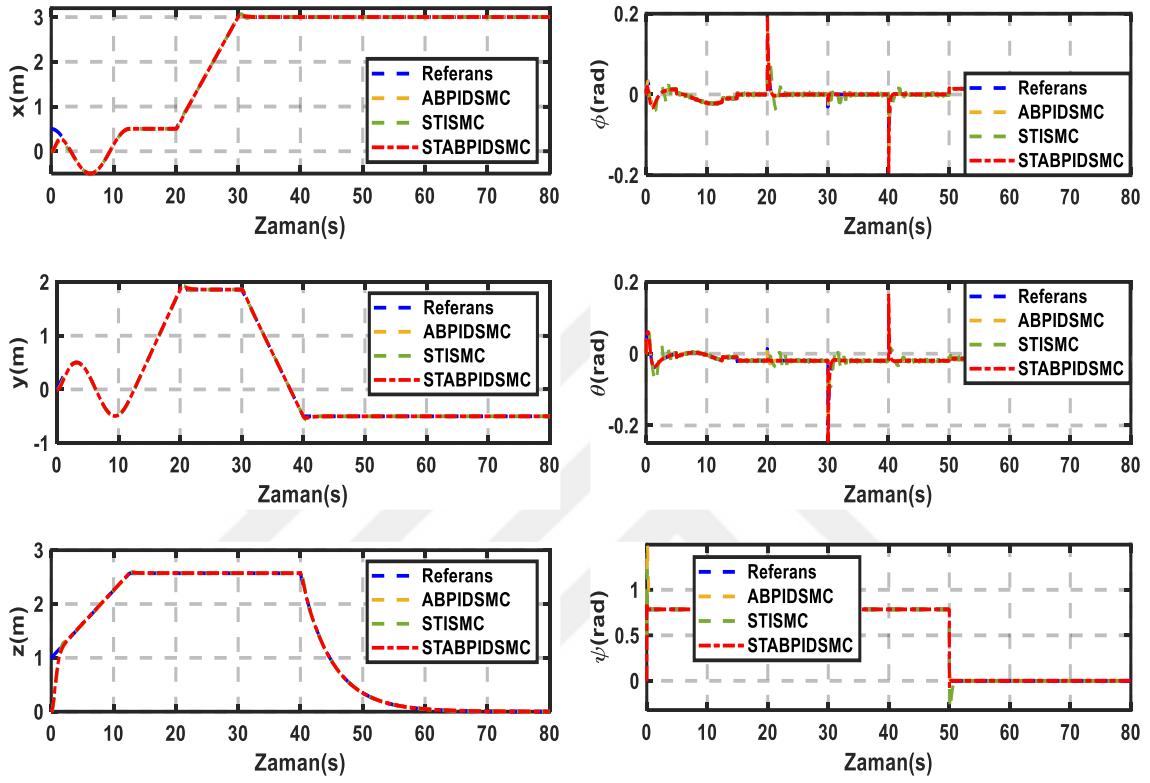
Zaman (s)	$x_d(m)$	$y_d(m)$	$z_d(m)$	$\psi_d(\text{rad})$
$0 - 4\pi$	$0.5\cos(0.5t)$	$0.5\sin(0.5t)$	$0.125t + 1$	$\pi/4$
$4\pi - 20$	0.5	$0.25t - \pi$	$0.5\pi + 1$	$\pi/4$
$20 - 30$	$0.25t - 4.5$	$5 - \pi$	$0.5\pi + 1$	$\pi/4$
$30 - 40$	3	$-0.236t + 8.94$	$0.5\pi + 1$	$\pi/4$
$40 - 50$	3	-0.5	$e^{-0.2t+8.9}$	$\pi/4$
$50 - 80$	3	-0.5	$e^{-0.2t+8.9}$	0

Şekil 4. 18, Şekil 4. 20 ve Şekil 4. 21'deki simülasyon sonuçları, önerilen (STABPIDSMC) kontrol yaklaşımının dört rotorlu sistem sürekli bozuculara ve planlanan uçuş yörüngesinde ani değişikliklere maruz kaldığında güçlü bir yol izleme ve hızlı takip performansı sağladığını göstermektedir. Şekil 4. 18 (a) sistemin istenen konum yörüngesini izleme performansını göstermektedir.

Görüldüğü üzere, STABPIDSMC yaklaşımı yörüngeyi yüksek doğrulukla izlerken kayan kipli kontrolün çatırtı sorununu da ortadan kaldırmaktadır. Ayrıca, yönelim performansı Şekil 4. 18 (b)'de gösterilmektedir. Sapma açısı yukarıdaki tabloda yer alan referans değerlerini izlemektedir, yalpa ve yunuslama açıları ise Denklem (2.59)'da yer alan doğrusal olmayan bağlaşım önleme denklemleri ile hesaplanan istenen değerleri sonlu zamanda izlemektedir. Euler açılarının (ϕ ve θ) doğrudan kontrol edilmemesine karşın, Şekil 4. 20'de gösterilen 3B yörünge izleme sonuçları STABPIDSMC kontrol algoritmasının dört rotorlunun ilk başta referanstan uzak olsa bile başlangıç konumundan itibaren hedef yörüngeyi izlemesini sağladığını göstermektedir.

Şekil 4. 19 toplam itki u_m ve üç dönme torkunu (u_ϕ, u_θ, u_ψ) göstermektedir. Bu dört düzgün kontrol giriş işareti daha düşük değerlere sahiptir ve çatırtı sorunuyla karşılaşmadıkları gibi, genlikleri de fiziksel olarak uygulanabilir. ABPIDSMC yaklaşımı, bu çalışmada sunulan STABPIDSMC yöntemi tarafından üretilenlerle karşılaştırılabilir kontrol giriş işaretleri üretmektedir.

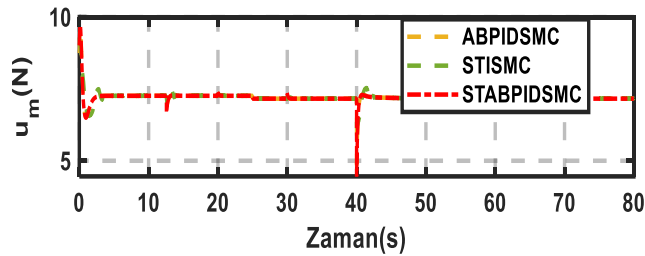
STABPIDSMC'nin adaptif anahtarlama kontrol kazançları ($\hat{K}_{S_j}$) Şekil 4. 21'de gösterilmiştir. Bu kontrol kazançları, konum ve yönelim referanslarının hassas bir şekilde izlenmesini sağlar. Süreksiz anahtarlama kontrol eyleminin neden olduğu çatırtı olgusu, kontrol parametrelerinin kestirilmesiyle en aza indirilerek daha iyi sistem performansı elde edilir.

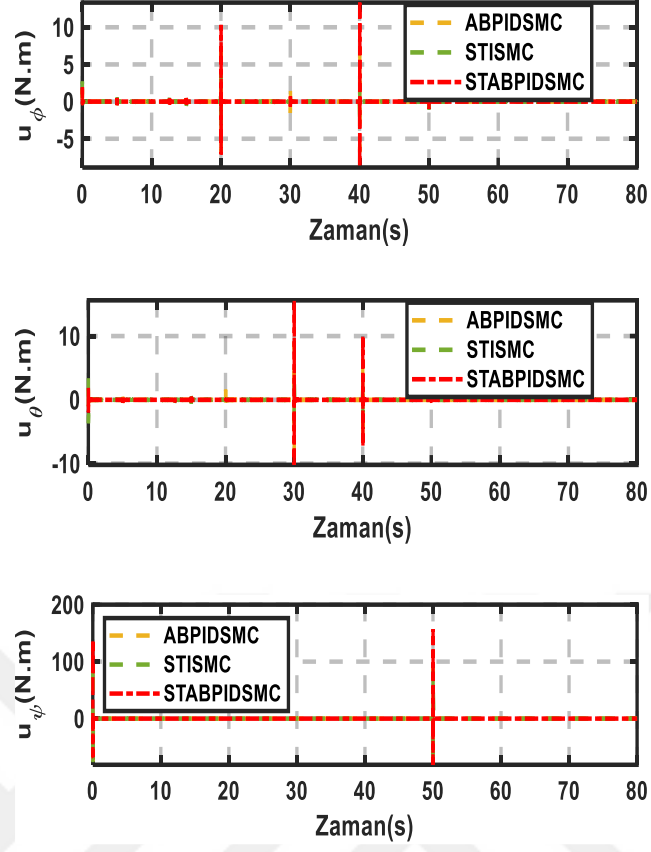


a) Dört rotorlunun konumu
(x, y, z)

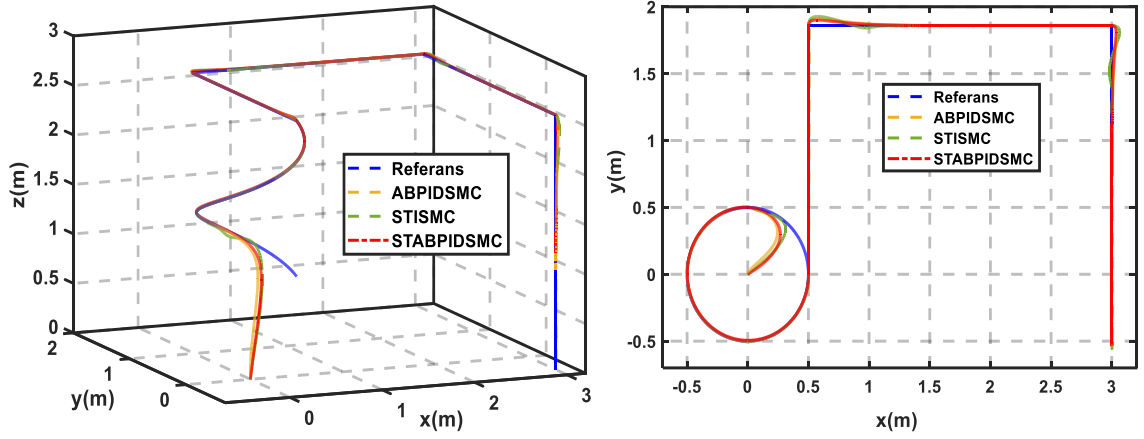
b) Dört rotorlunun yönelimi (ϕ, θ, ψ)

Şekil 4. 18 Senaryo 2: (ABPIDSMC, STISM ve STABPIDSMC) sistem zaman tepkileri

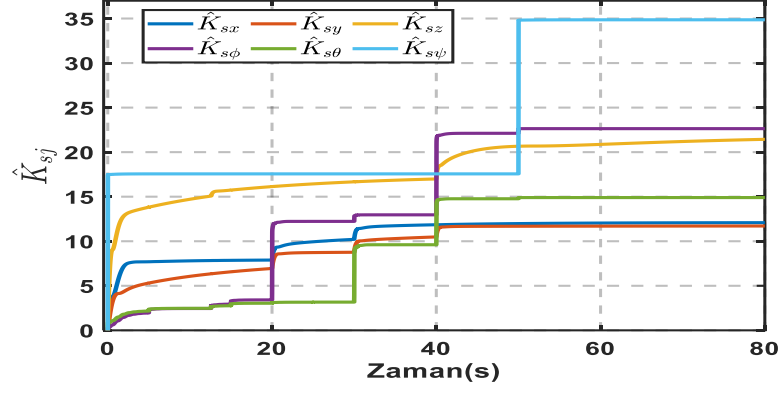




Şekil 4. 19 Senaryo 2: ABPIDSMC, STISM ve STABPIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri



Şekil 4. 20 Senaryo 2: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme



Şekil 4. 21 Senaryo 2: STABPIDSMC'ün kestirimli kontrol parametreleri

4.6.3 Senaryo 3 Dayanıklılık Analizi (Zamana Göre Değişen Bozucular)

Senaryo 2'de harici bozucuların sabit olduğu varsayılmıştı. Bu bölümde ise, $[\emptyset, \theta, \psi, x, y \text{ ve } z]$ 'de rüzgar hamlesi gibi harici nedenlerden kaynaklanan zamana göre değişen bozucuları dikkate alan ikinci bir grup simülasyon sunuyoruz. Dört rotorlu sisteme uygulanan bozucuların ifadeleri şu şekildedir: $d_j = 0,5\cos(t)$. Aracın başlangıç koşulları olarak $[1, 0.5, 0.5]$ (m) ve $[0, 0, 0.5]$ (rad) alıyoruz.

Bu senaryonun simülasyonlarında kullanılan referans yörünge aşağıdaki denklemlerle belirlenmektedir:

$$\begin{aligned} x_d &= 1 + \cos(t)(m), & y_d &= 1 + \sin(t)(m) \\ z_d &= 1 + 0.5t(m), & \psi_d &= \sin(0.5t)(\text{rad}) \end{aligned} \quad (4.82)$$

Önerilen kontrolörün süper büküm algoritmali ve algoritmasız performanslarının yanı sıra, STISMC kontrolörünün performansı Şekil 4. 22 - Şekil 4. 25'te karşılaştırılmıştır. Önerilen kontrolör, istenen yörüngeyi izleme ve tepki süresi bakımından M. Labbadi'nin ortaya koyduğu STISMC'den daha iyi performans göstermektedir [168].

Şekil 4. 22(a) STABPIDSMC yaklaşımının konum kontrol performansını sergilemekte ve dört rotorlunun istenen yörüngeye sonlu bir süre içinde yönlendirilebildiğini göstermektedir.

