



**ASKIDA YÜK TAŞIYAN DÖRT ROTORLU İHA İÇİN
KONTROLCÜ TASARIMI**

Özhan BİNGÖL

**Yüksek Lisans Tezi
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY**

**2019
Her hakkı saklıdır.**



**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**ASKIDA YÜK TAŞIYAN DÖRT ROTORLU İHA İÇİN KONTROLÇÜ
TASARIMI**

Özhan BİNGÖL

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY

Anabilim Dalı: Elektrik Elektronik Mühendisliği

Erzurum

2019

Her hakkı saklıdır

T.C.
ERZURUM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
TEZ ONAY FORMU

ASKIDA YÜK TAŞIYAN DÖRT ROTORLU İHA İÇİN KONTROLCÜ
TASARIMI

Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY danışmanlığında, Özhan BİNGÖL tarafından hazırlanan bu çalışma 03 / 05 / 2019 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda Yüksek Lisans tezi olarak **Oy birliği ile (3/3)** ile kabul edilmiştir.

Başkan	: Prof. Dr. Birol SOYSAL	İmza	:
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY	İmza	:
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Tolga AYDIN	İmza	:

Yukarıdaki sonucu onaylıyorum

Doç. Dr. Arzu GÖRMEZ
Enstitü Müdürü

ETİK KURALLARA UYGUNLUK BEYANI

Erzurum Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez içindeki tüm bilgilerin doğru ve tam olduğunu, bilgilerin üretilmesi aşamasında bilimsel etiğe uygun davrandığımı, yararlandığım bütün kaynakları atıf yaparak belirttiğimi beyan ederim.

10 / 05 / 2019

Özhan BİNGÖL

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

ASKIDA YÜK TAŞIYAN DÖRT ROTORLU İHA İÇİN KONTROLCÜ TASARIMI

Özhan BİNGÖL

Erzurum Teknik Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY

İnsansız hava araçları (İHA) ile havadan yük taşıma uygulamaları, son zamanlarda büyük ilgi gören bir alan olarak dikkat çekmektedir. Özellikle dört rotorlu İHA (quadrotor)'lar, basit yapıları, dikey kalkış-iniş yapabilmeleri ve istenilen yükseklikte asılı kalabilmeleri gibi önemli avantajlarından dolayı coğrafi olarak ulaşılması zor yerlere veya tehlikeli bölgelere yük teslimatı yapmak için önemli rol oynayabilirler. Bu tez çalışmasında, yük taşıyan bir quadrotor için kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir. Öncelikle quadrotorun lineer olmayan matematiksel modeli Newton-Euler yaklaşımı yardımıyla elde edilmiştir. Daha sonra taşınacak yük üç boyutlu noktasal bir sarkaç kütle olarak modellenmiş ve yük ile quadrotorun dinamikleri birleştirilerek sistemin lineer olmayan tam matematiksel modeli parametre belirsizlikleri de dikkate alınarak çıkarılmıştır. Sistem modellenildikten sonra kontrolcü olarak kayan kipli kontrol tasarımı yapılmıştır. Kayan kipli kontrolcü, lineer olmayan sistemlerde etkin performans göstermesi, tasarımının basit olması ve belirsizliklere karşı gürbüz bir kontrol karakteristiği göstermesinden dolayı yaygın olarak kullanılan bir kontrolcü tipidir. Önerilen kontrolcünün tasarlanmasının ardından kararlılığı, Lyapunov kararlılık ölçütü uygulanarak teorik olarak gösterilmiştir. Son olarak da sistemin MATLAB ortamında benzetimi gerçekleştirilip sonuçlar değerlendirilmiştir. Geliştirilen kontrolcünün etkinliğini göstermek için sistem üzerinde, sadece quadrotor kontrolü için tasarlanmış bir kayan kipli kontrolör kullanılmış ve önerilen kontrolcü ile karşılaştırılması da yapılmıştır. Alınan sonuçların da açık bir şekilde gösterdiği gibi, önerilen kayan kipli kontrolcü, yük taşıyan quadrotorun kontrolünde, klasik kayan kipli kontrolcüye nazaran çok daha etkin bir performans göstermektedir.

2019, 55 sayfa

Anahtar Kelimeler: Dört Rotorlu İHA Kontrolü, Yük Taşıma, Kayan Kipli Kontrol

ABSTRACT

MS. Thesis

SUSPENDED PAYLOAD TRANSPORTATION CONTROLLER DESIGN FOR QUADROTOR UAV

Özhan BİNGÖL

Erzurum Technical University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electrical Electronic Engineering

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Hacı Mehmet GÜZEY

Aerial load transportation applications with Unmanned Aerial Vehicles (UAV), have recently attracted attention as an area of great interest. In particular, the quadrotor UAVs can play an important role in delivering loads to geographically difficult locations or hazardous areas due to their advantages such as their simple structures, vertical take-off and landing capabilities and their ability to hover at desired height. In this thesis, a controller has been designed for a quadrotor transporting a suspended payload. Firstly, nonlinear mathematical model of a single quadrotor is derived based on Newton-Euler approach. The load to be transported was then modeled as a three-dimensional point mass pendulum and the dynamics of the load and the quadrotor were combined and the full nonlinear mathematical model of the system was obtained considering parameter uncertainties. After the system had been modelled a sliding mode controller was designed. The sliding-mode controller is a commonly used type of controller because of its efficient performance in nonlinear systems, its simplicity in design and its robust control characteristic against uncertainties. After the design of the proposed controller, its stability is shown theoretically by applying the Lyapunov stability criterion. Finally, the system was simulated in Matlab and the results were evaluated. To demonstrate the effectiveness of the suggested controller, a classical sliding mode controller is used on the system and compared with the proposed controller. As the results clearly indicate, the proposed sliding mode controller is much more efficient in controlling the quadrotor transporting a suspended payload than in the conventional sliding mode controller.

2019, 55 pages

Keywords: Quadrotor Control, Payload Transportation, Sliding Mode Controller

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca çalışmalarımnda bilgi ve deneyimi ile bana yol gösteren değerli danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hacı Mehmet GÜZEY'e en içten dileklerle teşekkürlerimi takdim ederim.

Eğitim hayatım boyunca maddi ve manevi desteklerini benden esirgemeyen çok sevdiğim aileme teşekkürlerimi bir borç bilirim.

Çalışmalarım boyunca bana olan inançları ve destekleri hiç eksilmeyen çok kıymetli mesai arkadaşlarıma en samimi teşekkürlerimi sunarım.

Özhan BİNGÖL
Mayıs / 2019

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	v
ŞEKİLLER DİZİNİ	viii
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Amacı.....	2
1.2. İHA'ların Tarihsel Gelişimi.....	2
1.3. Tezin İçeriği.....	3
2. KAYNAK ÖZETLERİ	5
3. MATERYAL ve YÖNTEM	15
3.1. Ön Bilgi.....	15
3.2. Quadrotorun Matematiksel Modeli.....	15
3.2.1. Eksen sistemi tanımı.....	15
3.2.2. Euler açıları.....	17
3.2.3. Rotasyon matrisi.....	18
3.2.4. Quadrotorun hareket denklemleri.....	19
3.3. Yükün Matematiksel Modeli.....	26
3.4. Kontrolcü Tasarımı.....	29
3.4.1. Kayan kipli kontrol.....	30
3.4.2. Askıda yük taşıyan quadrotor için kontrolcü tasarımı.....	33
3.5. Sistemin Durum-Uzay Gösterimi.....	38
4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA	40
5. SONUÇ ve ÖNERİLER	48
KAYNAKLAR	49
ÖZGEÇMİŞ	54

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
Φ	Yalpalama(Roll) açısı
θ	Yunuslama(Pitch) açısı
ψ	Sapma(Yaw) açısı
g	Yerçekimi ivmesi
E	Atalet eksenini (Earth frame)
B	Gövde eksenini (Body frame)
R	Rotasyon matrisi
ξ	Atalet eksenine göre konum
v	Atalet eksenine göre hız
F	İtme kuvveti
Ω	Pervanenin açısal hızı
b	İtme faktörü
m	Quadrotor kütlesi
ω	Gövde eksenine göre açısal hız vektörü
$S(\omega)$	Ters simetrik matris
W	Yer değiştirme matrisi
L	Açısal momentum
I	Atalet momenti
τ_B	Quadrotor gövdesinin torku
J_r	Bir pervanenin ataleti
τ_G	Jiroskopik tork
l	Pervanenin merkezi ile quadrotorun kütle merkezi arasındaki mesafe
d	Sürüklenme faktörü
τ_D	Sürüklenme torku
K_i	Aerodinamik rotasyon ve yer değiştirme katsayıları
τ_A	Pervanelerin neden olduğu tork
$\ddot{\Phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$	Quadrotorun açısal ivmeleri
$\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$	Quadrotorun doğrusal ivmeleri
F_a	Sürtünme kuvveti

U_i	Kontrolcü giriş işaretleri
α_x	Yükün x-z düzleminde salınım açısı
α_y	Yükün y-z düzleminde salınım açısı
r	Yükün Quadrotor merkezine göre konumu
L	Yük ile quadrotor arasındaki ipin uzunluğu
r^B	Yükün gövde eksenindeki konumu
α_τ	Teğet hareketin ivme ifadesi
α_n	Normal hareketin ivme ifadesi
m_L	Yükün kütlesi
F_{ox}, F_{oy}, F_{oz}	Yükün quadrotora uyguladığı kuvvetler
$V(t)$	Lyapunov fonksiyonu
u_{eq}	Eşdeğer kontrol girişi
u_{sw}	Anahtarlama kontrol girişi
m_T	Quadrotor ve yükün toplam kütlesi
x_d	x-ekseninde ulaşılmak istenilen x değeri
y_d	y-ekseninde ulaşılmak istenilen y değeri
z_d	z-ekseninde ulaşılmak istenilen z değeri
Φ_d	x-ekseninde ulaşılmak istenilen yalpalama açısı(Φ) değeri
θ_d	y-ekseninde ulaşılmak istenilen yunuslama açısı(θ) değeri
ψ_d	z-ekseninde ulaşılmak istenilen sapma açısı(ψ) değeri
Δm	Parametre belirsizlik katsayısı
ΔI_i	Parametre belirsizlik katsayıları
s_i	Kayma yüzeyleri
a_{ij}	Sabit katsayılar
k_{ij}	Sabit katsayılar
η_i	Sabit katsayılar
ε_i	Sabit katsayılar
δ_i	Sabit katsayılar

Kısaltmalar

İHA	İnsansız Hava Aracı
UAV	İnsansız Hava Aracı (Unmanned Aerial Vehicle)

VTOL	Dikey İniş-Kalkış Yapabilen (Vertical Take Off and Landing)
PD	Oransal-Türevsel Denetleyici (Proportional Derivative)
PI	Oransal-İntegral Denetleyici (Proportional Integral)
PID	Oransal-İntegral-Türevsel (Proportional Integral Derivative)
RCAC	Retrospektif Maliyet Uyarlamalı Kontrol (Retrospective Cost Adaptive Control)
MIQP	Karma Tam Sayı Kuadratik Program (Mixed Integer Quadratic Program)
PVTOL	Düzlemsel Dikey İniş- Kalkış Yapan (Planer Vertical Take-Off and Landing)
IDA-PBC	Ara Bağlantı ve Sönümlenme Atama-Pasiflik Tabanlı Kontrol (Interconnection and Damping Assignment Passivity - Based Control)
MPC	Model Tahmin Kontrolcü (Model Predictive Control)
SMC	Kayan Kipli Kontrol (Sliding Mode Control)
TOMP	Zamana Uygun Hareket Planlama (Time-Optimal Motion Planning)
SQP	Sıralı Kuadratik Programlama (Sequential Quadratic Programming)
HESO	Harmonik Olarak Genişletilmiş Durum Gözlemcisi (Harmonic Extended State Observer)
LQR	Lineer Kuadratik Regülatör (Linear Quadratic Regulator)
RCDPR	Yeniden Yapılandırılabilir Kablo Gdümlü Paralel Robotlar (Reconfigurable Cable-Driven Parallel Robots)
2-SMC	İkinci Dereceden Kayan Kipli Kontrol (Second Order Sliding Mode Control)
KKK	Kayan Kipli Kontrol

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1. Yük taşıyan Hummingbird quadrotoru	6
Şekil 2.2. Bir pencereden yük ile geçen quadrotor	7
Şekil 2.3. Bir yay damperi olarak modellenmiş ip ile yük taşıyan quadrotor modeli.....	10
Şekil 2.4. Askıda yük taşıyan quadrotor birden fazla ara nokta üzerinden bir yörüngede uçuyor	11
Şekil 2.5. İnce, esnek bir halka taşıyan altı quadrotor	12
Şekil 2.6. a) bağlantı mekanizması, b) yük taşıyan quadrotorlar	13
Şekil 2.7. Askıda aynı yükü taşıyan iki quadrotor	14
Şekil 3.1. Quadrotorun koordinat sistemi	16
Şekil 3.2. Quadrotorun hareketleri	17
Şekil 3.3. Noktasal kütle olarak yük modeli	26
Şekil 3.4. Sarkaç tipi yük ile quadrotor sisteminin dinamiği	27
Şekil 3.5. Yük taşıyan quadrotor modeli.....	28
Şekil 3.6. Kayan kipli kontrol	30
Şekil 4.1. Klasik KKK için x, y, z pozisyonlarının değişimi	41
Şekil 4.2. Klasik KKK için Φ , θ , ψ açılarının değişimi	42
Şekil 4.3. Klasik KKK için U1, U2, U3, U4 girişlerinin değişimi	43
Şekil 4.4. Önerilen KKK için x, y, z pozisyonlarının zamanla değişimi	44
Şekil 4.5. Önerilen KKK için Φ , θ , ψ açılarının değişimi.....	45
Şekil 4.6. Önerilen KKK için U1, U2, U3, U4 girişlerinin değişimi	46
Şekil 4.7. a) Klasik KKK ile x-eksenindeki hareket b) Önerilen KKK ile x-eksenindeki hareket	47
Şekil 4.8. a) Klasik KKK ile θ açısının değişimi b) Önerilen KKK ile θ açısının değişimi	47