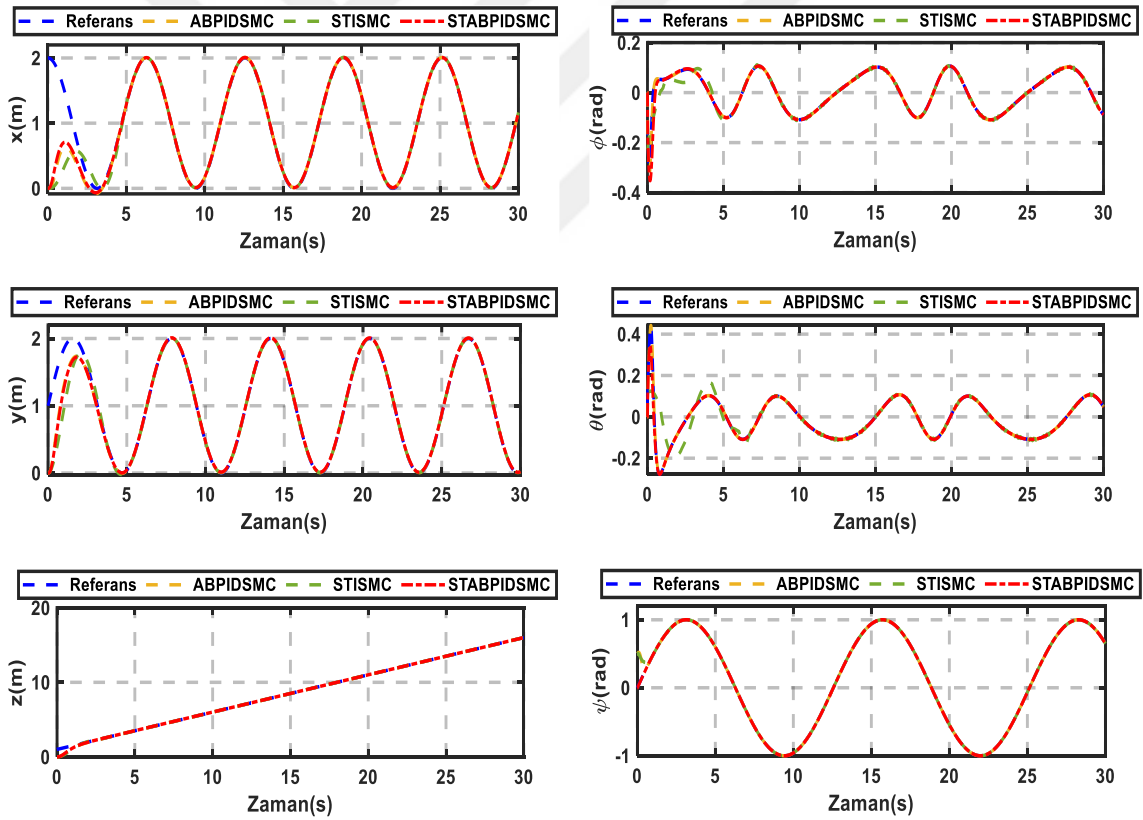
Şekil 4. 22 (b)'de yönelim yanıtları gösterilmektedir. Sapma açısı istenen sinüzoidal planlı dalgayı doğru bir şekilde izlerken, yalpa ve yunuslama açıları

(Φ, Θ) herhangi bir değışiklik olsa bile referans değeri izlemektedir.

Şekil 4. 23'te dört rotorlu sistemin dört kontrol giriş işareti gösterilmektedir. STISMCM ve ABPIDSMCM yaklaşımlarına kıyasla, STABPIDSMCM kontrol giriş işaretleri daha düzgündür ve daha iyi kaliteye sahiptir.

Şekil 4. 24'te gösterilen yörünge izleme sonuçları, harici bozucuların varlığında STABPIDSMCM'nin her zaman üstün dögüsel yol izlemeyi garanti ettiğini ortaya koymaktadır.

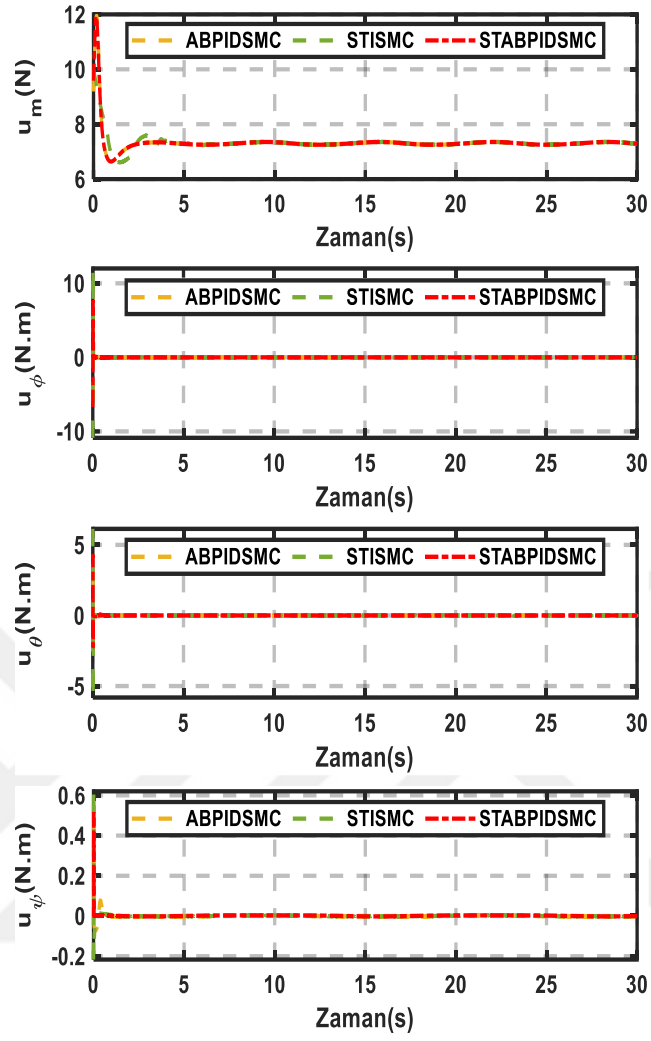
Daha iyi sistem performansı sağlamak ve bozucular ve sistem belirsizlikleri ortaya çıktığında çatırtı olgusunu azaltmak için, anahtarlama kontrol parametresi $\hat{K}_{sj}$ 'yi kestirmek için adaptif bir strateji geliştirdik. STABPIDSMCM parametrelerinin kestirimi Şekil 4. 25'te gösterilmektedir.



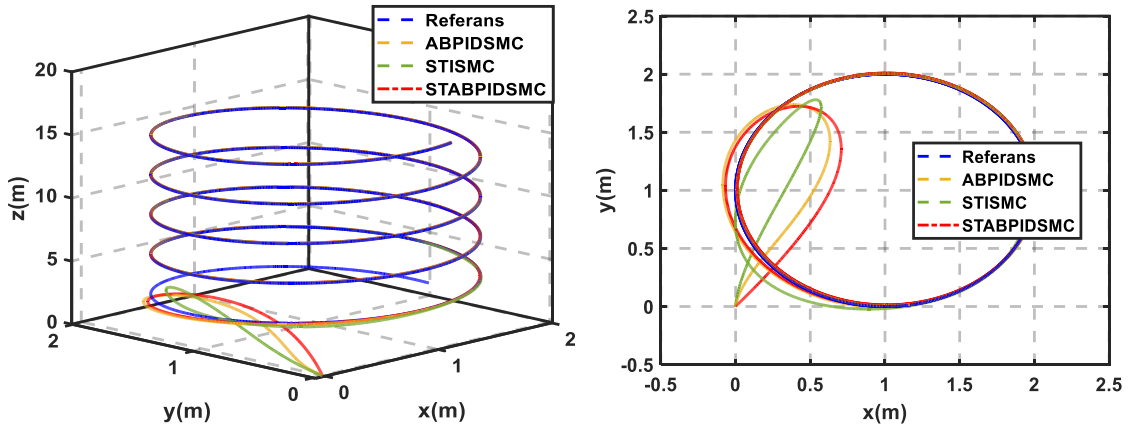
a) Dört rotorlunun konumu
(x, y, z)

b) Dört rotorlunun yönelimi (ϕ, θ, ψ)

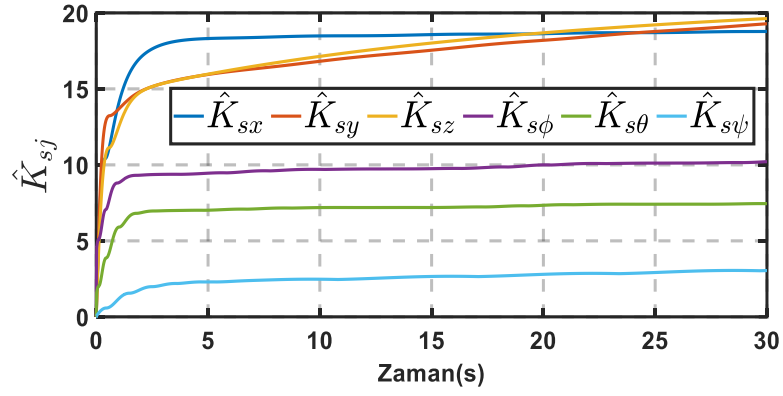
Şekil 4. 22 Senaryo 3: (ABPIDSMCM, STISMCM ve STABPIDSMCM) sistem zaman tepkileri



Şekil 4. 23 Senaryo 3: ABPIDSMC, STISM ve STABPIDSMC kontrolörleri kontrol giriş işaretleri



Şekil 4. 24 Senaryo 3: Dört rotorlu dron 3B yörünge izleme



Şekil 4. 25 Senaryo 3: STABPIDSMC'nin kestirimli kontrol parametreleri

4.6.4 Karşılaştırmalı Analiz

Önerilen STABPIDSMC'yi STISMC ve ABPIDSMC teknikleriyle karşılaştırmak zordur çünkü senaryo 2 ve 3'te gösterilen eğrilerden bazıları bu stratejiler arasındaki farkları yeterince göstermemektedir. Dolayısıyla, bu kontrolörler arasındaki farkları vurgulama amaçlı karşılaştırma çalışması, mutlak hatanın integrali $(IAE = \int_0^{T_f} |e(t)|dt)$ ve Denklem (4.83)'te verilen kontrol giriş işaretleri u_i 'nin türevlerinin mutlak değerlerinin integralinin (IADU) performansları kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Tablo 4. 6, önerilen STABPIDSMC stratejisinin diğer stratejilerden (ABPIDSMC, STISMC) daha iyi performans gösterdiğini ve ikinci ve üçüncü senaryolarda en küçük mutlak hata integrali (IAE) indeksine sahip olarak üstün performans gösterdiğini ve hassaslık bakımından daha iyi bir dinamik sergilediğini ortaya koymaktadır.

Örnek olarak, Senaryo 2'de genel IAE indeksi, önerilen STABPIDSMC ile ($IAE = 2,3226$), ABPIDSMC ile ($IAE = 2,3707$) ve STISMC ile ($IAE = 2,4570$) olarak elde edilmiştir. Senaryo 3 için, önerilen STABPIDSMC'nin enerji harcaması ($IAE = 3,4514$) ABPIDSMC ($IAE = 3,5718$) ve STISMC'ye ($IAE = 3,7594$) göre daha azdır. Söz konusu sayısal sonuçlar, geliştirilen STABPIDSMC ile sistemin dinamik tepkilerinin düzgün, salınımsız, daha az kararlı hal hatasına sahip olduğunu ve sonlu zamanda yakınsadığını açıkça ortaya koymaktadır. Tablo

4. 6'da gösterilen sayısal analizden STABPIDSMC tekniğinin parametrik belirsizliklere ve zamana göre değişen bozuculara karşı üstün bir dayanıklılık sağladığı sonucuna varabiliriz.

Tablo 4. 6 İntegral Mutlak Hata Performans İndeksleri

	STISMC	ABPIDSMC	STABPIDSMC
Senaryo.2			
ϕ	0.08781	0.02467	0.02444
θ	0.1076	0.03977	0.03862
ψ	0.6373	0.0556	0.05375
x	0.8008	0.8194	0.7379
y	0.2896	0.3913	0.3681
z	1.086	1.040	1.1032
Total	2.45706	2.37074	2.32601
Senaryo.3			
ϕ	0.0507	0.02254	0.01167
θ	0.0661	0.0278	0.01584
ψ	0.1663	0.05545	0.0538
x	1.408	1.424	1.415
y	1.466	1.319	1.302
z	0.6023	0.723	0.6531
Total	3.7594	3.57179	3.45141

Ayrıca, kontrol sinyallerinin düzgünlüğünü ve çatırtı olgusunu azaltma kapasitelerini değerlendirmek için, Şekil 4. 19 ve Şekil 4. 24'te gösterilen kontrol sinyalleri için $u_{m,\phi,\theta,\psi}$ girişlerinin türevlerinin mutlak değerlerinin integrali (IADU) kriterleri kullanılmıştır. IADU kriterleri, t_i ve t_f 'nin sırasıyla başlangıç ve bitiş zamanlarını ifade ettiği aşağıdaki denklemde verilmiştir.

$$IADU = \int_{t_i}^{t_f} \left| \frac{du_i(\tau)}{d\tau} \right| d\tau \quad (4.82)$$

IADU performans indeksi, kontrolün düzgünlüğünü değerlendirmek için etkili bir araçtır ve kontrol giriş sinyalinin çatırtıyı azaltma kapasitesini gösterir [135]. Tablo 4. 7'den, düzgünlüğün önerilen STABPIDSMC kontrol stratejisi tarafından tüm kontrol sinyalleri için geliştirilen STISMC yaklaşımına kıyasla iyileştirildiği açıkça görülmektedir.

Tablo 4. 7 Çatırtı analizi için IADU performans indeksi.

Kontrol stratejisi	IADU Performans indeksi			
	u_m	u_ϕ	u_θ	u_ψ
İkinci senaryo				
STISMC	20.56	61.71	82.03	3.567
STABPISMC	15.22	12.75	38.9	1.607
Üçüncü senaryo				
STISMC	17.07	97.84	62.33	1.84
STABPISMC	13.68	25.19	1.248	1.603

Daha doğru sayısal karşılaştırma sonuçları vermek için, aşağıdaki şekilde tanımlanan IADU indeksi için bağıl yüzde farkını (RPD) kullanıyoruz [224]:

$$RPD_{\text{"metod"}} \% \downarrow = \frac{|IADU_{\text{metod}} - IADU_{\text{önerilen}}|}{IADU_{\text{"metod"}}} \cdot 100 \quad (4.83)$$

Denklem (4.83)'ü kullanarak, STABPIDSMC kontrolörün çatırtısının STISMC'ye kıyasla Senaryo 2'de u_m 'de (%25,97), u_ϕ 'de (%79,33), u_θ 'te (%52,57) ve u_ψ 'te (%54,94), Senaryo 3'te u_m 'de (%19,85), u_ϕ 'de (%74,25), u_θ 'te (%97,99) ve u_ψ 'te (%12,88) azaldığını görüyoruz. Bu sayısal veriler önerilen kontrol yönteminin çatırtı olgusunun etkilerini azaltma hedefine ulaşmadaki başarısını açıkça göstermesi bakımından dikkate değerdir.

5 SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde, Newton-Euler formalizmi kullanılarak dört rotorluların dinamik bir modeli sunulmuştur. Altı hareket serbestlik derecesine sahip bir katı gövde modeli geliştirilmiştir ve araç üzerine etki eden ana kuvvetler ve momentler bu modele dahil edilmiştir. Ayrıca, rüzgarın etkisi tartışılmış ve bir rüzgar hamlesi modeli kullanılarak modele katılmıştır. Ortaya çıkan denklemler nonlineerdir; bu durum denklemlerin kontrol ve kestirim algoritmalarında doğrudan uygulanmalarını karmaşık hale getirmektedir. Bu sorunu ele almak amacıyla, pratik uygulamalar için nispeten basit kontrol yasaları geliştirmeye yardımcı olacak bazı basitleştirmeler ve hiyerarşik kontrol mimarileri üzerinde durulmuştur. İkinci bölümünde dört rotorlunun genel sistemi durum-uzay biçiminde yeniden yazılmış ve rüzgarın sistem üzerindeki kontrolleri ve etkileri gösterilmiştir.

Bildiğimiz gibi, dört rotorlular eksik tahrikli sistemlerdir. Bu sorunu çözmek amacıyla, üçüncü bölümde dört rotorlu sistemler için yaygın olarak kullanılan gelişmiş bir kontrol stratejisi olan geri adımlamalı bir kontrol stratejisi geliştirilmiştir. Bu strateji, kontrol yasasını tasarlamak için Lyapunov tabanlı bir yaklaşım kullanmaktadır ve elde edilen sonuçlar kararlılık ve geçici rejim tepkisi bakımından daha iyi bir performans göstermiştir. Sonuçlara bakarak, geri adımlamalı kontrolün temel avantajının karmaşık doğrusal olmayan sistemleri yönetme ve yüksek performanslı kontrol sağlama yeteneği olduğu görülmüştür. Ancak, başlıca dezavantaj, sanal kontrollerin türevini almada iterasyondan kaynaklanan “terimlerin patlaması [explosion of terms]” olarak bilinir. Sonuç olarak, kontrolörün karmaşıklığı, özellikle yüksek dereceli sistemler için artar ve pratikte uygulamayı zorlaştırır.

Elde edilen sonuçlar, kayan kipli kontrolün sistemi istenen denge durumuna doğru yönlendirmek ve kararlılığı sağlamak için kayan kip yüzeyini kullanması sayesinde harici bozuculara ve model belirsizliklerine karşı oldukça dayanıklı olduğunu

göstermektedir. Kayan kipli kontrol, sistemi istenen duruma doğru hızlı bir şekilde yönlendirdiği için hızlı tepki sürelerinin yanı sıra kararlılık ve geçici rejim tepkisi bakımından daha iyi bir performans sağlayabilir. Öte yandan, SMC optimum performans sağlamak için kontrol parametrelerinin dikkatli bir şekilde ayarlanmasını gerektirir. Kayan kipli kontrolde çatırtı, yani farklı kontrol durumları arasında hızlı geçişler meydana gelebilir; bu ise yüksek düzeyde kontrol etkisi ve düşük performansla sonuçlanarak pratikte ciddi bir sorun teşkil eder. Yukarıda sözü edilen dezavantajlardan kaçınmak için, sürekli $\tanh(X)$ fonksiyonunu kullanarak modifiye edilmiş PIDSMC tasarladık. Bu yaklaşımın avantajı kayan kipli kontrolün dayanıklılığını ve hızlı tepki verebilmesini PID kontrolün uyarılma ve ayarlama kolaylığı ile birleştirmesidir. Bu hibrit kontrol yaklaşımı, özellikle dört rotorlu sistemler gibi karmaşık doğrusal olmayan sistemlerin ve büyük bozucuların olduğu uygulamalarda, tek başına PID veya kayan kipli kontrole göre daha iyi performans sağlayabilir. Önerilen kontrolörün sürekliliği, çatırtı problemini önlemiştir. Kapalı döngü sisteminin asimptotik kararlılığı sağlanmıştır. Ayrıca, zamana göre değişen ve sabit bozuculara karşı dayanıklılık garanti edilmiştir. Bununla birlikte, modelleme hatalarına karşı yine de duyarlı olacağı için optimum performans sağlamak için kontrol parametrelerini kestirmek amacıyla adaptif bir kontrol yasası gerekmektedir.

Sonuç olarak, BsC, SMC ve PIDSMC kontrolörlerinin her birinin güçlü yönleri ve kısıtlamaları vardır. Bu kısıtlamaları ortadan kaldırmak ve avantajlarını daha da artırmak için, 4. Bölüm'de dört rotorlu sistem için adaptif, sonlu zamanlı, hibrit bir kontrolörün geliştirilmesine odaklanıldı. Bu yeni kontrolör, eksik tahrikli probleminin üzerinden gelmeyi, etkili yörünge izleme sağlamayı ve harici bozucuların varlığında bile sonlu zamanda yakınsama temin etmeyi amaçlamaktadır.

Dört rotorluyu yönelim ve konum dinamikleri sabit veya zamana göre değişen bozuculara maruz kaldığında kontrol etmek zordur. Son bölümünde, harici bozucuların varlığında bir dronu kontrol etmek için iki dayanıklı yaklaşım sunulmuştur.

Bölüm 4.2'de geliştirilen kontrolör, konum ve yönelim döngüsü kontrolü için dayanıklı bir BSMC sağlamak üzere geri adımlama ile kayan kipli kontrolü birleştirdiğimiz hibrit bir stratejidir. Bu strateji için birinde harici bozucular bulunan, diğerinde bulunmayan iki senaryo incelenmiştir. Önerilen kontrolörün çeşitli parametrelerini kestirmek için adaptif yasalar tasarlanmıştır. ABSMC yönelim ve konum izleme bakımından incelenmiştir. MATLAB/Simulink kullanılarak elde edilen simülasyon sonuçları, önerilen kontrolörlerin yüksek performansını doğrulamış ve geri adımlama ve kayma yöntemlerini içeren adaptif yasanın sistem kararlı hal hatalarının dayanıklı bir şekilde sifıra yakınsamasına yol açtığını göstermiştir. Son olarak, bulgular önerilen kontrolörlerin etkinliğini doğrulamakta ve üç boyutlu uçuş yolunun mükemmel bir şekilde izlendiğini göstermektedir. Ayrıca, bu bulgular ABSMC kontrol yaklaşımının Geribeslemeli Doğrusallaştırma ve BSMC stratejilerine kıyasla daha iyi performans ve bozuculara dirençlilik gösterdiğini ortaya koymaktadır.

Bölüm 4.5'te geliştirilen yaklaşım, sistemin eksik tahrikli problemini çözen geri adımlama tekniğini kullanan yeni bir kontrol tekniğidir; kayma yüzeyindeki tümleşik eylem ve süper büküm algoritması ise kararlı hal hatasını ve çatırtıyı gidermeye yardımcı olmuş ve ayrıca sonlu zamanlı bir yakınsamada bozuculara karşı duyarsızlığı güçlendirmiştir. Buna ek olarak, adaptasyon yasası bilinmeyen belirsizliklerin doğru bir şekilde kestirilmesi için uygulanmıştır. Elde edilen STABPIDSMC kontrol sistemi yukarıda bahsedilen zorluğa dayanabildiğini kanıtlamıştır. MATLAB/Simulink kullanılarak elde edilen simülasyon sonuçları ve bu tezde gerçekleştirilen karşılaştırmalı çalışmalar, önerilen kontrolörün etkinliğini doğrulamakta ve üç boyutlu uçuş yolunun mükemmel bir şekilde izlendiğini göstermektedir. Ayrıca, sayısal simülasyon sonuçları, geliştirilen STABPIDSMC, tekniğinin M. Labbadi'nin makalesinde [168], geliştirilen STISMC'ye kıyasla çatırtı problemini her iki senaryoda da (4.2, 4.3) kayda değer RPD değerleri ile azalttığını ve genel IAE indeksini Senaryo 4.2'de %5,33 ve Senaryo 4.3'te %8,19 azalttığını açıkça göstermektedir.

Ayrıca, simülasyon bulguları STABPIDSMC'nin ABPIDSMC ve STISMC yaklaşımlarından daha iyi performans gösteren ve daha düzgün, salınımsız, daha

az kararlı hal hatasına sahip ve sonlu zamanda yakınsayan dinamik tepkiler üreten iyi gelişmiş bir strateji olduğunu göstermektedir.



- [1] D. Krijnen and C. Dekker, "Ar drone 2.0 with subsumption architecture," in *Artificial intelligence research seminar*, 2014.
- [2] A. Cavoukian, *Privacy and drones: Unmanned aerial vehicles*. Information and Privacy Commissioner of Ontario, Canada Ontario, 2012.
- [3] S. G. Gupta, D. Ghonge, and P. M. Jawandhiya, "Review of unmanned aircraft system (UAS)," *Int. J. Adv. Res. Comput. Eng. Technol. IJAR CET Vol.*, vol. 2, 2013.
- [4] U.K. MoD, "Joint Doctrine Note 2/11 the UK Approach to Unmanned Aircraft Systems," *UK MoD Dev. Concepts Doctrine Cent.*, SWINDON, Wiltshire 2011.
- [5] R. J. Bachmann, F. J. Boria, R. Vaidyanathan, P. G. Ifju, and R. D. Quinn, "A biologically inspired micro-vehicle capable of aerial and terrestrial locomotion," *Mech. Mach. Theory*, vol. 44, no. 3, pp. 513–526, 2009.
- [6] M. Hassanalian, H. Khaki, and M. Khosravi, "A new method for design of fixed wing micro air vehicle," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 229, no. 5, pp. 837–850, 2015.
- [7] M. Hassanalian, A. Abdelkefi, M. Wei, and S. Ziaei-Rad, "A novel methodology for wing sizing of bio-inspired flapping wing micro air vehicles: theory and prototype," *Acta Mech.*, vol. 228, pp. 1097–1113, 2017.
- [8] M. Radmanesh, M. Hassanalian, S. Fegghi A., and M. NiliAhmadabadi, "Numerical Investigation of Azarakhsh MAV," *Proceeding Int. Micro Air Veh. Conf. IMAV2012*, Jul. 2012.
- [9] J. M. McMichael and M. S. Francis, "Micro air vehicles – toward a new generation of flight." USAF, DARPA TTO document, Jul. 1996.
- [10] K. Sibilski, "Dynamics of micro-air-vehicle with flapping wings," *Acta Polytech.*, vol. 44, no. 2, 2004.
- [11] V. I. Binenko, V. L. Andreev, and R. V. Ivanov, "Remote sensing of environment on the base of the microavition," in *Proceedings of the 31st International Symposium on Remote Sensing of Environment, Saint Petersburg, Russia*, 2005, pp. 20–24.
- [12] N. Sitnikov *et al.*, "Unmanned aerial vehicles (UAV) in atmospheric research and satellite validation," *40th COSPAR Sci. Assem.*, vol. 40, pp. A1-1, 2014.
- [13] A. C. Watts, V. G. Ambrosia, and E. A. Hinkley, "Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: Classification and considerations of use," *Remote Sens.*, vol. 4, no. 6, pp. 1671–1692, 2012.
- [14] V. M. Babu, K. Das, and S. Kumar, "Designing of self tuning PID controller for AR drone quadrotor," in *2017 18th international conference on advanced robotics (ICAR)*, IEEE, 2017, pp. 167–172.