1. GİRİŞ

İnsansız sistemler; tipik olarak bir insan operatör taşımayan, kendiliğinden (otonom) veya uzaktan kumanda ile çalışabilen motorlu, hava, deniz veya kara taşıtları olarak tanımlanırlar. İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), başta askeri amaçlı olmak üzere en hızlı gelişmenin görüldüğü insansız sistemler olarak ön plana çıkmaktadırlar. Hatta İHA'ların dünya çapında robotik araştırmalarda standart bir platform haline geldiğini rahatlıkla söyleyebiliriz. Son dönemde, teknolojiye yaşanan gelişmeler ile beraber montajlarının çok basitleşmiş olması, ağırlıklarının 1 kg'ın altına düşmüş olması, boylarının ise 10 cm'den daha küçük boylara inmiş olmalarından ötürü, dört rotorlu İHA'ların (quadrotor) sivil uygulamalarda daha sık karşımıza çıktıkları görülmektedir (Bouabdallah 2007). Mevcut sivil quadrotor uygulamaları arasında, bilimsel araştırmalar, arama kurtarma çalışmaları, acil durumlarda ilk yardım müdahalesi, trafik kontrol görevleri, altyapı desteği, havadan fotoğraf ve film çekimleri, orman koruma ve orman yangını izleme, çevre izleme, enerji ve elektrik tesisi izleme, boru hattı denetimi ve sahil güvenlik desteği, doğal afetler veya terör saldırıları sonrası kriz yönetimi ve felaket alanlarında hayatta kalanları aramak vb. sayılabilir (MacKunis et al. 2010; Mahony et al. 2012). Özellikle son yıllarda, otonom olarak yük taşıma işlevi, quadrotor uygulamalarında hızla artan bir ilgi görmektedir. Quadrotorlar tiplerine, işlevselliklerine, çalışma özelliklerine ve kullanım amaçlarına göre çeşitli yükler taşıyabilirler. Havadan sivil kargo taşımacılığı, afet bölgelerine ilk yardım malzemesi taşınması, acil durumlarda hasta veya yaralı taşınması, yangın söndürme gibi sivil uygulamalardaki kullanımları quadrotorların önemlerini her geçen gün artırmaktadır (Faust et al. 2017). Bu görevlerde elde edecekleri başarıları, quadrotorların yapısal ve teknolojik özelliklerinin yanı sıra, kontrol edilmeleri için geliştirilen kontrol algoritmalarının etkinliklerine de bağlıdır (Lim et al. 2012).

Quadrotor, dört adet rotoru olmasına karşın altı adet çıkış işareti olmasından ötürü eksik tahrikli bir sistem olarak adlandırılır. Eksik tahrikli olması ve karmaşık dinamiklerinden dolayı tek başına kontrol edilmesi bile başlı başına bir problem teşkil etmektedir. Bununla birlikte bir yükün taşınması, quadrotorların uçuş karakteristiklerini tamamen değiştireceği için aracın kontrolünde aşılması gereken yeni problemler ortaya çıkaracaktır. İHA'nın kütlesini artırmasının yanı sıra, yük İHA'nın performansını azaltan

salınımları tetikleyecektir. Örneğin, yükün yüksek hızlardaki farklı aerodinamik davranışlarından dolayı kazalara neden olabilecek dengesiz salınımlar meydana gelebilir. Ayrıca yükün önceden belirlenmiş bir noktaya, doğru olarak yerleştirilmek istendiği uygulamalarda, yükün varlığı aracın hareketini etkileyeceği için gerekli önlemler alınmadığı takdirde yükü yerleştirmede doğruluk hassasiyeti ciddi oranda düşecektir (Bernard et al. 2008; Bisgaard et al. 2010). Bu ve benzeri nedenlerden dolayı, araştırmalarda quadrotorların yük taşıma uygulamalarındaki zorluklarını çözebilecek teknolojiler geliştirme konusunda artan bir ilgi vardır (Min et al. 2011; Cruz and Fierro 2012a). Bu problemlerin aşılmasında, quadrotorların karakteristiklerinin geleneksel helikopterlerden farklı oldukları göz önünde bulundurulduğunda, var olan yöntemlerin doğrudan quadrotorlara uygulanması mümkün olmamaktadır (Thanapalan and Wong 2010; Zameroski et al. 2011).

1.1. Tezin Amacı

Bu tez çalışmasında, katı (rijit) kabul edilen bir iple askıda yük taşıyan bir quadrotorun modellenmesi ve kontrolü ele alınmıştır. Yük taşıma kapasitesine sahip İHA sistemi, kütesiz kabloyla birbirine bağlanan iki katı gövdeden oluşan bir dinamik sistem olarak, ipin kütesiz ve elastik olmayan bir yapıda olduğu kabul edilmiştir. Matematiksel model, katı cisimler için Newton-Euler denklemlerinden türetilmiştir. Sistemi kontrol etmek için kayan kipli bir kontrolcü önerilmiş ve yapılan benzetim çalışmalarının sonuçları ile kontrol yönteminin yüksek performansı ve sistemin kontrolcü ile ulaştığı kararlılık somut bir şekilde gösterilmiştir.

1.2. İHA'ların Tarihsel Gelişimi

Daha eski çizimleri, tasarımları veya uygulamaları olduğu bilirse de insansız hava araçlarının ilk olarak Amerika Birleşik Devletleri tarafından I. Dünya Savaşında kullanıldığı kabul edilmektedir (Taylor and Munson 1977). Ancak, kontrol alanında yeterli teorik birikimin olmaması ve mevcut iletişim ve hesaplama teknolojisinin bu tür projeleri destekleyecek seviyeyi yakalayamaması, savaşın sonuna kadar İHA'ların daha fazla geliştirilememesine sebep olmuştur. Uygulamada kullanılan ilk İHA'lar, sahadaki bir komuta merkezinde bulunan eğitimli bir personel tarafından kontrol edilmekteydiler

(Keane and Carr 2013). Teknolojinin ve özellikle de kontrol teorisinin gelişmesiyle birlikte, İHA'lar 1960'ların başından beri özellikle askeri uygulamalarda yoğun olarak kullanılmaktadır (Chao et al. 2010). Eğitimli askerlerin güvenliğini riske atmadığından dolayı, askeri alanda özellikle 1980'lerden itibaren İHA'ların kullanımı önemli oranda artmıştır. Çünkü istihbarat toplama, harita oluşturma, devriye görevi yapma ve gerekirse çatışma bölgelerine silah tedariki konularında rahatlıkla kullanılabilirler (Gupte et al. 2012).

Başlangıçta, sabit kanatlı tipte İHA'lar yaygın olarak kullanılmıştır. Ancak özellikle 2000'li yıllardan itibaren sivil kullanımın yaygınlaşması nedeniyle, farklı tasarım türleri ortaya çıkmaya başlamıştır. Bu tasarım türlerinden en yaygın olanı dört rotorlu döner kanatlar olarak sınıflandırılan ve dikey kalkış-iniş yapabilen quadrotorlardır (Sarris and Atlas 2001). Quadrotorun yapısı sabit kanatlı İHA'lara göre daha basittir. Ayrıca, küçük boyutları, dikey kalkış ve iniş yapabilmeleri, yüksek manevra kabiliyetlerinin olması, basit yapıya sahip olmaları ve düşük maliyetli olmaları gibi birçok diğer avantajları da vardır. Basit yapılarına rağmen kontrolleri, karmaşık dinamikleri nedeniyle daha zordur. Sabit kanatlı İHA'lar uzun ve sessiz uçuş yetenekleri, ağır kargo taşıma kapasiteleri, dayanıklı fiziksel yapıları ve yüksek güçleri nedeniyle uzun vadeli ve yüksek irtifalı askeri veya sivil uygulamalarda daha fazla tercih edilmektedirler (Watts et al. 2012).

1.3. Tezin İçeriği

Birinci bölümde, tezde yapılması planlanan çalışma hakkında genel bir bilgi verilmiş, İHA'ların tarihsel gelişmelerinden kısaca bahsedilmiş ve tez çalışmasının motivasyonu ve amacı özetlenmiştir.

İkinci bölümde, tez konusu ile ilgili yapılan çalışmalara dair literatür taramasına yer verilmiştir.

Üçüncü bölümde, öncelikle quadrotorun lineer olmayan matematiksel modeli elde edilmiştir. Daha sonra yükün matematiksel modeli çıkarılıp, quadrotor dinamiğine olan etkisi quadrotor modeli ile birleştirilerek kontrol edilmek istenen sistemin tam modeli

1. GİRİŞ

elde edilmiştir. Son olarak da kayan kipli kontrol yöntemi ile ilgili kısa bir teorik bilgi verilip önerilen kontrolcü tasarlanmıştır.

Dördüncü bölümde, matematiksel olarak modellenen sistem ve tasarlanan kontrolcüler yardımıyla MATLAB ortamında yapılan benzetim sonuçları verilmiştir. Tasarlanan kontrolcünün sistem üzerindeki etkisini ifade etmek için klasik bir kontrolcü ile karşılaştırılma yapılmıştır.

Beşinci bölümde, çalışma kapsamında elde edilen sonuçlar değerlendirilip, gelecekte yapılabilecek çalışmalar hakkında öneriler sunulmuştur.



2. KAYNAK ÖZETLERİ

Harici yük taşıyan hava araçlarının modellenmesi ve kontrolü 1950'lerden itibaren araştırmacıların ilgisini çekmektedir (Fusato et al. 2001; Hoh and Heffley 2006). Bu bölümde literatürde quadrotor ile yük taşımaya alakalı yapılmış akademik çalışmalardan örnekler verilmiştir.

Faust et al. (2013) tarafından yapılan bir çalışmada, askıdaki bir yükün istenen bir noktadan diğer bir noktaya taşınması için quadrotor İHA kullanılmıştır. Çalışmada askıda yük taşıyan quadrotorlar için salınımdan bağımsız şekilde hareketin sağlanacağı, hızlı yörüngelerin bulunması amaçlanmıştır. Yük salınımını önlemek için, sistemin dinamikleri hakkında bir varsayımda bulunmaksızın bir makine öğrenme yaklaşımı kullanılmıştır. Çalışma iki aşamadan oluşmuştur: öğrenme aşamasında, sistem belirli bir yük için değer fonksiyonu yaklaşımını öğrenmiştir. İkinci aşamada, öğrenilen bu değer fonksiyonu araç için yöründe türetmek için kullanılmıştır.

Dai et al. (2014) tarafından yapılan bir çalışmada, askıda kütlesi bilinmeyen bir yük taşıyan quadrotor için bir adaptif kontrolcü tasarlanması hedeflenmiştir. İp seri olarak bağlanmış rijit bağlantılar olarak ve taşınan yük bir nokta kütle olarak modellenmiştir. İlk olarak, sabit kazançlı geometrik doğrusal olmayan PD kontrolcü, nominal bir yük için istenen performansı elde etmek amacıyla geliştirilmiştir. PD kontrolcü ile z-ekseninde çok büyük bir asimptotik hata oluşunca, kontrolcüye bir integral bileşeni eklenerek PID kontrolcü haline getirilmiştir. Böylece z-eksenindeki hatanın yavaşça azaltıldığı görülmüştür. Retrospektif Maliyet Uyarlamalı Kontrol (Retrospective Cost Adaptive Control, RCAC), yükün kütle belirsizliğini telafi etmek için tasarlanmıştır. RCAC, sınırlı modelleme bilgisi gerektiren bir doğrudan adaptif kontrol yöntemidir. Bir integral terimine sahip sabit kazançlı kontrolcü ile karşılaştırıldığı zaman, adaptif kontrolcünün daha kısa bir oturma süresi ve daha küçük bir aşımaya sahip olduğu gözlemlenmiştir.

Sekiz serbestlik derecesine ve dört kontrol girişine sahip bir sistem, Sreenath et al. (2013) tarafından yapılan bir çalışmada, diferansiyel olarak düz bir hibrit sistem halinde incelenmiştir. İp ile askıda yük taşıyan bir quadrotor için, koordinatlardan bağımsız bir dinamik model oluşturulmuş. Sistemin diferansiyel olarak düz

2. KAYNAK ÖZETLERİ

modellenmesinden yararlanılarak, sistemin hareketi iki boyutlu düzlemde sınırlanıp kontrol etmek içinde iç içe iki döngülü bir kontrolcü tasarlanmıştır. Ayrıca iki boyutlu düzlem kullanılarak, gerektiğinde sadece minimum yük salınımını sağlamakla kalmayıp aynı zamanda dinamik olarak çevik hareketler için yükte büyük bir salınımına neden olabilen çeşitli sınırlamalara sahip nominal yörüngelerin bulunmasını sağlayan bir yörünge oluşturma yöntemi sunulmuştur.



Şekil 2.1 Yük taşıyan Hummingbird quadrotoru (Sreenath et al. 2013)

De Crousaz et al. (2015) tarafından yapılan bir çalışmada, doğrusal olmayan bir yörünge optimizasyonunun bir formu olan stokastik lineer kuadratik kontrolünü kullanan, yükü olan bir quadrotor modeli sunulmuştur. Kontrolcü olarak optimal kontrole dayanan adaptif bir kontrol algoritması sunulmuştur. Öncelikle yük taşıyan quadrotorun dar bir açıklıktan geçtiği “pencere görevi” tanımlanmıştır. Bu, hem quadrotorun hem de yükün pencereden geçmesini sağlamak için yükün kasıtlı olarak geniş bir açıyla sallanmasını gerektiriyor. İkinci olarak, quadrotorun bir veya iki rotorunun arızalanması durumlarında, quadrotora görevler verilerek önerilen kontrol algoritmasının performansı incelenmiştir. Benzer bir test Mellinger et al. (2012), tarafından yüksüz bir quadrotor için gerçekleştirilmiştir. Geliştirilen kontrolcünün, verilen görevleri giriş kısıtlamaları altında ve işlem gürültüsü varlığında çözebildikleri gözlemlenmiştir.