- [15] S. Abdelhay and A. Zakriti, "Modeling of a quadcopter trajectory tracking system using PID controller," *Procedia Manuf.*, vol. 32, pp. 564–571, 2019.
- [16] J. Yoon and J. Doh, "Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory," *Adv. Eng. Inform.*, vol. 53, p. 101679, 2022.
- [17] A. Alaimo, V. Artale, C. L. R. Milazzo, and A. Ricciardello, "PID controller applied to hexacopter flight," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 73, pp. 261–270, 2014.
- [18] E. Slawiński, D. Santiago, and V. Mut, "Control for delayed bilateral teleoperation of a quadrotor," *ISA Trans.*, vol. 71, pp. 415–425, Nov. 2017, doi: 10.1016/j.isatra.2017.09.021.
- [19] A. Prayitno, V. Indrawati, and C. Arron, "H-infinity control for pitch-roll AR. Drone," *TELKOMNIKA Indones. J. Electr. Eng.*, vol. 14, no. 3, pp. 963–973, 2016.
- [20] V. Raghuraman, "Modeling and H-infinity loop shaping control of a vertical takeoff and landing drone," PhD Thesis, Arizona State University, 2018.
- [21] H. Saiki, "Longitudinal control considering trim of outdoor blimp robots for disaster surveillance," in *AIAA Infotech@ Aerospace*, 2016, p. 0516.
- [22] A. Bouguerra, D. Saigaa, K. Kara, and S. Zeghlache, "Fault-tolerant Lyapunov-gain-scheduled PID control of a quadrotor UAV," *Int. J. Intell. Eng. Syst.*, vol. 8, no. 2, pp. 1–6, 2015.
- [23] N. P. Nguyen and S. K. Hong, "Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling," *Int J Eng Res Technol*, vol. 11, pp. 1485–1498, 2018.
- [24] C. K. Ashis and K. R. Sharma, "Dynamic Modeling and Altitude Control of Parrot Rolling Spider using LQR," in *2019 2nd International Conference on Intelligent Computing, Instrumentation and Control Technologies (ICICT)*, IEEE, 2019, pp. 1377–1381.
- [25] G. E. Setyawan, W. Kurniawan, and A. C. L. Gaol, "Linear quadratic regulator controller (LQR) for AR. Drone's safe landing," in *2019 International Conference on Sustainable Information Engineering and Technology (SIET)*, IEEE, 2019, pp. 228–233.
- [26] M. F. Everett, "LQR with Integral Feedback on a Parrot Minidrone," *Mass. Inst. Technol. Tech Rep*, 2015.
- [27] C. Massé, O. Gougeon, D.-T. NGUYEN, and D. Saussié, "Modeling and control of a quadcopter flying in a wind field: A comparison between LQR and structured $\mathcal{H}_\infty$ control techniques," in *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, IEEE, 2018, pp. 1408–1417.
- [28] F. Ahmad, P. Kumar, A. Bhandari, and P. P. Patil, "Simulation of the quadcopter dynamics with LQR based control," *Mater. Today Proc.*, vol. 24, pp. 326–332, 2020.

- [29] H. Mo and G. Farid, "Nonlinear and Adaptive Intelligent Control Techniques for Quadrotor UAV – A Survey," *Asian J. Control*, vol. 21, no. 2, pp. 989–1008, Mar. 2019, doi: 10.1002/asjc.1758.
- [30] C.-C. Chen and Y.-T. Chen, "Feedback Linearized Optimal Control Design for Quadrotor With Multi-Performances," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 26674–26695, 2021, doi: 10.1109/ACCESS.2021.3057378.
- [31] L. Martins, C. Carneira, and P. Oliveira, "Feedback linearization with zero dynamics stabilization for quadrotor control," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 101, pp. 1–17, 2021.
- [32] Z. Shen and T. Tsuchiya, "Singular zone in quadrotor Yaw–Position feedback linearization," *Drones*, vol. 6, no. 4, p. 84, 2022.
- [33] V. Sumathy and D. Ghose, "Robust Adaptive Feedback Linearization Controller for an Aerial Robot Working in Narrow Corridor and In-door Environments," in *2021 International Symposium of Asian Control Association on Intelligent Robotics and Industrial Automation (IRIA)*, IEEE, 2021, pp. 419–425.
- [34] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor," in *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Barcelona, Spain: IEEE, 2005, pp. 2247–2252. doi: 10.1109/ROBOT.2005.1570447.
- [35] S. H. Derrouaoui, Y. Bouzid, and M. Guatni, "Adaptive integral backstepping control of a reconfigurable quadrotor with variable parameters' estimation," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part J. Syst. Control Eng.*, vol. 236, no. 7, pp. 1294–1309, 2022.
- [36] A. Saibi, R. Boushaki, and H. Belaidi, "Backstepping control of drone," *Eng. Proc.*, vol. 14, no. 1, p. 4, 2022.
- [37] M. A. Rosaldo-Serrano, J. Santiaguillo-Salinas, and E. Aranda-Bricaire, "Observer-based time-varying backstepping control for a quadrotor multi-agent system," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 93, pp. 135–150, 2019.
- [38] A. Abedini, A. A. Bataleblu, and J. Roshanian, "Robust backstepping control of position and attitude for a Bi-copter drone," in *2021 9th RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*, IEEE, 2021, pp. 425–432.
- [39] H. Castañeda and J. L. Gordillo, "Embedded flight control based on adaptive sliding mode strategy for a quadrotor micro air vehicle," *Electronics*, vol. 8, no. 7, p. 793, 2019.
- [40] C. Sun, S. A. Agha, Z. Mohamed, and M. H. Shaheed, "Optimised sliding mode control of a hexacopter: simulation and experiments," *Electronics*, vol. 11, no. 16, p. 2519, 2022.
- [41] K. Rsetam, Z. Cao, L. Wang, M. Al-Rawi, and Z. Man, "Practically Robust Fixed-Time Convergent Sliding Mode Control for Underactuated Aerial Flexible JointRobots Manipulators," *Drones*, vol. 6, no. 12, p. 428, 2022.

- [42] Y. Jing *et al.*, “PX4 Simulation Results of a Quadcopter with a Disturbance-Observer-Based and PSO-Optimized Sliding Mode Surface Controller,” *Drones*, vol. 6, no. 9, p. 261, 2022.
- [43] C. Liu, S. Sun, C. Tao, Y. Shou, and B. Xu, “Sliding mode control of multi-agent system with application to UAV air combat,” *Comput. Electr. Eng.*, vol. 96, p. 107491, 2021.
- [44] A. Daadi, H. Boulebtinai, S. H. Derrouaoui, and F. Boudjema, “Sliding Mode Controller Based on the Sliding Mode Observer for a QBall 2+ Quadcopter with Experimental Validation,” *Int. J. Robot. Control Syst.*, vol. 2, no. 2, pp. 332–356, 2022.
- [45] H. Castañeda, O. S. Salas-Peña, and J. D. León-Morales, “Extended observer based on adaptive second order sliding mode control for a fixed wing UAV,” *ISA Trans.*, vol. 66, pp. 226–232, Jan. 2017, doi: 10.1016/j.isatra.2016.09.013.
- [46] S. Yang and B. Xian, “Energy-Based Nonlinear Adaptive Control Design for the Quadrotor UAV System With a Suspended Payload,” *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 67, no. 3, pp. 2054–2064, Mar. 2020, doi: 10.1109/TIE.2019.2902834.
- [47] S. Baldi, S. Roy, K. Yang, and D. Liu, “An underactuated control system design for adaptive autopilot of fixed-wing drones,” *IEEEASME Trans. Mechatron.*, vol. 27, no. 5, pp. 4045–4056, 2022.
- [48] M. S. Mahmoud and M. Maaruf, “Robust Adaptive Multilevel Control of a Quadrotor,” *IEEE Access*, vol. 8, pp. 167684–167692, 2020, doi: 10.1109/ACCESS.2020.3022724.
- [49] M. Islam, M. Okasha, and E. Sulaeman, “A Model Predictive Control (MPC) Approach on Unit Quaternion Orientation Based Quadrotor for Trajectory Tracking,” *Int. J. Control Autom. Syst.*, vol. 17, no. 11, pp. 2819–2832, Nov. 2019, doi: 10.1007/s12555-018-0860-9.
- [50] C. E. Luis, M. Vukosavljev, and A. P. Schoellig, “Online Trajectory Generation With Distributed Model Predictive Control for Multi-Robot Motion Planning,” *IEEE Robot. Autom. Lett.*, vol. 5, no. 2, pp. 604–611, Apr. 2020, doi: 10.1109/LRA.2020.2964159.
- [51] M. Maaruf and S. E. Ferik, “Distributed Control Method for Heterogeneous Multiagent Systems Subjected to Faults,” in *2021 18th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD)*, Monastir, Tunisia: IEEE, Mar. 2021, pp. 1328–1333. doi: 10.1109/SSD52085.2021.9429392.
- [52] S. El Ferik, M. S. Mahmoud, and M. Maaruf, “Robust Adaptive Sliding Mode Control of Nonlinear Systems Using Neural Network,” in *2020 17th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD)*, Monastir, Tunisia: IEEE, Jul. 2020, pp. 591–596. doi: 10.1109/SSD49366.2020.9364137.

- [53] V. Nekoukar and N. Mahdian Dehkordi, "Robust path tracking of a quadrotor using adaptive fuzzy terminal sliding mode control," *Control Eng. Pract.*, vol. 110, p. 104763, May 2021, doi: 10.1016/j.conengprac.2021.104763.
- [54] Z. Jia, L. Wang, J. Yu, and X. Ai, "Distributed adaptive neural networks leader-following formation control for quadrotors with directed switching topologies," *ISA Trans.*, vol. 93, pp. 93–107, Oct. 2019, doi: 10.1016/j.isatra.2019.02.030.
- [55] L. Zhou, S. Xu, H. Jin, and H. Jian, "A hybrid robust adaptive control for a quadrotor UAV via mass observer and robust controller," *Adv. Mech. Eng.*, vol. 13, no. 3, p. 168781402110027, Mar. 2021, doi: 10.1177/16878140211002723.
- [56] K. Guo, J. Jia, X. Yu, L. Guo, and L. Xie, "Multiple observers based anti-disturbance control for a quadrotor UAV against payload and wind disturbances," *Control Eng. Pract.*, vol. 102, p. 104560, Sep. 2020, doi: 10.1016/j.conengprac.2020.104560.
- [57] G. Yüksel, A. Ulvi, and M. Yakar, "Usage of unmanned aerial vehicles in open mine sites," *Intercont. Geoinformation Days*, vol. 4, pp. 13–16, 2022.
- [58] M. Kahveci and C. A. N. Nazlı, "İnsansız hava araçları: tarihçesi, tanımı, dünyada ve türkiye'deki yasal durumu," *Selçuk Üniversitesi Mühendis. Bilim Ve Teknol. Derg.*, vol. 5, no. 4, pp. 511–535, 2017.
- [59] D. Floreano and R. J. Wood, "Science, technology and the future of small autonomous drones," *nature*, vol. 521, no. 7553, pp. 460–466, 2015.
- [60] "Boeing Condor," *Wikipedia*. Nov. 23, 2022. Accessed: Apr. 21, 2023. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Boeing_Condor&oldid=1123432148
- [61] J. M. Kahn, R. H. Katz, and K. S. Pister, "Next century challenges: mobile networking for 'Smart Dust,'" in *Proceedings of the 5th annual ACM/IEEE international conference on Mobile computing and networking*, 1999, pp. 271–278.
- [62] M. Hassanalain and A. Abdelkefi, "Classifications, applications, and design challenges of drones: A review," *Prog. Aerosp. Sci.*, vol. 91, pp. 99–131, May 2017, doi: 10.1016/j.paerosci.2017.04.003.
- [63] M. Hassanalain and A. Abdelkefi, "Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform," *Meccanica*, vol. 52, pp. 1265–1282, 2017.
- [64] M. Arjomandi, S. Agostino, M. Mammone, M. Nelson, and T. Zhou, "Classification of unmanned aerial vehicles," *Rep. Mech. Eng. Cl. Univ. Adel. Adel. Aust.*, pp. 1–48, 2006.
- [65] H. Ubaya and M. Iqbal, "First person view on flying robot for real time monitoring," *ICON-CSE*, vol. 1, no. 1, pp. 41–44, 2015.

- [66] R. O'Connor, "Developing a Multirotor UAV Platform to Carry Out Research Into Autonomous Behaviours, Using On-board Image Processing Techniques (BE Thesis), Faculty of Engineering," *Comput. Math. Univ. Of*, 2013.
- [67] G. Cai, J. Dias, and L. Seneviratne, "A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends," *Unmanned Syst.*, vol. 2, no. 02, pp. 175–199, 2014.
- [68] Y. Bouzid, "Guidance and control system for autonomous aerial vehicles navigation," These de doctorat, Université Paris-Saclay (ComUE), 2018. Accessed: Apr. 21, 2023. [Online]. Available: <https://www.theses.fr/2018SACLE014>
- [69] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," EPFL, Lausanne, 2007. doi: 10.5075/epfl-thesis-3727.
- [70] S. Bouabdallah, M. Becker, and R. Siegwart, "Autonomous miniature flying robots: coming soon! - Research, Development, and Results," *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 14, no. 3, pp. 88–98, Sep. 2007, doi: 10.1109/MRA.2007.901323.
- [71] S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart, "Design and control of an indoor micro quadrotor," in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004*, IEEE, 2004, pp. 4393–4398.
- [72] O. Purwin and R. D'Andrea, "Trajectory generation and control for four wheeled omnidirectional vehicles," *Robot. Auton. Syst.*, vol. 54, no. 1, pp. 13–22, Jan. 2006, doi: 10.1016/j.robot.2005.10.002.
- [73] D. Mellinger and V. Kumar, "Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors," in *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Shanghai, China: IEEE, May 2011, pp. 2520–2525. doi: 10.1109/ICRA.2011.5980409.
- [74] D. Mellinger, N. Michael, and V. Kumar, "Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors," *Int. J. Robot. Res.*, vol. 31, no. 5, pp. 664–674, Apr. 2012, doi: 10.1177/0278364911434236.
- [75] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, "Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor," *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 19, no. 3, pp. 20–32, Sep. 2012, doi: 10.1109/MRA.2012.2206474.
- [76] G. M. Hoffmann, *Autonomy for sensor-rich vehicles: Interaction between sensing and control actions*. Stanford University, 2008.
- [77] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering," in *2009 IEEE international conference on robotics and automation*, IEEE, 2009, pp. 3277–3282.
- [78] P. McKerrow, "Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter," in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings.*

- ICRA '04. 2004*, New Orleans, LA, USA: IEEE, 2004, pp. 3596-3601 Vol.4. doi: 10.1109/ROBOT.2004.1308810.
- [79] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 12, no. 4, pp. 510–516, Jul. 2004, doi: 10.1109/TCST.2004.825052.
- [80] J. Colorado, A. Barrientos, A. Martinez, B. Lafaverge, and J. Valente, "Mini-quadrotor attitude control based on Hybrid Backstepping & Frenet-Serret theory," in *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Anchorage, AK: IEEE, May 2010, pp. 1617–1622. doi: 10.1109/ROBOT.2010.5509218.
- [81] P. Pounds, R. Mahony, and P. Corke, "Modelling and control of a large quadrotor robot," *Control Eng. Pract.*, vol. 18, no. 7, pp. 691–699, Jul. 2010, doi: 10.1016/j.conengprac.2010.02.008.
- [82] T. Tomic *et al.*, "Toward a Fully Autonomous UAV: Research Platform for Indoor and Outdoor Urban Search and Rescue," *IEEE Robot. Autom. Mag.*, vol. 19, no. 3, pp. 46–56, Sep. 2012, doi: 10.1109/MRA.2012.2206473.
- [83] C. Eschmann, "Unmanned aircraft systems for remote building inspection and monitoring," 2012.
- [84] O. Araar and N. Aouf, "Visual servoing of a Quadrotor UAV for autonomous power lines inspection," in *22nd Mediterranean Conference on Control and Automation*, Palermo, Italy: IEEE, Jun. 2014, pp. 1418–1424. doi: 10.1109/MED.2014.6961575.
- [85] J. Nikolic, M. Burri, J. Rehder, S. Leutenegger, C. Huerzeler, and R. Siegwart, "A UAV system for inspection of industrial facilities," in *2013 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT: IEEE, Mar. 2013, pp. 1–8. doi: 10.1109/AERO.2013.6496959.
- [86] N. Mathew, S. L. Smith, and S. L. Waslander, "Planning Paths for Package Delivery in Heterogeneous Multirobot Teams," *IEEE Trans. Autom. Sci. Eng.*, vol. 12, no. 4, pp. 1298–1308, Oct. 2015, doi: 10.1109/TASE.2015.2461213.
- [87] F. Fraundorfer *et al.*, "Vision-based autonomous mapping and exploration using a quadrotor MAV," in *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Vilamoura-Algarve, Portugal: IEEE, Oct. 2012, pp. 4557–4564. doi: 10.1109/IROS.2012.6385934.
- [88] B. Griffin, R. Fierro, and I. Palunko, "Control of an indoor autonomous mobile communications relay via antenna diversity," presented at the SPIE Defense, Security, and Sensing, G. R. Gerhart, D. W. Gage, and C. M. Shoemaker, Eds., Orlando, Florida, Apr. 2010, p. 76920V. doi: 10.1117/12.849986.
- [89] C. Phan and H. H. T. Liu, "A cooperative UAV/UGV platform for wildfire detection and fighting," in *2008 Asia Simulation Conference - 7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing*,

Beijing, China: IEEE, Oct. 2008, pp. 494–498. doi: 10.1109/ASC-ICSC.2008.4675411.

- [90] M. Valenti, D. Dale, J. How, D. Pucci De Farias, and J. Vian, “Mission Health Management for 24/7 Persistent Surveillance Operations,” in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aug. 2007. doi: 10.2514/6.2007-6508.
- [91] C. Yuan, Z. Liu, and Y. Zhang, “Aerial Images-Based Forest Fire Detection for Firefighting Using Optical Remote Sensing Techniques and Unmanned Aerial Vehicles,” *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 88, no. 2–4, pp. 635–654, Dec. 2017, doi: 10.1007/s10846-016-0464-7.
- [92] C. Zhang and J. M. Kovacs, “The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: a review,” *Precis. Agric.*, vol. 13, no. 6, pp. 693–712, Dec. 2012, doi: 10.1007/s11119-012-9274-5.
- [93] M. Heutger, “Unmanned Aerial Vehicle in Logistics: A DHL Perspective on Implications and use Cases for the Logistics Industry, DHL Customer Solutions & Innovation.” Troisdorf, Germany, 2014.
- [94] M. N. Boukoberine, Z. Zhou, and M. Benbouzid, “A critical review on unmanned aerial vehicles power supply and energy management: Solutions, strategies, and prospects,” *Appl. Energy*, vol. 255, p. 113823, 2019.
- [95] R. Ke, Z. Li, S. Kim, J. Ash, Z. Cui, and Y. Wang, “Real-time bidirectional traffic flow parameter estimation from aerial videos,” *IEEE Trans. Intell. Transp. Syst.*, vol. 18, no. 4, pp. 890–901, 2016.
- [96] G. Guido, V. Gallelli, D. Rogano, and A. Vitale, “Evaluating the accuracy of vehicle tracking data obtained from Unmanned Aerial Vehicles,” *Int. J. Transp. Sci. Technol.*, vol. 5, no. 3, pp. 136–151, 2016.
- [97] J. Leitloff, D. Rosenbaum, F. Kurz, O. Meynberg, and P. Reinartz, “An operational system for estimating road traffic information from aerial images,” *Remote Sens.*, vol. 6, no. 11, pp. 11315–11341, 2014.
- [98] T. Tang, S. Zhou, Z. Deng, H. Zou, and L. Lei, “Vehicle detection in aerial images based on region convolutional neural networks and hard negative example mining,” *Sensors*, vol. 17, no. 2, p. 336, 2017.
- [99] D. Combs, “AT&T Working to Make Drone Tower Inspections Intelligent,” *Inside Towers*, Aug. 2017. <https://insidetowers.com/cell-tower-news-att-working-make-drone-tower-inspections-intelligent/>
- [100] Z. Zhou, C. Zhang, C. Xu, F. Xiong, Y. Zhang, and T. Umer, “Energy-efficient industrial internet of UAVs for power line inspection in smart grid,” *IEEE Trans. Ind. Inform.*, vol. 14, no. 6, pp. 2705–2714, 2018.
- [101] J. I. Larrauri, G. Sorrosal, and M. González, “Automatic system for overhead power line inspection using an Unmanned Aerial Vehicle—RELIFO

- project,” in *2013 International conference on unmanned aircraft systems (ICUAS)*, IEEE, 2013, pp. 244–252.
- [102] F. P. G. Márquez and I. S. Ramírez, “Condition monitoring system for solar power plants with radiometric and thermographic sensors embedded in unmanned aerial vehicles,” *Measurement*, vol. 139, pp. 152–162, 2019.
 - [103] L. Wang and Z. Zhang, “Automatic detection of wind turbine blade surface cracks based on UAV-taken images,” *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 64, no. 9, pp. 7293–7303, 2017.
 - [104] F. Mohamadi, “Vertical takeoff and landing (VTOL) small unmanned aerial system for monitoring oil and gas pipelines,” Nov. 04, 2014
 - [105] S. Sankarasrinivasan, E. Balasubramanian, K. Karthik, U. Chandrasekar, and R. Gupta, “Health Monitoring of Civil Structures with Integrated UAV and Image Processing System,” *Procedia Comput. Sci.*, vol. 54, pp. 508–515, 2015, doi: 10.1016/j.procs.2015.06.058.
 - [106] H. Abaunza and P. C. Garcia, “Les applications de drones aériens- L’utilisation civile des UAVs,” *Tech. Ing.*, vol. 42623210, p. S7816v1, 2017.
 - [107] N. C. Administrator, “NASA Flies Dragon Eye Unmanned Aircraft Into Volcanic Plume,” *NASA*, Apr. 21, 2016. <http://www.nasa.gov/topics/earth/earthmonth/volcanic-plume-uavs.html>
 - [108] W. Zang, J. Lin, Y. Wang, and H. Tao, “Investigating small-scale water pollution with UAV remote sensing technology,” in *World Automation Congress 2012*, IEEE, 2012, pp. 1–4.
 - [109] T. F. Villa, F. Gonzalez, B. Miljievic, Z. D. Ristovski, and L. Morawska, “An overview of small unmanned aerial vehicles for air quality measurements: Present applications and future perspectives,” *Sensors*, vol. 16, no. 7, p. 1072, 2016.
 - [110] F. H. Jufri, V. Widiputra, and J. Jung, “State-of-the-art review on power grid resilience to extreme weather events: Definitions, frameworks, quantitative assessment methodologies, and enhancement strategies,” *Appl. Energy*, vol. 239, pp. 1049–1065, 2019.
 - [111] F. Kendoul, “Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems: Survey of Advances in GNC of RUAS,” *J. Field Robot.*, vol. 29, no. 2, pp. 315–378, Mar. 2012, doi: 10.1002/rob.20414.
 - [112] B. J. Emran and H. Najjaran, “A review of quadrotor: An underactuated mechanical system,” *Annu. Rev. Control*, vol. 46, pp. 165–180, 2018.
 - [113] T. P. Nascimento and M. Saska, “Position and attitude control of multi-rotor aerial vehicles: A survey,” *Annu. Rev. Control*, vol. 48, pp. 129–146, 2019.
 - [114] H. Liu, J. Xi, and Y. Zhong, “Robust Attitude Stabilization for Nonlinear Quadrotor Systems With Uncertainties and Delays,” *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 64, no. 7, pp. 5585–5594, Jul. 2017, doi: 10.1109/TIE.2017.2674634.

- [115] O. Mofid and S. Mobayen, "Adaptive sliding mode control for finite-time stability of quad-rotor UAVs with parametric uncertainties," *ISA Trans.*, vol. 72, pp. 1–14, Jan. 2018, doi: 10.1016/j.isatra.2017.11.010.
- [116] Y. Bouzid, H. Siguerdidjane, and Y. Bestaoui, "Energy based 3D trajectory tracking control of quadrotors with model-free based on-line disturbance compensation," *Chin. J. Aeronaut.*, vol. 31, no. 7, pp. 1568–1578, Jul. 2018, doi: 10.1016/j.cja.2018.05.007.
- [117] M. A. M. Basri, "Design and application of an adaptive backstepping sliding mode controller for a six-DOF quadrotor aerial robot," *Robotica*, vol. 36, no. 11, pp. 1701–1727, Nov. 2018, doi: 10.1017/S0263574718000668.
- [118] F. Chen, R. Jiang, K. Zhang, B. Jiang, and G. Tao, "Robust Backstepping Sliding Mode Control and Observer-based Fault Estimation for a Quadrotor UAV," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, pp. 1–1, 2016, doi: 10.1109/TIE.2016.2552151.
- [119] A. Castillo, R. Sanz, P. Garcia, W. Qiu, H. Wang, and C. Xu, "Disturbance observer-based quadrotor attitude tracking control for aggressive maneuvers," *Control Eng. Pract.*, vol. 82, pp. 14–23, Jan. 2019, doi: 10.1016/j.conengprac.2018.09.016.
- [120] D. Ma, Y. Xia, G. Shen, Z. Jia, and T. Li, "Flatness-based adaptive sliding mode tracking control for a quadrotor with disturbances," *J. Frankl. Inst.*, vol. 355, no. 14, pp. 6300–6322, Sep. 2018, doi: 10.1016/j.jfranklin.2018.06.018.
- [121] H. Ríos, R. Falcón, O. A. González, and A. Dzul, "Continuous sliding-mode control strategies for quadrotor robust tracking: Real-time application," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 66, no. 2, pp. 1264–1272, 2018.
- [122] Xu, Lexiu, Xingling Shao, and Wendong Zhang. "USDE-based continuous sliding mode control for quadrotor attitude regulation: Method and application." *IEEE Access* 9 (2021): 64153-64164.
- [123] S. Li, Y. Wang, and J. Tan, "Adaptive and robust control of quadrotor aircrafts with input saturation," *Nonlinear Dyn.*, vol. 89, no. 1, pp. 255–265, Jul. 2017, doi: 10.1007/s11071-017-3451-z.
- [124] H. Castañeda and J. L. Gordillo, "Spatial modeling and robust flight control based on adaptive sliding mode approach for a quadrotor MAV," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 93, pp. 101–111, 2019.
- [125] G. Cao, E. M.-K. Lai, and F. Alam, "Gaussian process model predictive control of an unmanned quadrotor," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 88, pp. 147–162, 2017.
- [126] R. C. Avram, X. Zhang, and J. Muse, "Quadrotor Actuator Fault Diagnosis and Accommodation Using Nonlinear Adaptive Estimators," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 25, no. 6, pp. 2219–2226, Nov. 2017, doi: 10.1109/TCST.2016.2640941.