2. KAYNAK ÖZETLERİ

Feng et al. (2015) tarafından yapılan bir çalışmada askıda yük taşıyan quadrotorun kontrolü için adaptif bir kontrolcü sunulmuştur. Bu çalışmada yük, tek bir noktadan sarkaç kütlesi olarak ele alınmıştır. Askıdaki yükün dinamikleri analiz edilerek, quadrotora etki eden dış kuvvet ve torkun analitik ifadesi tartışılmış, yükseklik ve konum kontrolü için adaptif kontrol şeması buna göre tasarlanmıştır. Simülasyon sonuçları, önerilen kontrol yönteminin quadrotorun performansını koruyabildiğini ve yükün neden olduğu dengesizlikleri giderdiğini göstermiştir. Palunko et al. (2012a), adaptif kontrolü bir adım daha ileri götürerek, yükün, quadrotorun ağırlık merkezini değiştirdiği durumlarda sistemi kontrol etmek istemişlerdir. Ayrıca bir başka çalışmalarında Palunko et al. (2012b), yük taşıyan bir quadrotor için dinamik programlama kullanarak salınımı minimuma indirecek optimal bir yörünge belirlemişlerdir.

Tang and Kumar (2015) tarafından yapılan bir çalışmada bilinen engellerle dolu bir ortamda ipe askıda yük taşıyan bir quadrotorun sorunsuzca hareket etmesi için bir yörünge planlama yöntemi sunulmuştur. Sistem hibrit bir dinamik sistem olarak modellenmiş ve yörünge planlama problemi Karma Tam Sayı Kuadratik Program (Mixed Integer Quadratic Program, MIQP) olarak formüle edilmiştir. Öncelikle, quadrotor yük ve kablo için engellerden kaçınılması güvence altına alınması amaçlanmıştır. İkinci olarak, kontrol yöntemi, hibrit dinamik sistemin alt sistemleri arasındaki bağlantı geçişlerini sağlayarak, kablonun gergin kalması kısıtlaması altında yapılamayacak manevraların yapılabileceği gösterilmiştir. Sayısal ve deneysel sonuçlar, tam hibrit sistem için önerilen yaklaşımı doğrulamaktadır.



Şekil 2.2 Bir pencereden yük ile geçen quadrotor (Tang and Kumar 2015)

Pizetta et al. (2015) tarafından yapılan bir çalışmada, Euler-Lagrange denklemleri yardımıyla, bir quadrotor İHA'nın yüksek seviyeli dinamik modelinin asılı bir yük ile temsili

önerilmiştir. Konumlandırma ve yörünge izleme görevleri sırasında quadrotor ve yükü dengelemek için geri besleme doğrusallaştırmasına dayanan doğrusal olmayan bir üst seviye modelleme ve kontrol stratejisi önerilmiştir. Ancak bu çalışmada quadrotorun hareketi kartezyen uzayında x - z düzleminde sınırlandırılmıştır. Böylece quadrotor düzlemsel dikey kalkış ve iniş yapan bir (PVTOL) İHA olarak modellenmiştir.

Klausen et al. (2015) tarafından yapılan bir çalışmada, yük rijit bir bağlantıya sahip bir sarkaç olarak modellenmiştir. Sarkaç hareketinden bağımsız olarak İHA'nın yörünge izlemesini sağlayan geri adımlı doğrusal olmayan bir kontrolcü tasarlamışlardır. İzleme hatasının global olarak asimptotik kararlı olduğu ispatlanmış ve sonuçlar simülasyonlarla doğrulanmıştır.

Guerrero et al. (2015) tarafından yapılan bir çalışmada, geliştirilen bir ara bağlantı ve sönümlenme atama-pasiflik tabanlı (Interconnection and Damping Assignment-Passivity Based Control, IDA-PBC) kontrolcü ile yükün bağlı olduğu ipin salınım açısından bağımsız olarak, yükü bir noktadan başka bir noktaya, yörünge boyunca salınımını bastırarak taşıması hedeflenmiştir. Öncelikle, üç boyutlu uzayda ip ile askıya alınmış bir yük taşıyan quadrotor için matematiksel model elde edilmiştir. Daha sonra model enine düzlemde iki boyuta indirgenmiştir. Son olarak da önerilen kontrol yöntemi sisteme uygulanıp performansı değerlendirilmiştir. Guerrero-Sánchez et al. (2017) çalışmalarında benzer bir şekilde yükü bir noktadan başka bir noktaya taşımaya çalışmışlardır. Burada ilk çalışmalarından farklı olarak iki senaryo üzerinde durulmuştur. İlk durumda tasarlanan kontrolcü yükün açısına bağlı iken, ikinci durumda yükün açısından bağımsız bir kontrolcü seçilmiştir.

Wang et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, farklı olarak kendisine sabitlenmiş bir yük taşıyan quadrotor için kontrol problemi incelenmiştir. Ağırlık merkezine bağlı kütlesi bilinmeyen bir yük taşıyan quadrotor için detaylı bir matematiksel model elde edildikten sonra quadrotorun ağırlık merkezindeki dinamik belirsizlikler gürbüz adaptif irtifa kontrolü kullanılarak giderilmiştir.

Zürn et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, yükün konumunu belirlemek için yalnızca görsel geri bildirim kullanılarak, askıda yüke sahip otonom bir quadrotorun

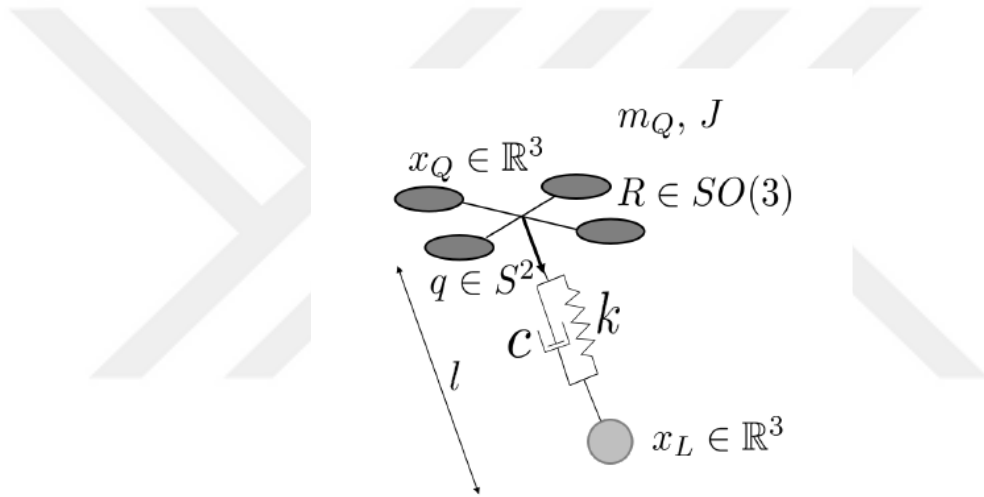
kontrolünü içeren gerçek uçuş denemelerinin bir değerlendirmesi sunulmuştur. Bu yöntem, yük konumunu gürbüz bir şekilde saptamak için ortak bir görsel işaret algılama algoritmasından yararlanan yerleşik bir kamera kullanmaktadır. Yük pozisyonu yerleşik bir işlemci kullanılarak hesaplanıp bu bilgi hem yük hem de İHA'yı kontrol etmek için kablosuz ağ üzerinden bir yer istasyonuna iletilmiştir. Kontrolcü olarak model tahmin kontrolcü (Model Predictive Control, MPC) kullanılmıştır. Sistem performansının değerlendirilmesi için, görsel algılama sistemi tarafından belirlenen yükün gerçek uçuştaki konumu, hareket izleme sistemi tarafından alınan verilerle karşılaştırılmıştır. Ayrıca quadrotorun konum izleme performansı, mükemmel yük konum verileri ve sadece görsel sistemden elde edilen veriler kullanılarak uçuş denemeleri yapılarak da analiz edilmiştir. Yükün pozisyonunun %5 sapma ile tahmin edildiği gösterilmiştir.

Raffo et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, önceden tanımlanmış bir yörünge boyunca yük taşıyan bir quadrotoru kontrol etmek için doğrusal olmayan gürbüz bir H_∞ kontrol stratejisi önerilmiştir. Parametre belirsizlikleri ve dış bozucu etkiler altında sistemin tanımlanan yörüngede ilerlemesi amaçlanmıştır. Önerilen kontrolcüye ek olarak Lyapunov'un yeniden tasarım tekniği ile elde edilen ilave bir kontrolcü ile yükün salınımı azaltılmak istenmiştir.

Zhou et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, ağırlığı bilinmeyen bir yük taşıyan quadrotor için kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir. Pratik uygulamalarda yükün her zaman ağırlığının bilinmeyeceği göz önünde bulundurularak, bu yükün neden olacağı belirsizliklere karşı bir kayan kipli kontrolcü (Sliding Mode Control, SMC) önerilmiştir. Daha sonra da bir PD kontrolcü kullanılarak sonuçlar karşılaştırılmıştır. Yükün belirsizliği arttıkça sistemin kontrol edilebilirliğinin zorlaştığı gözlemlenmiş ve PD kontrolcünün bu durumlar için gürbüz bir kontrol sergileyemediği benzetim sonuçları ile gösterilmiştir.

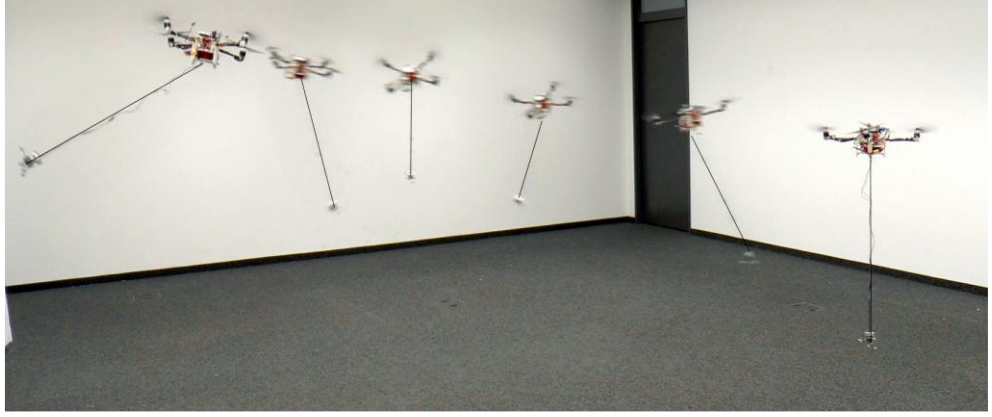
Kui et al. (2017) tarafından yapılan bir çalışmada, askıda yük taşıyan quadrotorun dinamik denklemleri ve yük salınımının quadrotor ile dinamik bağlantısı ayrıntılı olarak ele alınmıştır. Sistemin kontrolü için kayan kipli kontrol algoritması geliştirilmiştir. Hem sistem belirsizlikleri hem de yükün salınım etkilerine karşı gürbüz bir kontrol sağlandığı sonuçlar ile gösterilmiştir.

Kotaru et al. (2017) tarafından yapılan bir çalışmada, yaygın olan yükün bağlı olduğu ipin ağırlıksız ve rijit olduğu kabulü aksine, kullanılan ipin, hem yay sertliği hem de sönümlenme ile esnek olduğunu varsayılmıştır. Öncelikle, sistemin koordinatlardan bağımsız bir dinamik modeli, Hamilton'un minimum eylem prensibine dayanarak elde edilmiştir. Sistemi kontrol etmek için bir geometrik kontrolcü tasarlanmıştır. Elastik olmayan bir ip için geliştirilen geometrik kontrolcünün, belirli sınırlamalar içinde elastik kablo ile yük taşıyan quadrotor içinde çalıştığı gösterilmiştir. Bunu yapmak için tekil pertürbasyonlar (singular perturbations) kullanılarak düzgün bir kararlılık analizi sağlanmıştır. Önerilen kontrolcünün performansının sayısal olarak doğrulanması için çeşitli ip sertliği özellikleri için yükün istenen bir yolu takip etmesinin sayısal sonuçları sunulmuştur.



Şekil 2.3 Bir yay damperi olarak modellenmiş ip ile yük taşıyan quadrotor modeli (Kotaru et al. 2017)

Foehn et al. (2017) tarafından yapılan bir çalışmada, askıda ip ile yük taşıyan quadrotorların çevik manevraları yapmakta zorluk çektiklerine dikkat çekilmiştir. Sistem dinamiklerin neden olduğu zorlukların aşılması için tipik olarak yörünge optimizasyonu gerektiği vurgulanmıştır. En son teknolojiye sahip yaklaşımların ise genellikle önemli hesaplama sürelerine ve karmaşık parametre ayarlarına ihtiyaç duydukları belirtilmiştir. Yeni bir dinamik model ve kablo ile askıda yük taşıyan quadrotorlar için hızlı bir yörünge optimizasyon algoritması sunulmuştur. Bu yaklaşımın, hali hazırda kullanılan algoritmalara kıyasla işlem hızı bakımından çok daha iyi performans gösterdiği ve bunu yaparken de çok daha az parametre ayarlaması gerektirdiği vurgulanmıştır. Hem sistemin dinamikleri hem de kontrol girişi doygunluğu açısından yörünge fizibilitesini garanti ettiği gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Birden fazla ara nokta üzerinden bir yörüngede uçuyor (Foehn et al. 2017)

Tang et al. (2018) tarafından yapılan bir çalışmada, büyük yer değiştirmelerde bile yük taşıyan bir quadrotorun kontrol edilmesini sağlayan, görüntü tabanlı, kapalı çevrim bir geometrik kontrolcü geliştirilmiştir. Aşağıya bakan bir kamera kullanılarak yük gözlemlenmiş ve bir genişletilmiş Kalman Filtresi kullanarak quadrotora göre yükün durumu tahmin edilmiştir. Tümleşik bir işlemcide uygulanan planlama, tahmin ve kontrol yapısıyla, üç boyutlu çalışma alanında kapalı döngü yük kontrolü sağlanmıştır. Yükün salınım açısının 53 dereceye kadar kontrol edilebildiği ve bunun literatürde kontrol edilebilen en büyük açı değeri olduğu ifade edilmiştir.