- [127] J. P. Ortiz, L. I. Minchala, and M. J. Reinoso, "Nonlinear Robust H-Infinity PID Controller for the Multivariable System Quadrotor," *IEEE Lat. Am. Trans.*, vol. 14, no. 3, pp. 1176–1183, Mar. 2016, doi: 10.1109/TLA.2016.7459596.
- [128] Y. Zou, "Nonlinear robust adaptive hierarchical sliding mode control approach for quadrotors: Nonlinear robust adaptive hierarchical sliding mode control approach for quadrotors," *Int. J. Robust Nonlinear Control*, vol. 27, no. 6, pp. 925–941, Apr. 2017, doi: 10.1002/rnc.3607.
- [129] M. Faessler, D. Falanga, and D. Scaramuzza, "Thrust Mixing, Saturation, and Body-Rate Control for Accurate Aggressive Quadrotor Flight," *IEEE Robot. Autom. Lett.*, vol. 2, no. 2, pp. 476–482, Apr. 2017, doi: 10.1109/LRA.2016.2640362.
- [130] J. Moreno-Valenzuela, R. Perez-Alcocer, M. Guerrero-Medina, and A. Dzul, "Nonlinear PID-Type Controller for Quadrotor Trajectory Tracking," *IEEEASME Trans. Mechatron.*, vol. 23, no. 5, pp. 2436–2447, Oct. 2018, doi: 10.1109/TMECH.2018.2855161.
- [131] Y. Yang and Y. Yan, "Attitude regulation for unmanned quadrotors using adaptive fuzzy gain-scheduling sliding mode control," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 54, pp. 208–217, Jul. 2016, doi: 10.1016/j.ast.2016.04.005.
- [132] Z. Jia, J. Yu, Y. Mei, Y. Chen, Y. Shen, and X. Ai, "Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 68, pp. 299–307, Sep. 2017, doi: 10.1016/j.ast.2017.05.022.
- [133] H. Liu, D. Li, Z. Zuo, and Y. Zhong, "Robust attitude control for quadrotors with input time delays," *Control Eng. Pract.*, vol. 58, pp. 142–149, Jan. 2017, doi: 10.1016/j.conengprac.2016.10.006.
- [134] U. Ansari, A. H. Bajodah, and M. T. Hamayun, "Quadrotor Control Via Robust Generalized Dynamic Inversion and Adaptive Non-Singular Terminal Sliding Mode," *Asian J. Control*, vol. 21, no. 3, pp. 1237–1249, May 2019, doi: 10.1002/asjc.1800.
- [135] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "An integral predictive/nonlinear H_{∞} control structure for a quadrotor helicopter," *Automatica*, vol. 46, no. 1, pp. 29–39, Jan. 2010, doi: 10.1016/j.automatica.2009.10.018.
- [136] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio, "Robust Nonlinear Control for Path Tracking of a Quad-Rotor Helicopter: Robust Nonlinear Control of a Quad-Rotor Helicopter," *Asian J. Control*, vol. 17, no. 1, pp. 142–156, Jan. 2015, doi: 10.1002/asjc.823.
- [137] Y. Wang, B. Jiang, N. Lu, and J. Pan, "Hybrid modeling based double-granularity fault detection and diagnosis for quadrotor helicopter," *Nonlinear Anal. Hybrid Syst.*, vol. 21, pp. 22–36, Aug. 2016, doi: 10.1016/j.nahs.2015.12.005.

- [138] E.-H. Zheng, J.-J. Xiong, and J.-L. Luo, "Second order sliding mode control for a quadrotor UAV," *ISA Trans.*, vol. 53, no. 4, pp. 1350–1356, Jul. 2014, doi: 10.1016/j.isatra.2014.03.010.
- [139] S. Jalili, B. Rezaie, and Z. Rahmani, "A novel hybrid model predictive control design with application to a quadrotor helicopter," *Optim. Control Appl. Methods*, vol. 39, no. 4, pp. 1301–1322, Jul. 2018, doi: 10.1002/oca.2411.
- [140] B. Tian, H. Lu, Z. Zuo, Q. Zong, and Y. Zhang, "Multivariable finite-time output feedback trajectory tracking control of quadrotor helicopters: Multivariable finite-time output feedback trajectory tracking control of quadrotor helicopters," *Int. J. Robust Nonlinear Control*, vol. 28, no. 1, pp. 281–295, Jan. 2018, doi: 10.1002/rnc.3869.
- [141] Y. Zhang, Z. Chen, X. Zhang, Q. Sun, and M. Sun, "A novel control scheme for quadrotor UAV based upon active disturbance rejection control," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 79, pp. 601–609, Aug. 2018, doi: 10.1016/j.ast.2018.06.017.
- [142] A. Modirrousta and M. Khodabandeh, "A novel nonlinear hybrid controller design for an uncertain quadrotor with disturbances," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 45, pp. 294–308, Sep. 2015, doi: 10.1016/j.ast.2015.05.022.
- [143] I. A. A. Prado, M. D. F. V. Pereira, D. F. De Castro, D. A. Dos Santos, and J. M. Balthazar, "Experimental evaluation of HJB optimal controllers for the attitude dynamics of a multirotor aerial vehicle," *ISA Trans.*, vol. 77, pp. 188–200, Jun. 2018, doi: 10.1016/j.isatra.2018.04.003.
- [144] J. Chang, J. Cieslak, J. Dávila, A. Zolghadri, and J. Zhou, "Analysis and design of second-order sliding-mode algorithms for quadrotor roll and pitch estimation," *ISA Trans.*, vol. 71, pp. 495–512, Nov. 2017, doi: 10.1016/j.isatra.2017.09.012.
- [145] M. Shirzadeh, A. Amirkhani, A. Jalali, and M. R. Mosavi, "An indirect adaptive neural control of a visual-based quadrotor robot for pursuing a moving target," *ISA Trans.*, vol. 59, pp. 290–302, Nov. 2015, doi: 10.1016/j.isatra.2015.10.011.
- [146] N. Wang, Q. Deng, G. Xie, and X. Pan, "Hybrid finite-time trajectory tracking control of a quadrotor," *ISA Trans.*, vol. 90, pp. 278–286, Jul. 2019, doi: 10.1016/j.isatra.2018.12.042.
- [147] Z. Li, X. Ma, and Y. Li, "Robust tracking control strategy for a quadrotor using RPD-SMC and RISE," *Neurocomputing*, vol. 331, pp. 312–322, Feb. 2019, doi: 10.1016/j.neucom.2018.11.070.
- [148] W. Dong, G.-Y. Gu, X. Zhu, and H. Ding, "A high-performance flight control approach for quadrotors using a modified active disturbance rejection technique," *Robot. Auton. Syst.*, vol. 83, pp. 177–187, 2016.
- [149] G. Antonelli, E. Cataldi, F. Arrichiello, P. R. Giordano, S. Chiaverini, and A. Franchi, "Adaptive trajectory tracking for quadrotor MAVs in presence of

- parameter uncertainties and external disturbances,” *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 26, no. 1, pp. 248–254, 2017.
- [150] J. González-Sierra, H. Ríos, and A. Dzul, “Quad-Rotor robust time-varying formation control: a Continuous Sliding-Mode Control approach,” *Int. J. Control*, vol. 93, no. 7, pp. 1659–1676, Jul. 2020, doi: 10.1080/00207179.2018.1526413.
- [151] K. Alexis, G. Nikolakopoulos, and A. Tzes, “On Trajectory Tracking Model Predictive Control of an Unmanned Quadrotor Helicopter Subject to Aerodynamic Disturbances: Trajectory Tracking Model Predictive Control of Unmanned Quadrotor Helicopter Subject to Aerodynamic Disturbances,” *Asian J. Control*, vol. 16, no. 1, pp. 209–224, Jan. 2014, doi: 10.1002/asjc.587.
- [152] L. A. Zadeh, “Fuzzy sets,” *Inf. Control*, vol. 8, no. 3, pp. 338–353, Jun. 1965, doi: 10.1016/S0019-9958(65)90241-X.
- [153] C. Coza and C. J. B. Macnab, “A New Robust Adaptive-Fuzzy Control Method Applied to Quadrotor Helicopter Stabilization,” in *NAFIPS 2006 - 2006 Annual Meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society*, Montreal, QC, Canada: IEEE, Jun. 2006, pp. 454–458. doi: 10.1109/NAFIPS.2006.365452.
- [154] T. Dierks and S. Jagannathan, “Neural network output feedback control of a quadrotor UAV,” in *2008 47th IEEE Conference on Decision and Control*, Cancun, Mexico: IEEE, 2008, pp. 3633–3639. doi: 10.1109/CDC.2008.4738814.
- [155] T. Dierks and S. Jagannathan, “Neural network control of quadrotor UAV formations,” in *2009 American Control Conference*, St. Louis, MO, USA: IEEE, 2009, pp. 2990–2996. doi: 10.1109/ACC.2009.5160591.
- [156] T. Dierks and S. Jagannathan, “Output Feedback Control of a Quadrotor UAV Using Neural Networks,” *IEEE Trans. Neural Netw.*, vol. 21, no. 1, pp. 50–66, Jan. 2010, doi: 10.1109/TNN.2009.2034145.
- [157] D. Katić, “Survey of intelligent control techniques for humanoid robots,” *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 37, no. 2, pp. 117–141, 2003, doi: 10.1023/A:1024172417914.
- [158] J. Kim, S. A. Gadsden, and S. A. Wilkerson, “A Comprehensive Survey of Control Strategies for Autonomous Quadrotors,” *Can. J. Electr. Comput. Eng.*, vol. 43, no. 1, pp. 3–16, 2020, doi: 10.1109/CJECE.2019.2920938.
- [159] E. Altug, J. P. Ostrowski, and R. Mahony, “Control of a quadrotor helicopter using visual feedback,” in *Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No.02CH37292)*, Washington, DC, USA: IEEE, 2002, pp. 72–77. doi: 10.1109/ROBOT.2002.1013341.
- [160] J. Kim, S. A. Wilkerson, and S. A. Gadsden, “Comparison of gradient methods for gain tuning of a PD controller applied on a quadrotor system,” presented at the SPIE Defense + Security, R. E. Karlsen, D. W. Gage, C. M.

Shoemaker, and G. R. Gerhart, Eds., Baltimore, Maryland, United States, May 2016, p. 98370V. doi: 10.1117/12.2223329.

- [161] F. Chen, W. Lei, K. Zhang, G. Tao, and B. Jiang, "A novel nonlinear resilient control for a quadrotor UAV via backstepping control and nonlinear disturbance observer," *Nonlinear Dyn.*, vol. 85, no. 2, pp. 1281–1295, Jul. 2016, doi: 10.1007/s11071-016-2760-y.
- [162] C. Hua, J. Chen, and X. Guan, "Adaptive prescribed performance control of QUAVs with unknown time-varying payload and wind gust disturbance," *J. Frankl. Inst.*, vol. 355, no. 14, pp. 6323–6338, Sep. 2018, doi: 10.1016/j.jfranklin.2018.05.062.
- [163] X. Shi, Y. Cheng, C. Yin, S. Dadras, and X. Huang, "Design of Fractional-Order Backstepping Sliding Mode Control for Quadrotor UAV," *Asian J. Control*, vol. 21, no. 1, pp. 156–171, Jan. 2019, doi: 10.1002/asjc.1946.
- [164] F. Muñoz, I. González-Hernández, S. Salazar, E. S. Espinoza, and R. Lozano, "Second order sliding mode controllers for altitude control of a quadrotor UAS: Real-time implementation in outdoor environments," *Neurocomputing*, vol. 233, pp. 61–71, Apr. 2017, doi: 10.1016/j.neucom.2016.08.111.
- [165] W. Xue, X. Zhu, X. Yang, H. Ye, and X. Chen, "A Moving Target Tracking Control of Quadrotor UAV Based on Passive Control and Super-Twisting Sliding Mode Control," *Math. Probl. Eng.*, vol. 2021, pp. 1–17, May 2021, doi: 10.1155/2021/6627495.
- [166] M. Labbadi, Y. Boukal, and M. Cherkaoui, "Path Following Control of Quadrotor UAV With Continuous Fractional-Order Super Twisting Sliding Mode," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 100, no. 3–4, pp. 1429–1451, Dec. 2020, doi: 10.1007/s10846-020-01256-3.
- [167] H. J. Jayakrishnan, "Position and Attitude control of a Quadrotor UAV using Super Twisting Sliding Mode," *IFAC-Pap.*, vol. 49, no. 1, pp. 284–289, 2016, doi: 10.1016/j.ifacol.2016.03.067.
- [168] M. Labbadi and M. Cherkaoui, "Novel robust super twisting integral sliding mode controller for a quadrotor under external disturbances," *Int. J. Dyn. Control*, vol. 8, no. 3, pp. 805–815, Sep. 2020, doi: 10.1007/s40435-019-00599-6.
- [169] A.-R. Babaei, M. Malekzadeh, and D. Madhkhan, "Adaptive super-twisting sliding mode control of 6-DOF nonlinear and uncertain air vehicle," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 84, pp. 361–374, Jan. 2019, doi: 10.1016/j.ast.2018.09.013.
- [170] Y. Nettari, S. Kurt, and M. Labbadi, "Adaptive Robust Control based on Backstepping Sliding Mode techniques for Quadrotor UAV under external disturbances," *IFAC-Pap.*, vol. 55, no. 12, pp. 252–257, 2022.

- [171] Y. Nettari, M. Labbadi, and S. Kurt, "Adaptive robust finite-time tracking control for quadrotor subject to disturbances," *Adv. Space Res.*, vol. 71, no. 9, pp. 3803–3821, 2023.
- [172] Y. Nettari, M. Labbadi, and S. Kurt, "Adaptive Backstepping Integral Sliding Mode Control Combined with Super-Twisting Algorithm For Nonlinear UAV Quadrotor System," *IFAC-Pap.*, vol. 55, no. 12, pp. 264–269, 2022.
- [173] J.-J. E. Slotine and W. Li, *Applied nonlinear control*, vol. 199. Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.
- [174] İ. Eker and Ş. A. Akinal, "Sliding mode control with integral augmented sliding surface: design and experimental application to an electromechanical system," *Electr. Eng.*, vol. 90, no. 3, pp. 189–197, Feb. 2008, doi: 10.1007/s00202-007-0073-3.
- [175] L. M. Capišani, A. Ferrara, and L. Magnani, "Design and experimental validation of a second-order sliding-mode motion controller for robot manipulators," *Int. J. Control*, vol. 82, no. 2, pp. 365–377, Feb. 2009, doi: 10.1080/00207170802112591.
- [176] İ. Eker, "Second-order sliding mode control with experimental application," *ISA Trans.*, vol. 49, no. 3, pp. 394–405, Jul. 2010, doi: 10.1016/j.isatra.2010.03.010.
- [177] J. A. Moreno, "A linear framework for the robust stability analysis of a Generalized Super-Twisting Algorithm," in *2009 6th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE)*, Toluca: IEEE, Nov. 2009, pp. 1–6. doi: 10.1109/ICEEE.2009.5393477.
- [178] J. A. Moreno, "Lyapunov analysis of non homogeneous Super-Twisting algorithms," in *2010 11th International Workshop on Variable Structure Systems (VSS)*, Mexico City, Mexico: IEEE, Jun. 2010, pp. 534–539. doi: 10.1109/VSS.2010.5544672.
- [179] S. N. Ghazbi, Y. Aghli, M. Alimohammadi, and A. A. Akbari, "Quadrotors unmanned aerial vehicles: A review," *Int. J. Smart Sens. Intell. Syst.*, vol. 9, no. 1, pp. 309–333, 2016.
- [180] X. Zhang, X. Li, K. Wang, and Y. Lu, "A survey of modelling and identification of quadrotor robot," in *Abstract and Applied Analysis*, Hindawi, 2014.
- [181] Q. Quan, *Introduction to multicopter design and control*. Springer, 2017.
- [182] A. A. Mian and D. Wang, "Dynamic modeling and nonlinear control strategy for an underactuated quad rotor rotorcraft," *J. Zhejiang Univ.-Sci. A*, vol. 9, pp. 539–545, 2008.
- [183] M. Orsag and S. Bogdan, "Influence of forward and descent flight on quadrotor dynamics," *Recent Adv. Aircr. Technol.*, pp. 141–156, 2012.
- [184] A. Mokhtari and A. Benallegue, "Dynamic feedback controller of Euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial

- vehicle,” in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004*, IEEE, 2004, pp. 2359–2366.
- [185] G. Fay, “Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation,” *Standord Univ. Stanf. CA*, 2001.
- [186] T. Hamel, R. Mahony, and A. Chriette, “Visual servo trajectory tracking for a four rotor VTOL aerial vehicle,” in *Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 02CH37292)*, IEEE, 2002, pp. 2781–2786.
- [187] P.-J. Bristeau, P. Martin, E. Salaün, and N. Petit, “The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV,” in *2009 European control conference (ECC)*, IEEE, 2009, pp. 683–688.
- [188] L. Danjun, Z. Yan, S. Zongying, and L. Geng, “Autonomous landing of quadrotor based on ground effect modelling,” in *2015 34th Chinese control conference (CCC)*, IEEE, 2015, pp. 5647–5652.
- [189] M. Bangura and R. Mahony, “Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor,” 2012.
- [190] S. Bertrand, “Commande de drone miniature à voilure tournante,” PhD Thesis, Université Nice Sophia Antipolis, 2007.
- [191] J. Wang, “Quadrotor analysis and model free control with comparisons,” PhD Thesis, Université Paris Sud-Paris XI, 2013.
- [192] G. Perozzi, “Exploration sécurisée d’un champ aérodynamique par un mini drone,” PhD Thesis, Ecole centrale de Lille, 2018.
- [193] M. F. Silva *et al.*, “Design of angular PID controllers for quadcopters built with low cost equipment,” in *2016 20th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)*, Oct. 2016, pp. 216–221. doi: 10.1109/ICSTCC.2016.7790668.
- [194] I. Sadeghzadeh, A. Mehta, A. Chamseddine, and Y. Zhang, “Active Fault Tolerant Control of a quadrotor UAV based on gainscheduled PID control,” in *2012 25th IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, Apr. 2012, pp. 1–4. doi: 10.1109/CCECE.2012.6335037.
- [195] S. H. Alsamhi *et al.*, “UAV computing-assisted search and rescue mission framework for disaster and harsh environment mitigation,” *Drones*, vol. 6, no. 7, p. 154, 2022.
- [196] D. Erdos, A. Erdos, and S. E. Watkins, “An experimental UAV system for search and rescue challenge,” *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 28, no. 5, pp. 32–37, 2013.
- [197] H. A. Lauterbach, C. B. Koch, R. Hess, D. Eck, K. Schilling, and A. Nüchter, “The Eins3D project—Instantaneous UAV-based 3D mapping for Search and Rescue applications,” in *2019 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, IEEE, 2019, pp. 1–6.

- [198] M. Silvagni, A. Tonoli, E. Zenerino, and M. Chiaberge, "Multipurpose UAV for search and rescue operations in mountain avalanche events," *Geomat. Nat. Hazards Risk*, vol. 8, no. 1, pp. 18–33, 2017.
- [199] X. Liu, G. Gu, and K. Zhou, "Robust stabilization of MIMO nonlinear systems by backstepping," *Automatica*, vol. 35, no. 5, pp. 987–992, 1999.
- [200] V. I. Utkin, *Sliding modes in control and optimization*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [201] V. Utkin, J. Guldner, and J. Shi, *Sliding mode control in electromechanical systems*. CRC press, 2017.
- [202] P. W and B. J. P, *Sliding Modes control in Engineering*, Edition Marcel Dekker, Inc. 1999.
- [203] V. Utkin, "Variable structure systems with sliding modes," *IEEE Trans. Autom. Control*, vol. 22, no. 2, pp. 212–222, 1977.
- [204] S. V. Emelyanov, S. K. Korovin, and L. V. Levantovsky, "Second order sliding modes in controlling uncertain systems," *Sov. J. Comput. Syst. Sci.*, vol. 24, no. 4, pp. 63–68, 1986.
- [205] T. Huang and D. Huang, "Backstepping control for a quadrotor unmanned aerial vehicle," in *2020 Chinese Automation Congress (CAC)*, IEEE, 2020, pp. 2475–2480.
- [206] A. Noordin, M. a. M. Basri, and Z. Mohamed, "Sliding mode control for altitude and attitude stabilization of quadrotor UAV with external disturbance," *Indones. J. Electr. Eng. Inform. IJEEI*, vol. 7, no. 2, Art. no. 2, May 2019, doi: 10.52549/ijeei.v7i2.1149.
- [207] M. Ran, Q. Wang, D. Hou, and C. Dong, "Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control," *Chin. J. Aeronaut.*, vol. 27, no. 3, pp. 634–642, 2014.
- [208] S. Huang, J. Huang, Z. Cai, and H. Cui, "Adaptive backstepping sliding mode control for quadrotor uav," *Sci. Program.*, vol. 2021, pp. 1–13, 2021.
- [209] H. Voos, "Nonlinear control of a quadrotor micro-UAV using feedback-linearization," in *2009 IEEE International Conference on Mechatronics*, IEEE, 2009, pp. 1–6.
- [210] F. P. Freire, N. A. Martins, and F. Splendor, "A simple optimization method for tuning the gains of PID controllers for the autopilot of cessna 182 aircraft using model-in-the-loop platform," *J. Control Autom. Electr. Syst.*, vol. 29, pp. 441–450, 2018.
- [211] F. Plestan, Y. Shtessel, V. Brégeault, and A. Poznyak, "Sliding mode control with gain adaptation—Application to an electropneumatic actuator," *Control Eng. Pract.*, vol. 21, no. 5, pp. 679–688, May 2013, doi: 10.1016/j.conengprac.2012.04.012.
- [212] M. Taleb, F. Plestan, and B. Bououlid, "An adaptive solution for robust control based on integral high-order sliding mode concept: ADAPTIVE

- INTEGRAL SLIDING MODE CONTROL,” *Int. J. Robust Nonlinear Control*, vol. 25, no. 8, pp. 1201–1213, May 2015, doi: 10.1002/rnc.3135.
- [213] J.-P. Su, T.-M. Chen, and C.-C. Wang, “Adaptive fuzzy sliding mode control with GA-based reaching laws,” *Fuzzy Sets Syst.*, vol. 120, no. 1, pp. 145–158, May 2001, doi: 10.1016/S0165-0114(99)00107-4.
- [214] J. Lee, M. Jin, and K. K. Ahn, “Precise tracking control of shape memory alloy actuator systems using hyperbolic tangential sliding mode control with time delay estimation,” *Mechatronics*, vol. 23, no. 3, pp. 310–317, Apr. 2013, doi: 10.1016/j.mechatronics.2013.01.005.
- [215] A. Levant, “Sliding order and sliding accuracy in sliding mode control,” *Int. J. Control*, vol. 58, no. 6, pp. 1247–1263, 1993.
- [216] M. Djemai, J.-P. Barbot, and T. Boukhobza, “Some comments on higher order sliding modes,” in *1999 European Control Conference (ECC)*, IEEE, 1999, pp. 3809–3814.
- [217] L. Fridman and A. Levant, *HIGHER ORDER SLIDING MODES*. in Systems and Control Book Series. 2002.
- [218] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant, *Sliding mode control and observation*, vol. 10. Springer, 2014.
- [219] J. A. Moreno and M. Osorio, “A Lyapunov approach to second-order sliding mode controllers and observers,” in *2008 47th IEEE conference on decision and control*, IEEE, 2008, pp. 2856–2861.
- [220] A. Levant, “Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control,” *Int. J. Control*, vol. 76, no. 9–10, pp. 924–941, 2003.
- [221] O. Mechali, L. Xu, X. Xie, and J. Iqbal, “Fixed-time nonlinear homogeneous sliding mode approach for robust tracking control of multirotor aircraft: Experimental validation,” *J. Frankl. Inst.*, vol. 359, no. 5, pp. 1971–2029, Mar. 2022, doi: 10.1016/j.jfranklin.2022.01.010.
- [222] L. Derafa, A. Benallegue, and L. Fridman, “Super twisting control algorithm for the attitude tracking of a four rotors UAV,” *J. Frankl. Inst.*, vol. 349, no. 2, pp. 685–699, Mar. 2012, doi: 10.1016/j.jfranklin.2011.10.011.
- [223] S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, and V. Balakrishnan, *Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory*. Society for Industrial and Applied Mathematics, 1994. doi: 10.1137/1.9781611970777.
- [224] O. Mechali, L. Xu, Y. Huang, M. Shi, and X. Xie, “Observer-based fixed-time continuous nonsingular terminal sliding mode control of quadrotor aircraft under uncertainties and disturbances for robust trajectory tracking: Theory and experiment,” *Control Eng. Pract.*, vol. 111, p. 104806, Jun. 2021, doi: 10.1016/j.conengprac.2021.104806.
- [225] O. Saif, “Reactive navigation of a fleet of drones in interaction,” PhD Thesis, Université de Technologie de Compiègne, 2016.