Liang et al. (2018) tarafından yapılan bir çalışmada, yük salınımını etkili bir şekilde azaltan, zamana uygun bir hareket planlama (Time-Optimal Motion Planning, TOMP) şeması sunulmuştur. Mevcut yöntemlerle karşılaştırıldığında, önerilen yaklaşımın hem sistemin doğrusal olmayan dinamikleri, hem de çeşitli kısıtlamaların aynı anda tam olarak dikkate alındığında önemli bir üstünlük sunduğu vurgulanmıştır. Özellikle, doğrusal olmayan sistem modeli, Lagrange mekaniği kullanılarak, doğrusallaştırılmış sistem modeline ihtiyaç duymadan, ivme veya sarsıntı gibi etkiler kontrol girişi olarak alınarak, alternatif bir doğrusal olmayan bir sistem modeli oluşturulmuştur. Bu benzetim işleminden sonra, zaman optimal hareket planlama problemi standart bir doğrusal olmayan programlama problemine dönüştürülmüş, burada yük taşıma hızının sınırları, quadrotorun hızı, ivmelenmesi ve hatta sarsıntıları için çeşitli pratik kısıtlamalar göz önünde bulundurulmuştur. Son olarak, doğrusal olmayan programlama problemi sıralı kuadratik programlama (Sequential Quadratic Programming, SQP) metodu ile çözülmüştür.

2. KAYNAK ÖZETLERİ

Shi et al. (2018) tarafından yapılan bir çalışmada, yükün quadrotor üzerindeki etkisi dışardan uygulanan bir bozucu etki olarak modellenmiştir. Bu bozucu etki periyodik bir denklem olarak kabul edilmiştir. Yük taşıyan bir quadrotor için harmonik olarak genişletilmiş durum gözlemcisi (Harmonic Extended State Observer, HESO) temelli bir salınım önleme durum kontrol yöntemi önerilmiştir. Bu yöntemin uygulanması için geri adımlı kontrol yöntemine dayanan bir kontrolcü geliştirilmiştir. Lyapunov kararlılık kriteri kullanılarak önerilen yöntemin kararlılığı gösterilmiştir.

Giriş bölümünde de bahsedildiği gibi, günümüzde bir yükün havadan taşınması ihtiyacı birçok uygulamada ortaya çıkmaktadır. İlgili teknolojilerdeki son gelişmeler sayesinde, quadrotor bu görevi başarmak için uygun bir araç haline gelmiştir. Bununla birlikte, çoğu quadrotorun küçük boyutundan ötürü taşıma kapasitesi sınırlıdır. Bu sınırlamanın üstesinden gelebilmek için de literatürde aynı nesneyi taşımak için birden fazla İHA kullanılan çalışmalar da bulunmaktadır. Ritz and D'Andrea (2013) birden fazla quadrotor ile halka şeklinde, esnek bir yükü taşımaya çalışmışlardır. Yükü kontrol etmek için Linear Quadratic Regulator (LQR) kontrolcü geliştirilmiştir. Kontrolcü, yükün şeklinin esnekliğinden dolayı bozulmasını önlerken aynı zamanda da yükü istenen bir pozisyonda sabit tutmaktadır.



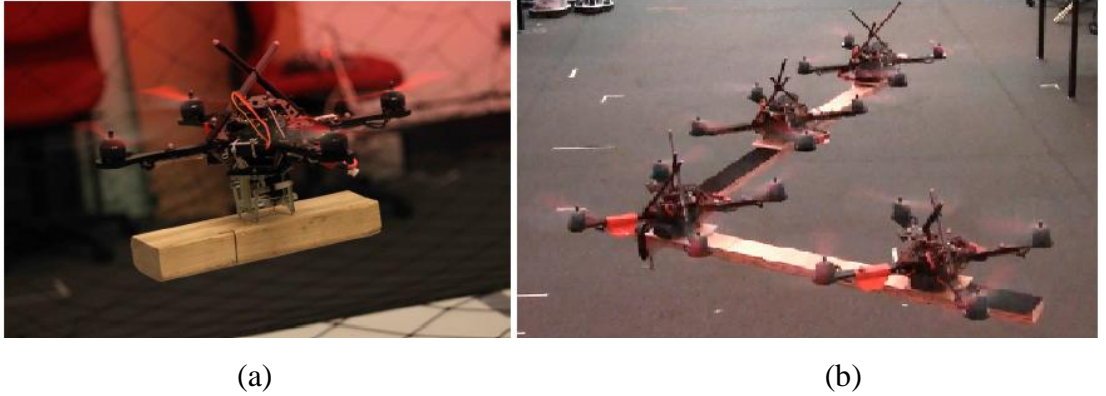
Şekil 2.5 İnce, esnek bir halka taşıyan altı quadrotor (R. Ritz and R. D'Andrea 2013)

Shirani et al. (2019) tarafından yapılan bir çalışmada, en az salınım yapacak şekilde ortak bir yük taşıyacak çoklu quadrotor sistemi üzerinde durulmuştur. Kooperatif yük taşıma problemi formasyon (dizilim) kontrol problemine dönüştürülmek istenmiştir. Öncelikle geri besleme doğrusallaştırmasına dayanan bir kararlılık artırma sistemi önerilmiştir. Daha sonra yük sistemi, komşu ve komşu olmayan quadrotorlar arasında

2. KAYNAK ÖZETLERİ

etkileşimler olan çok quadrotorlu bir sistem olarak kabul edilmiştir. Güvenli taşıma, homojen ağırlık dağılımı, yük konumunda daha fazla kararlılık ve çarpışma ihtimalinin azalması için quadrotorlar, birbirlerine ve yüke göre simetrik dizilim ile yerleştirilmişlerdir. Bu nedenle, kooperatif yük taşıma problemi çok bileşenli bir dizilim problemine dönüştürülmüştür. Bunu gerçekleştirmek içinde LQR-PID tabanlı bir optimal kontrol yöntemi önerilmiştir. Kontrolcü ile sabit bir dizilim garanti edilerek sistemin kararlılığı sağlanmıştır. Ayrıca quadrotor grubunu istenen yörüngede yönlendirmek için bir rehberlik algoritması sunulmuştur.

Mellinger et al. (2013) tarafından yapılan bir çalışmada, bir yükü üç boyutlu olarak birlikte kavrayan ve taşıyan birden fazla quadrotoru kontrol etme sorunu ele alınmıştır. Quadrotorlar hem bireysel olarak hem de sağlam bir şekilde doğrudan yüke bağlı bir grup olarak modellenmiştir. Yüğü üç boyutlu yörüngeler boyunca sabitleyen, yüke göre tanımlanan bireysel robot kontrol yöntemleri önerilmiştir. Her bir quadrotora monte edilmiş bir tutma mekanizmasının tasarımı, İHA'nın otonom bir şekilde yükü kavramasını sağlamıştır. Quadrotor ekipleri ile birlikte çalışarak, yükleri istenen üç boyutlu yörüngeler boyunca birlikte kavramak, dengelemek ve taşımak için deneysel bir çalışma yürütülmüştür. Sistemin kontrolü için sistem doğrusal hale getirilip PD tabanlı bir kontrolcü önerilmiştir.



Şekil 2.6 a) bağlantı mekanizması, b) yük taşıyan quadrotorlar (Mellinger et al. 2013)

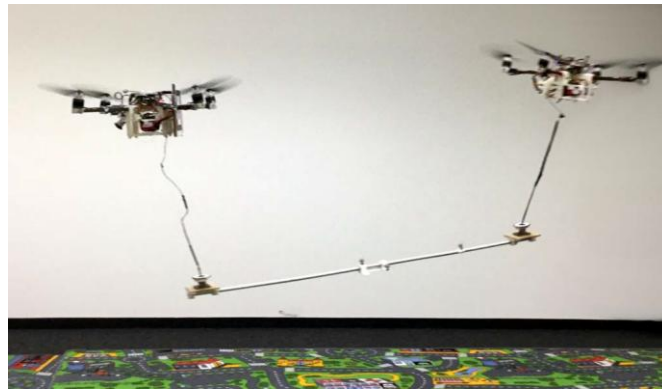
Aghdam et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, ağırlık merkezi değişebilen bir yük için birden fazla quadrotor ile yük taşıma problemi ele alınmıştır. Yükün ağırlık merkezi zamanla x-y düzleminde hareket edebilen bir kütle-yay sistemi olarak modellenmiştir. Yükün kütle merkezi x-y düzleminde zamanın sinüzoidal bir fonksiyonu

2. KAYNAK ÖZETLERİ

olarak kabul edilmiştir. Lider-takipçi yapısı ile dizilim kontrol yapılarak sistemin kontrolü gerçekleştirilmiştir. z-ekseni boyunca quadrotorların kontrol edilmesi için geri besleme doğrusallaştırmaya dayanan bir kontrolcü seçilmiştir. Açılarının kontrolü için ise PD tabanlı bir kontrolcü kullanılmıştır.

Masone et al. (2016) tarafından yapılan bir çalışmada, sistemin tüm dinamikleri hesaba katılarak ve yeniden yapılandırılabilir kablo güdümlü paralel robotlar (reconfigurable cable-driven parallel robots, RCDPR) hakkındaki literatürden ilham alınarak bir quadrotor grubu ile yük taşıma problemi ele alınmıştır. RCDPR'nin modelleme düzeni kullanılarak, quadrotorların hareketi ile yükün hareketi arasında doğrudan bir ilişki elde edilmiştir. Bu ilişkinin, sistemin otomatik olarak ek görevler gerçekleştirebileceği belirtilmiştir. Önerilen yöntemde, kablolardaki kuvvetleri önceden bilmek zorunda kalmadan, kuvvetleri robotlar arasında en uygun şekilde dağıtacak bir gerilim dağıtım algoritması kullanılmıştır.

Gassner et al. (2017) tarafından yapılan bir çalışmada, iki quadrotor tarafından ipe askıda taşınan bir yük için İHA'ların arasında bir haberleşme gerçekleştirilmeden, görüntü tabanlı dinamik bir sistem geliştirilmiştir. Lider-takipçi mantığı ile çalışan bu sistemi kontrol etmek için LQR tabanlı bir kontrolcü geliştirilmiştir. Sistemde yalnızca yerleşik sensörlerden elde edilen görsel ve ataletsel ölçüm bilgileri kullanılmıştır. Bu sayede oluşabilecek haberleşme hatalarından bağımsız bir sistem modellenmek istenmiştir.



Şekil 2.7 Askıda aynı yükü taşıyan iki quadrotor (Gassner et al. 2017)

3. MATERYAL ve YÖNTEM

3.1. Ön Bilgi

Bu çalışmada modellenen İHA, dört girişli (rotorlu) ve altı çıkışlı, eksik-tahrikli (underactuated), dinamik bir araç olan dört rotorlu bir helikopter (quadrotor) olarak tanımlanır (Castillo et al. 2005; Peng et al. 2009). Çalışmada iple askıda yük taşıyan bir quadrotor için kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır. Yük, İHA'nın altına ip ile asıldığı zaman İHA'nın uçuş dinamikleri değişecek ve bu da İHA'nın kararlılığını olumsuz olarak etkileyecektir. Yani harici bozucu etkilerin aksine, olumsuz etkiler İHA ve yükün karakteristiklerinden kaynaklanacaktır. Quadrotorun, sistem dinamiklerindeki bu değişimlere adapte olacak kabiliyete sahip olması ve yükün salınımının neden olacağı olumsuz etkileri azaltabilecek şekilde modellenmesi hedeflenmiştir. Bu amaçla, bu bölümde quadrotorun matematiksel modelinin askıda yük ile türetilmesi sunulmaktadır. Öncelikle quadrotorun matematiksel modeli elde edilmiş, daha sonra yükün quadrotor üzerindeki etkileri modellenerek, bu modelle birleştirilmiştir. Son olarak da sistemin istenilen davranışı göstermesi için kayan kipli kontrolcü (Sliding Mode Controller, SMC) tasarlanıp, elde edilen sonuçlar MATLAB programında yapılan benzetim çalışması ile değerlendirilmiştir.

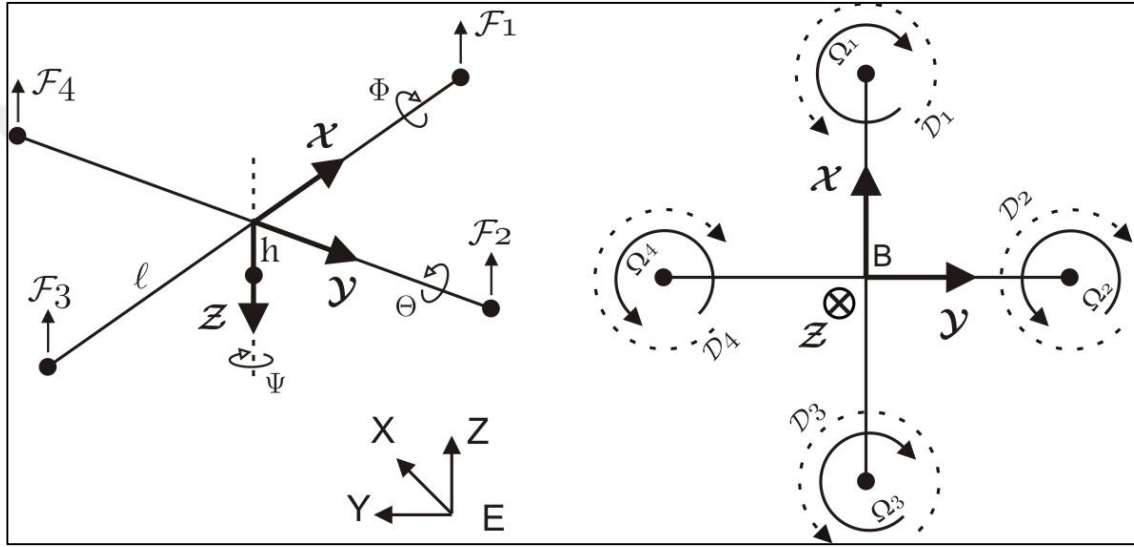
3.2. Quadrotorun Matematiksel Modeli

Quadrotorun matematiksel modeli literatürde yapılan birçok çalışmada detaylı bir şekilde incelenmiştir (Bouabdallah et al. 2004b; Pounds et al. 2006; Erginer and Altug 2007; Kim et al. 2007; Guerrero-Castellanos et al. 2011; Phang et al. 2012). En yaygın olarak kullanılan çok rotorlu İHA olarak karşımıza çıkan quadrotor çok basit bir yapıya sahiptir. Şekil 3.1'de gösterildiği gibi sert bir çapraz çerçeveye tutturulmuş dört ayrı rotordan oluşur.

Bir quadrotorun matematiksel modeline geçmeden önce, yapısının ve konumunun tanımlandığı referans koordinatları, Euler açıları ve rotasyon matrisi gibi bazı kavramların açıklanmasında fayda vardır.

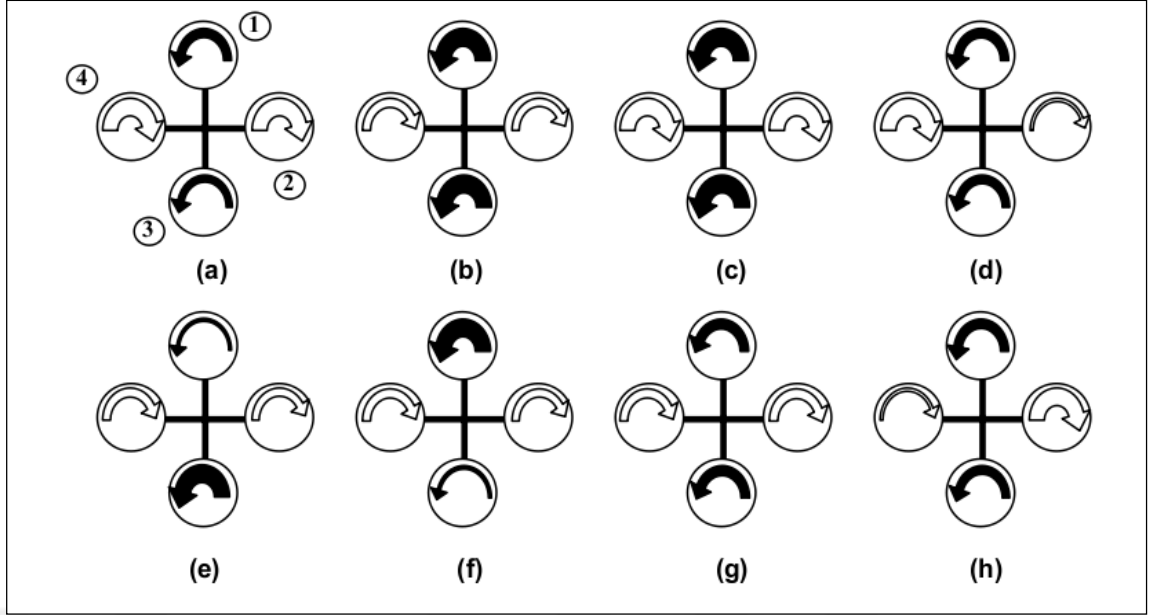
3.2.1. Eksen sistemi tanımı

Quadrotor için iki referans koordinat ekseninden söz edilebilir. Bunlardan ilki sabit olan atalet eksen (Earth Frame), Şekil 3.1’de E ile gösterilirken, hareketli olan gövde eksen (Body Frame), Şekil 3.1’de B ile gösterilmektedir. Atalet eksen, Newton’un birinci yasasının geçerli olduğu kabul edilen sabit koordinat sistemidir ve quadrotorun dinamik davranışı bu eksen referans alınarak belirlenir. Uygulamada atalet eksen yerde sabit bir nokta olarak seçilirken, gövde eksen quadrotorun ağırlık merkezi olarak kabul edilir.



Şekil 3.1 Quadrotorun koordinat sistemi (Bouabdallah and Siegwart 2007)

Quadrotorun hareketi, her bir rotor tarafından üretilen itki kuvvet ile sağlanır. Şekil 3.1 aynı zamanda rotorların dönüş yönlerini de göstermektedir. 1. ve 3. rotorlar saat yönünde dönerken, 2. ve 4. rotorlar saat yönünün tersi yönde dönmektedirler. Düşey eksendeki hareket rotorlar tarafından üretilen toplam itki kuvveti ile sağlanmaktadır. Quadrotorun havada asılı kalması için toplam itki kuvvetinin aracın ağırlığına eşit olması gerekirken, yükseklik kazanması için aracın ağırlığından daha fazla itki kuvvetinin uygulanması gerekir. Aynı şekilde alçalması içinde bu kuvvetin azaltılması gerekir. Düşey eksen de hareket gerçekleşirken tüm rotorların hızlarının dolayısı ile uyguladıkları itki kuvvetlerinin eşit olması gerekir. Yatay eksen de hareketleri için ise rotorların hızları farklı kombinasyonlar ile değiştirilerek gerçekleştirilir (Bouabdallah et al. 2004a). Şekil 3.2’de quadrotorun yaptığı hareketler görsel olarak belirtilmiştir. Okların kalınlıkları pervane hızlarıyla doğru orantılı olarak çizilmiştir.



Şekil 3.2 Quadrotorun hareketleri (Lopez 2013)

- a) Sapma (yawing) hareketi, aracın z-ekseni etrafında yaptığı açısall hareket, saat yönünün tersi yönde
- b) Sapma hareketi, saat yönünde
- c) Dikey olarak yükselme veya havada asılı kalma
- d) Yalpalama (rolling) hareketi, aracın x-ekseni etrafında yaptığı açısall hareket, saat yönünde
- e) Yunuslama (pitching) hareketi, aracın y-ekseni etrafında yaptığı açısall hareket, saat yönünün tersi yönde
- f) Yunuslama hareketi, saat yönünde
- g) Dikeyde alçalma
- h) Yalpalama hareketi, saat yönünün tersi yönde

3.2.2. Euler açıları

Euler açıları, katı bir gövdenin oryantasyonunu tanımlamak için Leonhard Euler tarafından tanımlanan üç açıdır (Weisstein 2006). Bu çalışmada rotasyon açılarını ifade etmek için ZYX Euler açı temsili seçilmiştir (Altug et al. 2003). Quadrotor altı serbestlik dereceli (6-DOF) bir İHA'dır. Yani uzaydaki pozisyonunu belirtmek için altı değişken kullanılır. x , y , z atalet eksenine göre quadrotorun ağırlık merkezinin konumunu ifade ederken, yalpalama (roll, Φ), yunuslama (pitch, θ) ve sapma (yaw, ψ) açıları olarak adlandırılan Euler açıları da x , y , z eksenlerindeki rotasyonunu ifade etmektedirler.

3.2.3. Rotasyon matrisi

Rotasyon matrisi, üç boyutlu bir nesneyi temsil eden koordinatların ortogonal bir kartezyen ekseninde şeklini veya boyutunu değiştirmeden taşınmasını sağlar. Yani, herhangi bir vektörün uzunluğu ve herhangi bir vektör çifti arasındaki açı değişmez. (Evans 2001). Bu çalışmada, rotasyon matrisi R, quadrotorun gövde ekseninden atalet eksenine göre oryantasyonunu tarif eder. Quadrotorun referans (atalet) eksenine göre yönünün tanımlanması için x , y , z eksenleri boyunca Euler açıları olarak ifade edilen, yalpalama, yunuslama ve sapma açıları kullanılır. Bu tezde rotasyon sırası, sapma (ψ), yunuslama (θ) ve yalpalama (Φ) dizilimindedir. Her Euler açısı için rotasyon matrisi ifadeleri aşağıda verilmiştir;

x - eksenini etrafındaki rotasyon;

$$R(x, \Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

y - eksenini etrafındaki rotasyon;

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

z - eksenini etrafındaki rotasyon;

$$R(z, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Tam rotasyon matrisi bu üç matrisin çarpımıdır;

$$R(\Phi, \theta, \psi) = R(x, \Phi).R(y, \theta).R(z, \psi) \quad (3.4)$$

$$R = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Burada c , \cos ve s , \sin ifadelerinin kısaltması olarak kullanılmıştır.

3.2.4. Quadrotorun hareket denklemleri

Bu bölümde, bir quadrotorun kinematik ve dinamik denklemleri, aşağıdaki varsayımlar dikkate alınarak Newton-Euler yaklaşımına dayalı olarak elde edilmiştir:

- Quadrotorun yapısı rijit ve simetriktr.
- Quadrotorun ağırlık merkezi, gövde ekseninin orijini ile çakışmaktadır.
- Pervaneler rijit yapıdadır.
- İtke ve çekme kuvvetleri pervanelerin hızlarının kareleri ile doğru orantılıdır (Bouabdallah et al. 2004b).

Sabit B gövde ekseninin, E atalet eksenine göre 3 boyutlu uzaydaki konumu,

$$\xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

vektörü ile tanımlanır. (3.6) konum ifadesinin türevi alınırsa,

$$v = \dot{\xi} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

B ekseninin, E eksenine göre hızı ve hızın da türevi alınırsa,

$$\dot{v} = \ddot{\xi} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

quadrotorun doğrusal hareketinin ivmesi elde edilmiş olur (Mahony et al. 2012).

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Ω_i , pervanelerin açısai hızları olmak üzere ($i=1, 2, 3, 4$) quadrotor üzerine etkiyen itki kuvveti, rotorların açısai hızlarına bağlıdır,

$$F_i = b \cdot \Omega_i^2 \quad (3.9)$$

b itme faktörü olarak adlandırılan bir sabittir. Pervaneler nedeniyle quadrotor üzerine uygulanan toplam kuvvet,

$$F_T = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (3.10)$$

bu kuvvetin neden olduğu ivme ise,

$$a_f = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (3.11)$$

burada m quadrotorun kütesidir. E koordinat eksenine göre toplam ivme,

$$\dot{v} = \ddot{\xi} = (-g + R a_f) \vec{z} \quad (3.12)$$

\vec{z} , $[0 \ 0 \ 1]^T$ şeklinde bir vektör olup, z eksenindeki büyüklükleri göstermek için kullanılır.

Rotasyon matrisi ile gövde ekseninin açısai hızları arasındaki ilişki aşağıdaki gibi tanımlanmıştır (Hamano 2013).

$$\dot{R} = RS(\omega) \quad (3.13)$$

Burada ω gövde eksenine göre açısai hız vektörü olup, aşağıdaki gibidir,

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$S(\omega)$ ise, açısal hızın ters simetrik matrisi olarak ifade edilir ve aşağıdaki gibi gösterilir,

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = W \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

olarak tanımlanır. Burada W , 3×3 'lük bir yer değiştirme matrisidir. Genel olarak, küçük açı yaklaşımı ile W matrisi birim matris olarak kabul edilir. Böylece gövde eksenine göre açısal hızlar Euler açılarının dinamik ifadelerine eşit alınır.

Bir cismin sahip olduğu dönüş miktarına açısal momentum denir. Bu miktar cismin kütesine, şekline ve hızına bağlıdır. Açısal momentum, bir gövdenin dönme ataletinin (eylemsizliğinin) ve belirli bir eksen etrafında dönme hızının çarpımını temsil eden vektörel bir büyüklüktür. Simetri ekseninde dönüş yapan quadrotorun açısal momentumu, kendi rotasyon hareketlerindeki değişime karşı yaptığı eylemsizliğinin sonucu ortaya çıkar. ω açısal hızı ile dönen quadrotor için açısal momentum,

$$P = I\omega \quad (3.17)$$

ifadesi ile tanımlanır. I , quadrotorun atalet momentidir. Quadrotor, simetrik olan rijit bir cisim olarak kabul edildiği ve dönme eksenleri ana eksenlerle çakışık olduğu için I aşağıdaki gibi diyagonal olarak tanımlanmaktadır,

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Gövdenin açısal momentumundaki değişim oranı, açısal hızından dolayı gövdede oluşan torku belirler.

$$\tau_B = \dot{P} \quad (3.19)$$

(3.17) ifadesi (3.19)'da yerine yazılıp düzenlenirse,

$$\tau_B = \omega \times I\omega + I\dot{\omega} \quad (3.20)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

Quadrotorun pervanelerinin ve gövdesinin kendi eksenleri etraflarında dönmelerinden dolayı oluşacak jiroskopik torklar aşağıdaki gibi tanımlanmıştır (Tayebi and McGilvray 2006).

$$\tau_G = \sum_{i=1}^4 J_r (\omega \times \vec{z}) \Omega_i (-1)^i \quad (3.22)$$

burada J_r bir pervanenin ataletine karşılık gelmektedir.

Her pervanenin dönme hareketi bir kaldırma kuvveti oluşturacaktır. Bu kaldırma kuvvetleri, quadrotora etkiyen torkları meydana getirir. Bir ekseninde oluşan tork, diğer ekseninde bulunan pervanelerin oluşturduğu torkların farkına eşittir. x, y ve z eksenleri boyunca, pervanelerin neden olduğu torklar şu şekildedir (Madani and Benallegue 2006),

$$\tau_A = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

burada l , pervanenin merkezi ile quadrotorun kütle merkezi arasındaki yatay mesafedir ve d , sürüklenme faktörü olarak adlandırılan bir sabittir.

Hava sürtünmesi nedeniyle quadrotor üzerine etki eden ve yaklaşık olarak alınan τ_D sürüklenme torkları mevcuttur (Altug et al. 2002; Bouadi and Tadjine 2007),

$$\tau_D = \begin{bmatrix} K_4 & 0 & 0 \\ 0 & K_5 & 0 \\ 0 & 0 & K_6 \end{bmatrix} \Omega^2 \quad (3.24)$$

şeklinde tanımlanır. Burada K_4, K_5, K_6 aerodinamik rotasyon katsayıları olarak tanımlanan sabit katsayılardır.