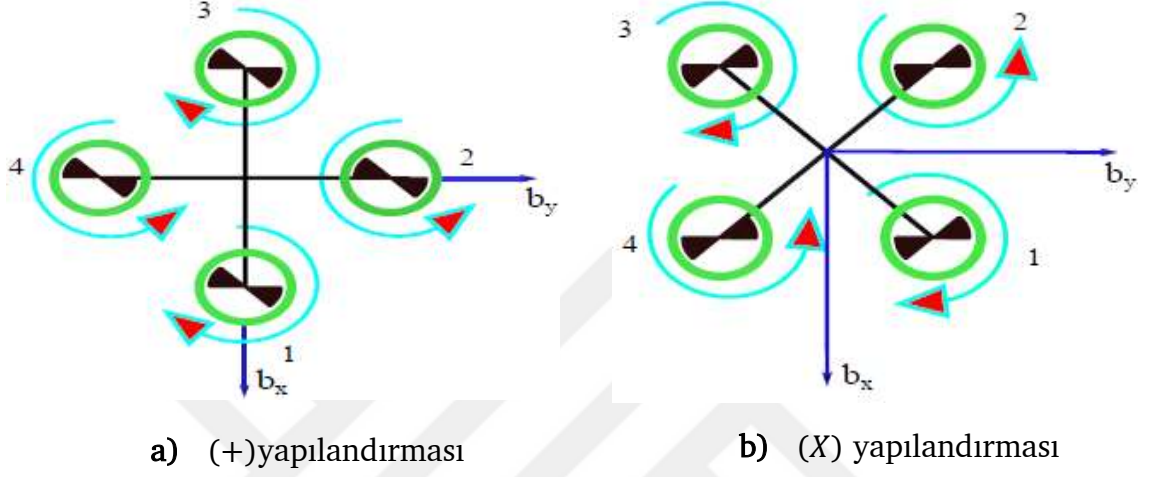
Ek A

DÖRT ROTORLU KONFIGÜRASYONLARI

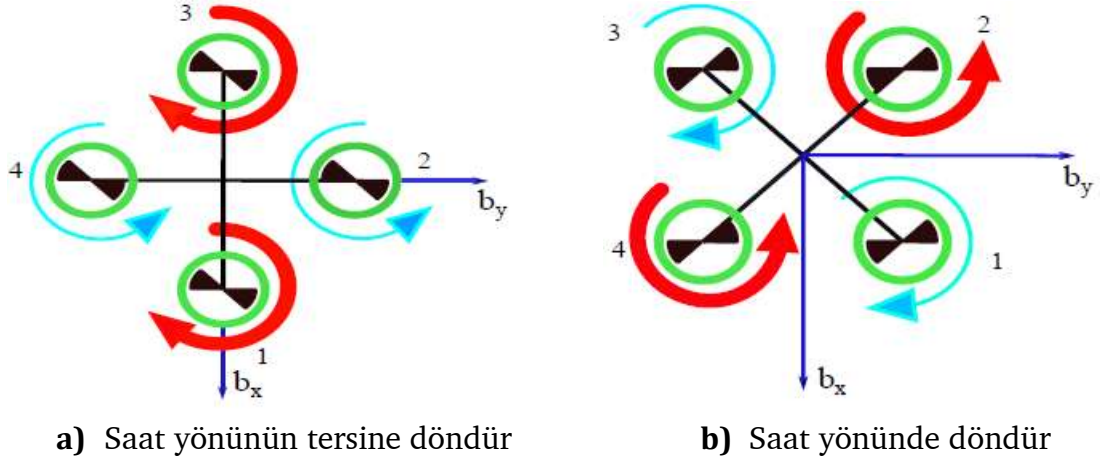
A.1 Dört Rotorlu Konfigürasyonları

Dört rotorluların konfigürasyonu iki yapılandırmaya ayrılabilir [225]. Artı (+) yapılandırması ve X yapılandırması. Artı (+) yapılandırmasında, Şekil A. 1(a)'da görüldüğü gibi, dört rotorlunun kolları gövdeye bağlı çerçevenin b_x ve b_y eksenleri ile hizalanır. Ancak X yapılandırmasında, Şekil A. 1 (b)'de görüldüğü gibi, dört rotorlu Artı yapılandırmasına göre b_z eksenini etrafında %45 döndürülmüştür. Her iki yapılandırmada da, sapma momentini telafi etmek için iki rotor saat yönünde döner, diğeri ise saat yönünün tersine döner. Buna ek olarak, dört rotorlunun ön kısmı b_x eksenindedir. Hover modu olarak da adlandırılan z irtifasını kontrol etmek için, Şekil A. 1'de gösterildiği gibi dört rotorluda aynı açısız hızlarla tahrik edilir. Şekil A. 2'de her iki konfigürasyonda da sapma açısının kontrolü gösterilmektedir. Aynı yönde dönen rotorların açısız hızları azaltılır ve diğeri artırılır. Yunuslama açısını eğmek için arka rotorun (veya X konfigürasyonundaki rotorların) açısız hızı artırılır ve ön rotorunki azaltılır, bkz. Şekil A. 3. Aynı prensip yuvarlanma açısını eğmek için de uygulanır, bkz. Şekil A. 4. Yunuslama ve sapma açılarının kontrolü ile x ve y yönlü hareketleri kontrol ederiz. Sabit bir yunuslama açısı eğimi dört rotorlu dronun (x) yönlü hareket etmesini sağlar. Yine aynı prensibe göre, yana hareket (y) etmek için yuvarlanma açısı kullanılır. Denklem (2.50)'de her rotorun açısız hızı w_i , ile rotor düzleminde üretilen dikey kuvvet veya itki T_i , arasındaki ilişkiyi hatırlayalım. Buna ek olarak, aerodinamik kuvvetler nedeniyle her bir rotorda bir sürüklenme momenti oluşur. Sürüklenme momentinin yönü rotorun dönüş yönünün tersidir. Bu moment (2.50) formülü ile verilmektedir. Şekil 2. 1 bir dört rotorlu üzerindeki farklı kuvvetleri ve momentleri göstermektedir. Sonuç olarak, rotorların açısız hızları ile dört rotorlunun girdileri (kontrol sinyalleri) arasındaki ilişki, konfigürasyonları ile aşağıdaki gibi verilir.

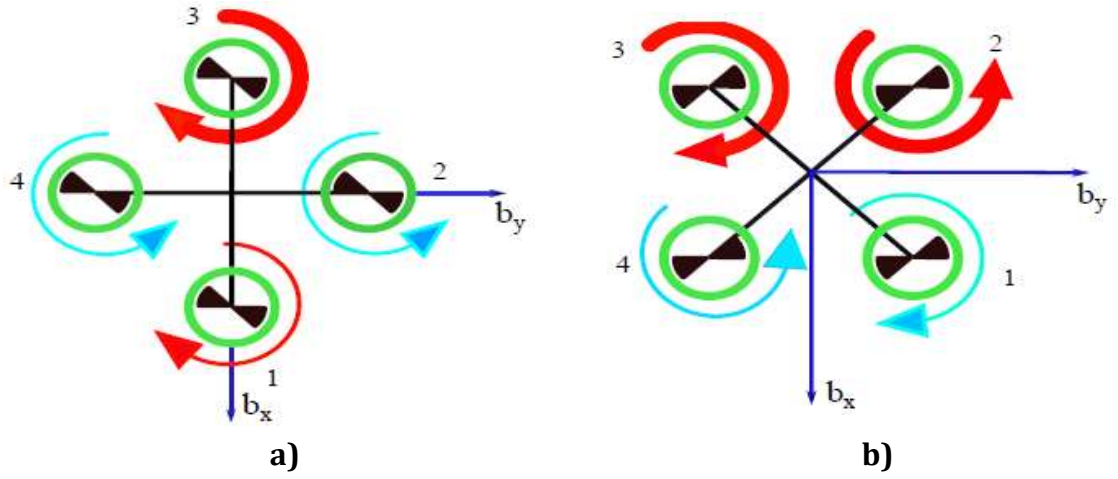
$$\begin{array}{c} \text{Artı (+) yapılandırması} \end{array} \begin{array}{c} \begin{bmatrix} u_m \\ u_\Phi \\ u_\Theta \\ u_\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t \\ 0 & lK_t & 0 & -lK_t \\ -lK_t & 0 & lK_t & 0 \\ K_g & -K_g & K_g & -K_g \end{bmatrix} \end{array} \begin{array}{c} \text{X yapılandırması} \end{array} \begin{array}{c} \begin{bmatrix} u_m \\ u_\Phi \\ u_\Theta \\ u_\Psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t \\ \frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & \frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{2}}{2}lK_t \\ -\frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & \frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & \frac{\sqrt{2}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{2}}{2}lK_t \\ K_g & -K_g & K_g & -K_g \end{bmatrix} \end{array} \quad (A.1.1)$$



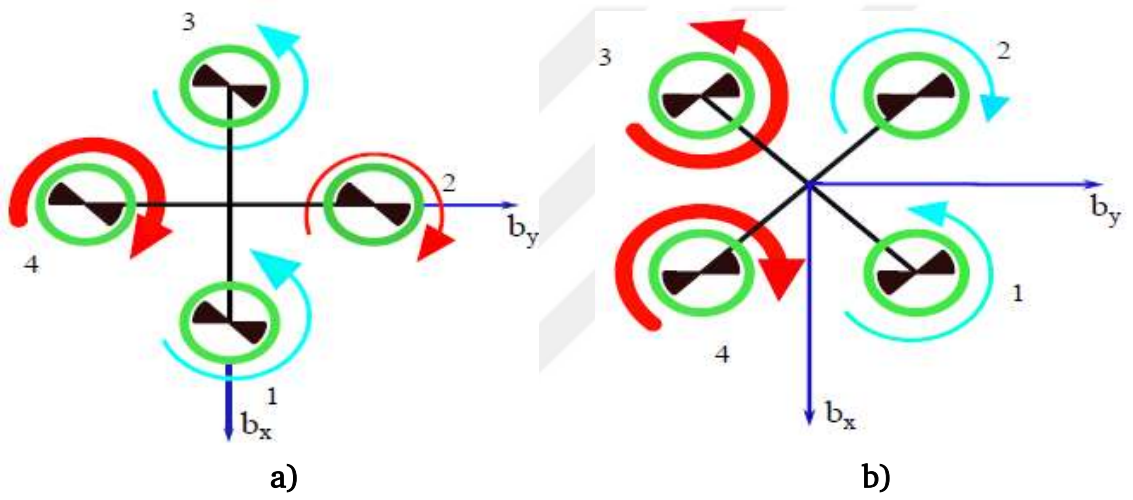
Şekil A. 1 Dört rotorlunun Artı ve X konfigürasyonları sabit uçuş modunda. Rotorlar aynı açısal hıza sahiptir. b_x eksenini ön yönü gösterir.



Şekil A. 2 Artı ve X konfigürasyonlarında sapma açısı kontrolü. Okların genişliği, rotorların açısal hızıyla orantılıdır.



Şekil A. 3 Artı (+) ve X konfigürasyonlarında eğim açısı kontrolü



Şekil A. 4 Artı (+) ve X konfigürasyonlarında yuvarlanma açısı kontrolü

Ek B

SİMÜLASYON PARAMETRELERİ

B.1 Modelin Simülasyon Parametrelerine Yapılan Eklemeler

Tablo B. 1 Dört rotorlu parametreleri

Parametre	Değeri	Parametre	Değeri
$g(m/s^2)$	9,81	$k_2(N/m/s)$	$5,5670e - 4$
$I_{xx}(kg.m^2)$	$3,827e - 3$	$k_4(N/m/s)$	$5,5670e - 4$
$I_{zz}(kg.m^2)$	$7,6566e - 3$	$k_6(N/m/s)$	$5,5670e - 4$
$k_1(N/m/s)$	$5,5670e - 4$	$c_d(N.m.s^2)$	$3,2320e - 2$
Parametre	Değeri	Parametre	Değeri
$m(kg)$	0,486	$k_3(N/m/s)$	$5,5670e - 4$
$I_{yy}(kg.m^2)$	$3,827e - 3$	$k_5(N/m/s)$	$5,5670e - 4$
$I_r(kg.m^2)$	$2,8385e - 5$	$k_p(N.s^2)$	$2,9842e - 3$

B.2 Kontrol Yasalarının Simülasyon Parametrelerine Yapılan Eklemeler

Tablo B. 2 Kontrol sistemi parametreleri (BsC)

Parametre	Değeri
c_{x1}, c_{y1}, c_{z1}	0,3
c_{x2}, c_{y2}, c_{z2}	0,5
$c_{\emptyset 1}, c_{\emptyset 1}, c_{\psi 1}$	3
$c_{\emptyset 2}, c_{\emptyset 2}, c_{\psi 2}$	5

Tablo B. 3 Kontrol sistemi parametreleri (SMC)

Parametre	Değeri
c_{sx}, c_{sy}, c_{sz}	1
$c_{s\emptyset}, c_{s\theta}, c_{s\psi}$	1
K_{sx}, K_{sy}, K_{sz}	4,0073
$K_{s\emptyset}, K_{s\theta}, K_{s\psi}$	96.3155

Tablo B. 4 Kontrol sistemi parametreleri (PIDSMC)

Parametre	Değeri	Parametre	Değeri
K_{px}, K_{py}, K_{pz}	0,5	K_{s1}, K_{s3}, K_{s5}	7
K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}	0,0021	K_{s7}, K_{s9}, K_{s11}	6.6037
K_{dx}, K_{dy}, K_{dz}	0,5301	-	-

Tablo B. 5 Kontrol sistemi parametreleri (ABSMC)

Parametre	Değeri	Parametre	Değeri
c_{0x}, c_{0y}, c_{0z}	1	r_x, r_y, r_z	50,4045
$c_{0\emptyset}, c_{0\theta}, c_{0\psi}$	14,0073	$r_{\emptyset}, r_{\theta}, r_{\psi}$	100,3155

Tablo B. 6 Kontrol sistemi parametreleri (STABPIDSMC)

Parametre	Değeri	Parametre	Değeri
$\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$	1	K_{1x}, K_{1y}, K_{1z}	0,3
K_{px}, K_{py}, K_{pz}	0,5	$K_{1\emptyset}, K_{1\theta}, K_{1\psi}$	0,6
K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}	0,0021	K_{2x}, K_{2y}, K_{2z}	100
K_{dx}, K_{dy}, K_{dz}	0,5301	$K_{2\emptyset}, K_{2\theta}, K_{2\psi}$	200
$\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$	0,4	-	-

Konferans Bildirileri

1. Nettari, Yakoub, Serkan Kurt, and Moussa Labbadi. "Adaptive Robust Control based on Backstepping Sliding Mode techniques for Quadrotor UAV under external disturbances." IFAC-PapersOnLine 55, no. 12 (2022): 252-257.
2. Nettari, Yakoub, Moussa Labbadi, and Serkan Kurt. "Adaptive Backstepping Integral Sliding Mode Control Combined with Super-Twisting Algorithm For Nonlinear UAV Quadrotor System." IFAC-PapersOnLine 55, no. 12 (2022): 264-269.

Makaleler

3. Nettari, Yakoub, Moussa Labbadi, and Serkan Kurt. "Adaptive robust finite-time tracking control for quadrotor subject to disturbances." Advances in Space Research 71, no. 9 (2023): 3803-3821.