Bu durumda quadrotor için tork eşitliği,

$$\tau_A = \tau_B + \tau_G - \tau_D \quad (3.25)$$

olarak ifade edilebilir. Sonuç olarak, (3.21), (3.22), (3.23) ve (3.24) denklemleri (3.25)'te yerlerine koyulurlarsa,

$$\begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + J_r \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) - \begin{bmatrix} K_4 & 0 & 0 \\ 0 & K_5 & 0 \\ 0 & 0 & K_6 \end{bmatrix} \Omega^2 \quad (3.26)$$

elde edilir. Bu eşitlikten de quadrotorun açısal ivmeleri ($\ddot{\phi}$, $\ddot{\theta}$, $\ddot{\psi}$) çekilirse aşağıdaki gibi elde edilirler (Altug et al. 2002; Xu and Ozguner 2006),

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_x} b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) - \frac{K_4 l}{I_x} \dot{\phi} \quad (3.27)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\phi} \frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega_r + \frac{l}{I_y} b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) - \frac{K_5 l}{I_y} \dot{\theta} \quad (3.28)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta} \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{1}{I_z} d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) - \frac{K_6}{I_z} \dot{\psi} \quad (3.29)$$

Burada $\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$ olarak alınmıştır.

Quadrotorun doğrusal hareketi için (3.12) denkleminin yardımı ile kuvvet eşitliği Newton'un ikinci hareket yasasına göre yazılırsa,

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.30)$$

ifadesi elde edilmektedir. Burada m quadrotorun kütlesi, g yerçekimi ivmesini ifade etmektedir. Rotasyon hareketinde olduğu gibi, hareket halindeki quadrotor gövdesinin hava ile sürtünmesi nedeniyle, quadrotor gövdesinde harekete direnç gösteren bir sürtünme kuvveti oluşacaktır. Rotorların hareket hızı arttıkça, sürtünme kuvvetleri de artacaktır. Bu sürtünme kuvvetleri F_a ile ifade edilecek olursa,

$$F_a = \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \dot{\xi} \quad (3.31)$$

şeklinde tanımlanır (Altug et al. 2002; Bouadi and Tadjine 2007). Burada K_1 , K_2 , K_3 aerodinamik yer değiştirme katsayıları olarak tanımlanan sabit katsayılardır.

F_a ifadesinden doğacak etki (3.30) eşitliğine eklenir ve (3.30) yeniden düzenlenip, quadrotorun doğrusal ivmeleri (\ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z}) yalnız bırakılır ise aşağıdaki gibi elde edilirler (Altug et al. 2002; Xu and Ozguner 2006).

$$\ddot{x} = \frac{b}{m} (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) - \frac{K_1 \dot{x}}{m} \quad (3.32)$$

$$\ddot{y} = \frac{b}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \Phi - \cos \psi \sin \Phi) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) - \frac{K_2 \dot{y}}{m} \quad (3.33)$$

$$\ddot{z} = \frac{b}{m} (\cos \Phi \cos \theta) (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) - g - \frac{K_3 \dot{z}}{m} \quad (3.34)$$

Quadrotor, istenen yüksekliğe ve açısız pozisyona ulaşmasını sağlayan dört temel hareketi kontrol etmek için her kolda bir rotora sahiptir. Quadrotorun bu dört hareketi için dört adet giriş işareti tanımlanmaktadır. İlk giriş işareti, tüm pervanelerin hızlarını aynı oranda artıran veya azaltan U_1 girişidir. U_1 girişi ile quadrotorun z -ekseninde yaptığı dikey hareket kontrol edilir. İkinci giriş işareti olan U_2 , sol pervane hızını artırıp veya azaltırken, eş zamanlı olarak sağ pervanesinin de hızını aynı miktarda azaltıp veya artırarak gövdenin x -ekseni boyunca bir torka sahip olmasına sebep olur. Böylelikle x -ekseni boyunca yalpalama hareketi elde edilir. Üçüncü giriş işareti olan U_3 , U_2 ile aynı mantıkta, ön ve arka rotorların pervanelerinin hızlarını aynı anda değiştirerek, y -ekseni boyunca yunuslama hareketinin oluşmasını sağlar. Dördüncü giriş işareti olan U_4 ise, sol ve sağ pervanelerin hızlarını aynı anda azaltıp veya artırırken, arka ve ön pervanelerin hızlarını da aynı oranda artırıp veya azaltır. Böylece quadrotorun kendi eksenini etrafında dönmesi olarak tanımlanan sapma hareketi elde edilir. Bu giriş işaretleri aşağıdaki gibi tanımlanır,

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.35)$$

$$U_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (3.36)$$

$$U_3 = b(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \quad (3.37)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.38)$$

Giriş değişkenleri ayrıca rotorların açısal hızlarına göre tanımlanabilir,

$$\Omega_1^2 = \frac{U_1}{4b} - \frac{U_4}{4d} + \frac{U_3}{2b} \quad (3.39)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_4}{4d} - \frac{U_2}{2b} \quad (3.40)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{U_1}{4b} - \frac{U_3}{2b} - \frac{U_4}{4d} \quad (3.41)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_4}{4d} + \frac{U_2}{2b} \quad (3.42)$$

O halde quadrotorun dinamik denklemleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

$$\ddot{\Phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{l_y - l_z}{I_x} + \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_x} U_2 - \frac{K_4 l}{I_x} \dot{\Phi} \quad (3.43)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\Phi} \frac{l_z - l_x}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \dot{\Phi} \Omega_r + \frac{l}{I_y} U_3 - \frac{K_5 l}{I_y} \dot{\theta} \quad (3.44)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\Phi} \dot{\theta} \frac{l_x - l_y}{I_z} + \frac{1}{I_z} U_4 - \frac{K_6}{I_z} \dot{\psi} \quad (3.45)$$

$$\ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi) U_1 - \frac{K_1 \dot{x}}{m} \quad (3.46)$$

3. MATERYAL ve YÖNTEM

olarak tanımlanabilir. Burada L quadrotorun ağırlık merkezi ile noktasal kütleyi birbirine bağlayan ve rijit olarak kabul edilen ipin uzunluğudur. Yükün, quadrotorun durum değişikliğinden bağımsız olması için konumu, sabit E atalet koordinatı kullanılarak elde edilmelidir. Bu durumda yükün, quadrotorun kütle merkezine göre konumu,

$$r = R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ L \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

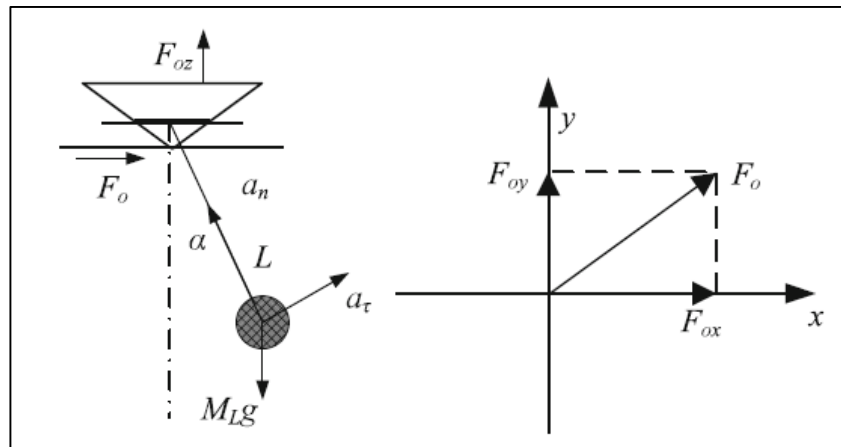
olarak güncellenir. Burada R rotasyon matrisi olup,

$$R = Rot(\alpha_y)Rot(\alpha_x) = \begin{bmatrix} \cos \alpha_y & 0 & \sin \alpha_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_y & 0 & \cos \alpha_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_x & -\sin \alpha_x \\ 0 & \sin \alpha_x & \cos \alpha_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_y & \sin \alpha_x \sin \alpha_y & \cos \alpha_x \sin \alpha_y \\ 0 & \cos \alpha_x & -\sin \alpha_x \\ -\sin \alpha_y & \cos \alpha_y \sin \alpha_x & \cos \alpha_x \cos \alpha_y \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

şeklinde ifade edilir.

Bu durumda yükün, E atalet ekseninde konumu aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$r_L = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L \cos \alpha_x \sin \alpha_y \\ -L \sin \alpha_x \\ L \cos \alpha_x \cos \alpha_y \end{bmatrix} \quad (3.52)$$



Şekil 3.4 Sarkaç tipi yük ile quadrotor sisteminin dinamiği (Feng et al. 2015)

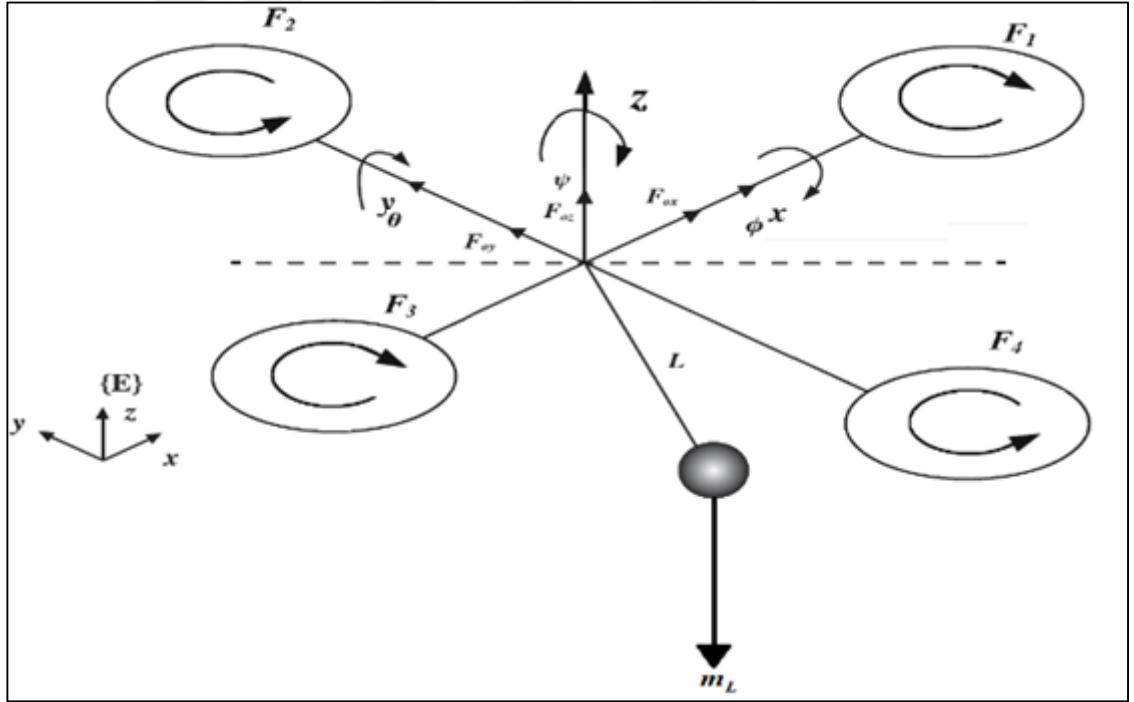
3. MATERYAL ve YÖNTEM

Şekil 3.4'te gösterildiği gibi, yükün eğrisel hareketi, quadrotor üzerine etki eden teğet ve normal yönlerde ayrılabilen iki kuvvete neden olacaktır. Teğet hareketin ivme ifadesi α_t ve normal hareketin ivme ifadesi α_n , salınım açıları α_x ve α_y yardımı ile momentumun korunumu teoremi kullanılarak elde edilebilir. Böylece yükün ilgili eksenlerde oluşturduğu kuvvetler aşağıdaki gibi elde edilir (Feng et al. 2015);

$$F_{ox} = m_L L (\ddot{\alpha}_x \cos \alpha_y \cos \alpha_x - \dot{\alpha}_x^2 \cos \alpha_y \sin \alpha_x) \quad (3.53)$$

$$F_{oy} = m_L L (\ddot{\alpha}_y \cos \alpha_x \cos \alpha_y - \dot{\alpha}_y^2 \cos \alpha_x \sin \alpha_y) \quad (3.54)$$

$$F_{oz} = m_L L \ddot{\alpha}_x \cos \alpha_y \sin \alpha_x + m_L L \dot{\alpha}_x^2 \cos \alpha_y \cos \alpha_x + m_L L \ddot{\alpha}_y \cos \alpha_x \sin \alpha_y + m_L L \dot{\alpha}_y^2 \cos \alpha_x \cos \alpha_y - m_L g \quad (3.55)$$



Şekil 3.5 Yük taşıyan quadrotor modeli

Quadrotor üzerine etkiyen kuvvetleri yansıtan mekanik model Şekil 3.5'te gösterilmektedir. Newton-Euler yaklaşımı kullanılarak yük taşıyan bir quadrotor için hareket denklemleri(3.43)-(3.48) ve (3.53)-(3.55) denklemlerinden yararlanarak aşağıdaki gibi yazılabilir (Feng et al. 2015).

$$(m + m_L)\ddot{x} = (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi)u_1 - K_1\dot{x} - F_{ox} \quad (3.56)$$

$$(m + m_L)\ddot{y} = (\sin \psi \sin \theta \cos \Phi - \cos \psi \sin \Phi)u_1 - K_2\dot{y} - F_{oy} \quad (3.57)$$

$$(m + m_L)\ddot{z} = (\cos \Phi \cos \theta)u_1 - mg - K_3\dot{z} + F_{oz} \quad (3.58)$$

$$\ddot{\Phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega_r + \frac{l}{I_x}u_2 - \frac{K_4 l}{I_x}\dot{\Phi} \quad (3.59)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\Phi}\frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{J_r}{I_y}\dot{\Phi}\Omega_r + \frac{l}{I_y}u_3 - \frac{K_5 l}{I_y}\dot{\theta} \quad (3.60)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\Phi}\dot{\theta}\frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{1}{I_z}u_4 - \frac{K_6}{I_z}\dot{\psi} \quad (3.61)$$

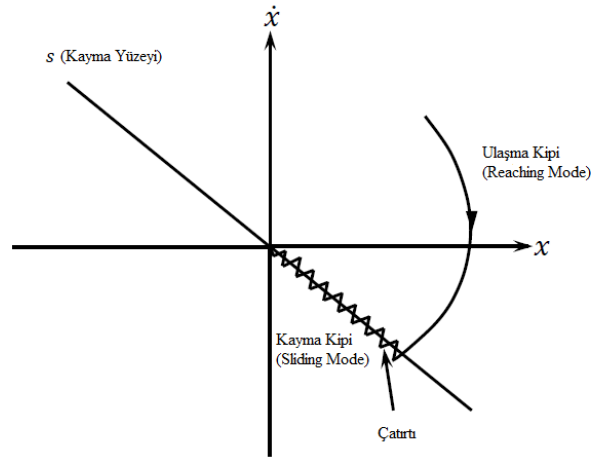
Burada m_L yükün kütlesi, F_{ox}, F_{oy}, F_{oz} ise yükün quadrotora uyguladığı kuvvetlerdir.

3.4. Kontrolcü Tasarımı

Sistemin matematiksel modelinin elde edilmesinin ardından, sistemin istenilen yörüngeyi en doğru şekilde takip edebilmesi için güçlü bir kontrolcü tasarımına ihtiyaç duyulmaktadır. Herhangi bir sistemin kontrol probleminin modellenmesinde, gerçek sistem ile kontrolör tasarımı için kullanılan matematiksel model arasında her zaman bazı farklılıklar olacaktır (Shtessel et al. 2013). Bu farklılıklar bilinmeyen dış bozucu etkiler, sistem parametrelerinden veya modellenmemiş sistem dinamiklerinden kaynaklanabilir. Bu problemleri aşmak için literatürde bazı gürbüz (robust) kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Bu yöntemlerden en yaygın olarak kullanılanlarından biri de kayan kipli kontrol (Sliding Mode Control, SMC) tekniğidir. Kayan kipli kontrol (KKK), doğrusal ve doğrusal olmayan sistemlerde sıklıkla kullanılan, sistem belirsizliklerine, parametre değişikliklerine ve harici bozucu etkilere karşı istenen dinamik davranışların başarılı bir şekilde elde edilmesini sağlayabilen oldukça gürbüz bir kontrol tekniğidir. Yapılan bu çalışmada modellenen sistemi kontrol etmek için bir kayan kipli kontrolcü tasarlanmıştır.

3.4.1. Kayan kipli kontrol (Sliding mode control)

KKK, istenilen bir cevabı elde etmek için sistemin değişen durumlarına yanıt olarak kontrolcünün yapısını değiştirme mantığına dayanan gürbüz bir kontrol yöntemidir (Utkin 1977). Parametre belirsizlikleri ve harici bozucu etkilere karşı duyarsız olması KKK'nin en önemli özelliği olarak öne çıkmaktadır. Bu duyarsızlığı elde etmek için yüksek hızlı anahtarlama bir kontrol kuralı kullanılmaktadır. İlk olarak, doğrusal olmayan sistemin durum yörüngesini, kayma veya anahtarlama yüzeyi olarak adlandırılan durum uzayında tanımlanan bir yüzeye sürükler. Bu yüzeyin, anahtarlama yüzeyi (switching surface) olarak adlandırılmasının nedeni, sistemin durum yörüngesi bu yüzeyin üstünde olduğunda kontrolcünün bir kazancı var iken, yörünge yüzeyin altında olduğunda kontrolcünün farklı bir kazancının olmasından kaynaklanır. Böylece kontrolcü sistemin yörüngesini tüm zamanlar için bu yüzeyde tutmaktadır.



Şekil 3.6 Kayan kipli kontrol

KKK yöntemi iki kısımdan meydana gelmektedir. Birinci kısma ulaşma kipi (reaching mode) denir ve durum yörüngeleri kayma yüzeyine, belirli bir zamanda ulaşma süresi (reaching time) olarak adlandırılan zamanda ilerlemeye zorlanır. Bu aşama, klasik kontrolde geçici duruma karşılık gelir. İkinci kısma kayma yüzeyindeki sistem yörüngesinin, sistem belirsizlikleri ve dış bozucu etkilere rağmen denge noktasına veya orijine doğru kayma (sliding mode) kısmıdır (Hung 1993). Bu aşamada, klasik kontrolde sürekli hale karşılık gelir. KKK süreksiz bir yapıdadır. Bu yüzden de kontrol sinyali

değerini hızla değiştirir. Bu da çatırtı denilen yüksek frekanslı salınımlara neden olur. Gürbüzlük ve çatırtı azaltma, KKK yöntemine dayalı herhangi bir kontrol yaklaşımının performansını değerlendirmek için kullanılan faktörlerdir. KKK'deki ana problem çatırtı problemi. Literatürde bu sorunun aşılması için birçok yöntem önerilmiştir (Chern and Wu 1993; Bartolini et al. 1998; Roopaei and Jahromi 2009; Prieto et al. 2017).

Sistem durumlarının hareketini kayma yüzeyi boyunca tutmaya zorlayan kayan kipli kontrol tasarımını türetmek için pozitif tanımlı bir Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki gibi tanımlanırsa;

$$V(t) = \frac{1}{2} s^2 \quad (3.62)$$

Lyapunov kararlılık kriterinin tanımına göre, eğer tanımlanan bu fonksiyonun türevi \dot{V} , negatif tanımlı ise, sistem kararlıdır ve sistem yörüngesi denge noktasına kayma yüzeyi boyunca yaklaşır (Wang et al. 2004).

$$\dot{V} = s\dot{s} \leq 0 \quad (3.63)$$

Aşağıdaki gibi ikinci dereceden bir sistem için bir kayan kipli kontrolcü tasarımını göz önünde bulundurun;

$$\ddot{x} = f(x, \dot{x}, t) + u(t) \quad (3.64)$$

Burada $u(t)$ kontrol girişi, $f(x, \dot{x}, t)$, lineer olmayan sistemin genel ifadesi, $x(t)$ kontrol edilmek istenen durumu temsil etmektedir. Kontrol işareti iki bileşenden oluşacaktır (Utkin et al. 2009).

$$u(t) = u_{eq}(t) + u_{sw}(t) \quad (3.65)$$

Buradaki $u_{eq}(t)$, sistem kayma kipi üzerindeyken kullanılan ve eşdeğer kontrol (equivalent control) olarak adlandırılan bileşendir, $u_{sw}(t)$ ise, sistemin durumlarını kayma kipine doğru çeviren anahtarlama kontrolü (switching control) olarak adlandırılır.

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Anahtarlama kontrolü, sistem durumlarının kayma kipine daha hızlı ulaşmasını sağlayan bir fonksiyondur. Bu kontrol işareti;

$$u_{sw}(t) = \varepsilon sgn(s) \quad (3.66)$$

şeklinde tanılanır. Burada ε pozitif katsayılar matrisidir ve $sgn(s)$,

$$sgn(s) = \begin{cases} 1 & s > 0 \\ 0 & s = 0 \\ -1 & s < 0 \end{cases} \quad (3.67)$$

olarak ifade edilen signum fonksiyonudur.

Eşdeğer kontrol işaretini elde etmek için kayma yüzeyi s aşağıdaki gibi tanımlanabilir (Slotine and Li 1991):

$$s = \left(\frac{d}{dt} - a\right)^{n-1} e \quad (3.68)$$

Burada n sistemin derecesi, a bir pozitif katsayı, e ise hata fonksiyonunu ifade eder ve $e = x - x_d$ şeklinde tanımlanır. $n = 2$ için kayma yüzeyi,

$$s = \dot{e} + ae \quad (3.69)$$

olarak tanımlanır. Eşdeğer kontrol işaretini elde etmek için kayma yüzeyinin türevi sıfıra eşitlenir ve hata ifadesi ve (3.64)'ten \ddot{x} ifadesi yerlerine koyulursa,

$$\dot{s} = \ddot{e} + a\dot{e} = \ddot{x} - \ddot{x}_d + a\dot{e} = f(x, \dot{x}, t) + u(t) - \ddot{x}_d + a\dot{e} = 0 \quad (3.70)$$

elde edilir. Buradan da eşdeğer kontrol girişi çekilirse,

$$u_{eq}(t) = -f(x, \dot{x}, t) + \ddot{x}_d - a\dot{e} \quad (3.71)$$

ifadesine ulaşılır. Toplam kontrol girişini elde etmek için (3.66) ve (3.71) denklemleri (3.65)'te yerlerine yazılırsa,

$$u(t) = -f(x, \dot{x}, t) + \ddot{x}_d - a\dot{e} + \varepsilon \operatorname{sgn}(s) \quad (3.72)$$

işareti elde edilir.

3.4.2. Askıda yük taşıyan quadrotor için kontrolcü tasarımı

Modellenmek istenen sistemin dinamik denklemleri (3.56)-(3.61)'de elde edilmişti. Parametre belirsizliklerine karşı duyarlı bir kontrolcü tasarlanması istenildiğinden, söz konusu parametre belirsizlikleri de bu denklemlere dahil edildiğinde,

$$\ddot{x} = (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi) \frac{u_1}{m_T} - \frac{F_{0x}}{m_T} - \frac{K_1 \dot{x}}{m_T + \Delta m} \quad (3.73)$$

$$\ddot{y} = (\sin \psi \sin \theta \cos \Phi - \cos \psi \sin \Phi) \frac{u_1}{m_T} - \frac{F_{0y}}{m_T} - \frac{K_2 \dot{y}}{m_T + \Delta m} \quad (3.74)$$

$$\ddot{z} = (\cos \Phi \cos \theta) u_1 - \frac{mg}{m_T} + \frac{F_{0z}}{m_T} - \frac{K_3 \dot{z}}{m_T + \Delta m} \quad (3.75)$$

$$\ddot{\Phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \frac{I_y + \Delta I_y - I_z - \Delta I_z}{I_x + \Delta I_x} + \frac{J_r}{I_x + \Delta I_x} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_x + \Delta I_x} u_2 - \frac{K_4 l}{I_x + \Delta I_x} \dot{\Phi} \quad (3.76)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\Phi} \frac{I_z + \Delta I_z - I_x - \Delta I_x}{I_y + \Delta I_y} + \frac{J_r}{I_y + \Delta I_y} \dot{\Phi} \Omega_r + \frac{l}{I_y + \Delta I_y} u_3 - \frac{K_5 l}{I_y + \Delta I_y} \dot{\theta} \quad (3.77)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\Phi} \dot{\theta} \frac{I_x + \Delta I_x - I_y - \Delta I_y}{I_z + \Delta I_z} + \frac{1}{I_z + \Delta I_z} u_4 - \frac{K_6}{I_z + \Delta I_z} \dot{\psi} \quad (3.78)$$

olarak hareket denklemleri elde edilir (Xiong and Zhang 2016). Burada m_T quadrotor ve yükün toplam kütlesi $m_T = m + m_L$ ve $\Delta m = 0.2m_T$, $\Delta I_x = 0.2I_x$, $\Delta I_y = 0.2I_y$, $\Delta I_z = 0.2I_z$ tahmini model parametre belirsizlikleri olarak alınmışlardır.

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Kontrolcü tasarımı yapılırken kolaylık sağlaması açısından (3.73)-(3.78) denklemlerinin aşağıdaki gibi düzenlenmesinde fayda vardır.

$$\ddot{z} = f_1 + g_1 u_1 + \Delta f_1 \quad (3.79)$$

Burada,

$$f_1 = -\frac{mg}{m_T} - \frac{K_3 \dot{z}}{m_T} + \frac{F_{0z}}{m_T}$$
$$g_1 = \frac{\cos \Phi \cos \theta}{m_T}$$
$$\Delta f_1 = \frac{K_3 \dot{z}(\Delta m)}{mm_T}$$

olarak alınmıştır.

$$\ddot{y} = f_2 + g_2 u_2 + \Delta f_2 \quad (3.80)$$

Burada,

$$f_2 = \frac{(c \Phi s \theta s \psi + s \Phi c \psi) u_1}{m_T} - \frac{K_2 \dot{y}}{m_T} - \frac{F_{0y}}{m_T}$$
$$g_2 = 0$$
$$\Delta f_2 = \frac{K_2 \dot{y}(\Delta m)}{mm_T}$$

olarak alınmıştır

$$\ddot{\Phi} = f_3 + g_3 u_2 + \Delta f_3 \quad (3.81)$$

Burada,

3. MATERYAL ve YÖNTEM

$$f_3 = \frac{[\dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z) + J_r \dot{\theta}\Omega_r - K_4 l \dot{\phi}]}{I_x}$$

$$g_3 = \frac{l}{I_x}$$

$$\Delta f_3 = \frac{-[\dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z) + J_r \dot{\theta}\Omega_r - K_4 l \dot{\phi}]\Delta I_x}{[I_x(\Delta I_x + I_x)]} + \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{(\Delta I_y - \Delta I_z)}{(\Delta I_x + I_x)}$$

olarak alınmıştır

$$\ddot{x} = f_4 + g_4 u_3 + \Delta f_4 \quad (3.82)$$

Burada,

$$f_4 = \frac{(c \phi s \theta c \psi + s \phi s \psi) u_1}{m_T} - \frac{K_1 \dot{x}}{m_T} - \frac{F_{ox}}{m_T}$$

$$g_4 = 0$$

$$\Delta f_4 = \frac{K_1 \dot{x} (\Delta m)}{m m_T}$$

olarak alınmıştır.

$$\ddot{\theta} = f_5 + g_5 u_3 + \Delta f_5 \quad (3.83)$$

Burada,

$$f_5 = \frac{[\dot{\psi}\dot{\phi}(I_z - I_x) + J_r \dot{\phi}\Omega_r - K_5 l \dot{\theta}]}{I_y}$$

$$g_5 = \frac{l}{I_y}$$

$$\Delta f_5 = \frac{-[\dot{\psi}\dot{\phi}(I_z - I_x) + J_r \dot{\phi}\Omega_r - K_5 l \dot{\theta}]\Delta I_y}{[I_y(\Delta I_y + I_y)]} + \dot{\psi}\dot{\phi} \frac{(\Delta I_z - \Delta I_x)}{(\Delta I_y + I_y)}$$

olarak alınmıştır.

$$\ddot{\psi} = f_6 + g_6 u_4 + \Delta f_6 \quad (3.84)$$

Burada,

$$f_6 = \frac{[\dot{\Phi}\dot{\theta}(I_x - I_y) - K_6\dot{\psi}]}{I_z}$$

$$g_6 = \frac{1}{I_z}$$

$$\Delta f_6 = \frac{-[\dot{\Phi}\dot{\theta}(I_x - I_y) - K_6\dot{\psi}]\Delta I_z}{[I_z(\Delta I_z + I_z)]} + \dot{\Phi}\dot{\theta} \frac{(\Delta I_x - \Delta I_y)}{(\Delta I_z + I_z)}$$

olarak tanımlanmıştır.

Kayma yüzeyleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır (Xiong and Zhang 2016).

$$\left. \begin{aligned} s_1 &= a_{11}(\dot{z}_d - \dot{z}) + a_{12}(z_d - z) \\ s_2 &= a_{21}(\dot{y}_d - \dot{y}) + a_{22}(y_d - y) + a_{23}(\dot{\Phi}_d - \dot{\Phi}) + a_{24}(\Phi_d - \Phi) \\ s_3 &= a_{31}(\dot{x}_d - \dot{x}) + a_{32}(x_d - x) + a_{33}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + a_{34}(\theta_d - \theta) \\ s_4 &= a_{41}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + a_{42}(\psi_d - \psi) \end{aligned} \right\} \quad (3.85)$$

Burada $a_{ij}(i,j = 1, 2, 3, 4)$ sabit katsayılar olup, Xiong and Zhang (2016) tarafından yapılan çalışmada Hurwitz kararlılık kriteri yardımıyla aşağıdaki gibi elde edilmişlerdir:

$$\left. \begin{aligned} a_{21} &= -\frac{m}{u_1 \cos \psi} (k_{11}k_{12} + k_{21}k_{31} + k_{32}k_{11}) \\ a_{22} &= -\frac{m}{u_1 \cos \psi} (k_{11}k_{21}k_{31}) \\ a_{23} &= 1 \\ a_{24} &= k_{12} + k_{21} + k_{31} \end{aligned} \right\} \quad (3.86)$$

$$\left. \begin{aligned} a_{31} &= \frac{m}{u_1 \cos \phi \cos \psi} (k_{12}k_{22} + k_{22}k_{32} + k_{32}k_{12}) \\ a_{32} &= \frac{m}{u_1 \cos \phi \cos \psi} (k_{12}k_{22}k_{32}) \\ a_{33} &= 1 \\ a_{34} &= k_{12} + k_{22} + k_{32} \end{aligned} \right\} \quad (3.87)$$

3. MATERYAL ve YÖNTEM

$a_{11}, a_{12}, a_{41}, a_{42} > 0, a_{31} = a_{14} = a_{43} = a_{44} = 0$ ve k_{ij} ($i=1, 2, 3; j=1, 2$) sabit sayılardır.

Kayma yüzeylerinin türevleri de,

$$\left. \begin{aligned} \dot{s}_1 &= a_{11}(\ddot{z}_d - \ddot{z}) + a_{12}(\dot{z}_d - \dot{z}) \\ \dot{s}_2 &= a_{21}(\ddot{y}_d - \ddot{y}) + a_{22}(\dot{y}_d - \dot{y}) + a_{23}(\ddot{\phi}_d - \ddot{\phi}) + a_{24}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\ \dot{s}_3 &= a_{31}(\ddot{x}_d - \ddot{x}) + a_{32}(\dot{x}_d - \dot{x}) + a_{33}(\ddot{\theta}_d - \ddot{\theta}) + a_{34}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\ \dot{s}_4 &= a_{41}(\ddot{\psi}_d - \ddot{\psi}) + a_{42}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \end{aligned} \right\} \quad (3.88)$$

olarak elde edilir.

Bu durumda, $\dot{s}_i = -\eta_i s_i - \varepsilon_i \text{sgn}(s_i)$ alınarak ve (3.72)'de tanımlanan kontrolcü, (3.85) ve (3.88)'de tanımlanan kayma yüzeyi ile türevlerinin ifadeleri yardımı ile ipe askıda yük taşıyan quadrotor sistemini kontrol etmek için gereken kontrol girişleri aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır (Zheng et al. 2014):

$$u_1 = \frac{1}{a_{11}g_1} \{a_{11}(\ddot{z}_d - f_1) + a_{12}(\dot{z}_d - \dot{z}) + \eta_1 s_1 + \varepsilon_1 \text{sgn}(s_1)\} \quad (3.89)$$

$$u_2 = \frac{1}{a_{21}g_2 + a_{23}g_3} \{a_{21}(\ddot{y}_d - f_2) + a_{22}(\dot{y}_d - \dot{y}) + a_{23}(\ddot{\phi}_d - f_3) + a_{24}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + \eta_2 s_2 + \varepsilon_2 \text{sgn}(s_2)\} \quad (3.90)$$

$$u_3 = \frac{1}{a_{31}g_4 + a_{33}g_5} \{a_{31}(\ddot{x}_d - f_4) + a_{32}(\dot{x}_d - \dot{x}) + a_{33}(\ddot{\theta}_d - f_5) + a_{34}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + \eta_3 s_3 + \varepsilon_3 \text{sgn}(s_3)\} \quad (3.91)$$

$$u_4 = \frac{1}{a_{41}g_6} \{(\ddot{\psi}_d - f_6) + a_{42}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + \eta_4 s_4 + \varepsilon_4 \text{sgn}(s_4)\} \quad (3.92)$$

Burada,

$$\begin{aligned} \eta_1 &> 0, \varepsilon_1 = \{|a_{11}\Delta f_1| + \delta_1\}, \delta_1 > 0; \\ \eta_2 &> 0, \varepsilon_2 = \{|a_{21}\Delta f_2 + a_{23}\Delta f_3| + \delta_2\}, \delta_2 > 0; \\ \eta_3 &> 0, \varepsilon_3 = \{|a_{31}\Delta f_4 + a_{33}\Delta f_5| + \delta_3\}, \delta_3 > 0; \\ \eta_4 &> 0, \varepsilon_4 = \{|a_{41}\Delta f_6| + \delta_4\}, \delta_4 > 0; \end{aligned}$$

olarak tanımlanmış katsayılarıdır (Xiong and Zhang 2016).

Sistemin dinamik modelini göz önünde bulundurarak ve tüm durum bilgisinin mevcut olduğu kabul edildiğinde, kayan kipli kontrol (3.89) – (3.92)'de olduğu gibi tasarlanmıştır. Kayan kipli kontrol altında sistem asimptotik olarak kararlı olacaktır. Sistemin kararlılığını göstermek için \dot{y} , $\ddot{\Phi}$ alt sistemi örnek olarak ele alınacak olursa ve aşağıdaki gibi bir Lyapunov fonksiyonu seçilirse,

$$V = \frac{1}{2}s_2^2 \quad (3.93)$$

ve bu V fonksiyonunun türevi alınıp, (3.73)-(3.84) ve (3.88) denklemleri yardımıyla düzenlenirse,

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s_2\dot{s}_2 = s_2[a_{21}\Delta f_2 - a_{23}\Delta f_3 - \eta_2 s_2 - \varepsilon_2 \text{sgn}(s_2)] \\ &= -\eta_2 s_2^2 - \varepsilon_2 |s_2| - [a_{21}\Delta f_2 + a_{23}\Delta f_3]s_2 \leq 0 \\ &= -\eta_2 s_2^2 - [a_{21}\Delta f_2 + a_{23}\Delta f_3]|s_2| - \delta_2 |s_2| - (a_{21}\Delta f_2 + a_{23}\Delta f_3)s_2 \leq 0 \end{aligned} \quad (3.94)$$

Lyapunov kararlılık kriterine göre tasarlanan kontrolcünün altında, tüm durumlar sırasıyla $s_i = 0$ kayma yüzeyine ulaşabiliyor ve daha sonra burada kalabiliyorlar. Bu durumda sistemin dinamik modelinin asimptotik olarak kararlı olduğu söylenebilir.

3.5. Sistemin Durum Uzay Gösterimi

Modern kontrol sistemleri çok girişli-çok çıkışlı, kontrol açısından karmaşık yapıdadırlar. Bu sistemlerin kontrolünü daha basit yapılara indirgemek için durum-uzay gösterimi yöntemi geliştirilmiştir (Ogata 2010).

Quadrotor sisteminin matematiksel modelini ifade etmek için denklem (3.95)'de gösterildiği gibi on iki tane durum değişkeni belirlenmiştir (Bouabdallah 2007).

$$X = [\Phi \ \dot{\Phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ z \ \dot{z} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y}]^T \quad (3.95)$$

$$\left. \begin{array}{l}
 x_1 = \Phi \\
 x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\Phi} \\
 x_3 = \theta \\
 x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta} \\
 x_5 = \psi \\
 x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi} \\
 x_7 = z \\
 x_8 = \dot{x}_7 = \dot{z} \\
 x_9 = x \\
 x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{x} \\
 x_{11} = y \\
 x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{y}
 \end{array} \right\} \quad (3.96)$$

Denklemler (3.73)-(3.78)'de modellenen sistemin durum uzay gösterimi $\dot{X} = f(X, U)$ formunda ifade edilirler.

$$f(X, U) = \begin{pmatrix}
 \dot{\Phi} \\
 a_1 \dot{\psi} + a_2 \dot{\theta} \Omega_r + b_1 u_2 - c_1 \dot{\Phi} \\
 \dot{\theta} \\
 a_3 \dot{\psi} \dot{\Phi} + a_4 \dot{\Phi} \Omega_r + b_2 u_3 - c_2 \dot{\theta} \\
 \dot{\psi} \\
 a_5 \dot{\Phi} \dot{\theta} + b_3 u_4 - c_3 \dot{\psi} \\
 \dot{z} \\
 (\cos \Phi \cos \theta) u_1 - \frac{mg}{m_T} + \frac{F_{0z}}{m_T} - \frac{K_3 \dot{z}}{m_T + \Delta m} \\
 \dot{x} \\
 u_x \frac{u_1}{m_T} - \frac{F_{0x}}{m_T} - \frac{K_1 \dot{x}}{m_T + \Delta m} \\
 \dot{y} \\
 u_y \frac{u_1}{m_T} - \frac{F_{0y}}{m_T} - \frac{K_2 \dot{y}}{m_T + \Delta m}
 \end{pmatrix} \quad (3.97)$$

$$\begin{aligned}
 a_1 &= \frac{I_y + \Delta I_y - I_z - \Delta I_z}{I_x + \Delta I_x} & a_3 &= \frac{I_z + \Delta I_z - I_x - \Delta I_x}{I_y + \Delta I_y} & a_5 &= \frac{I_x + \Delta I_x - I_y - \Delta I_y}{I_z + \Delta I_z} \\
 a_2 &= \frac{J_r}{I_x + \Delta I_x} & a_4 &= \frac{J_r}{I_y + \Delta I_y} & b_3 &= \frac{1}{I_z + \Delta I_z} \\
 b_1 &= \frac{l}{I_x + \Delta I_x} & b_2 &= \frac{l}{I_y + \Delta I_y} & c_3 &= \frac{K_6}{I_z + \Delta I_z} \\
 c_1 &= \frac{K_4 l}{I_x + \Delta I_x} & c_2 &= \frac{K_5 l}{I_y + \Delta I_y} & &
 \end{aligned} \quad (3.98)$$

$$\begin{aligned}
 u_x &= (\cos \Phi \sin \theta \cos \psi + \sin \Phi \sin \psi) \\
 u_y &= (\sin \psi \sin \theta \cos \Phi - \cos \psi \sin \Phi)
 \end{aligned} \quad (3.99)$$

4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA

Bu bölümde, tasarlanan kontrolcünün sistemin kontrolündeki başarısını göstermek için MATLAB ortamında gerçekleştirilen benzetim çalışmalarının sonuçları verilmiştir. Benzetim çalışmaları, sistemin tüm parametrelerinin bilindiği varsayımı altında yapılmıştır. Önerilen kontrolcünün etkinliğini göstermek için iki farklı benzetim çalışması gerçekleştirilmiştir. İlk olarak, dinamik modeli matematiksel olarak çıkarılan sisteme klasik bir kayan kipli kontrolcü uygulanmıştır. Daha sonra, bu çalışmada önerilen kayan kipli kontrolcü sisteme uygulanmış ve sonuçları karşılaştırılmıştır. Önerilen kontrol yönteminin kullanılmasının klasik KKK ile karşılaştırıldığında çok daha iyi irtifa ve konum sonuçları vereceği sonuçlardan da açık bir şekilde görülecektir.

Sistemde kullanılan quadrotor parametreleri aşağıdaki gibidir (Zheng et al. 2014);

$$m=1.1\text{kg}, m_L=0.5\text{kg}, g=9.8\text{m/s}^2,$$

$$I_x = I_y = 1.22\text{Ns}^2/\text{rad}, I_z = 2.22\text{Ns}^2/\text{rad},$$

$$K_1 = K_2 = K_3 = 0.1\text{Ns/m}, K_4 = K_5 = K_6 = 0.12\text{Ns/rad},$$

$$l=0.21\text{m}, b=5\text{Ns}^2, d=2\text{N/ms}^2, J_r = 0.2 \text{Ns}^2/\text{rad}.$$

Başlangıç şartları;

$$x(0)=0, y(0)=0, z(0)=1,$$

$$\Phi(0)=0, \theta(0)=0, \Psi(0)=0.$$

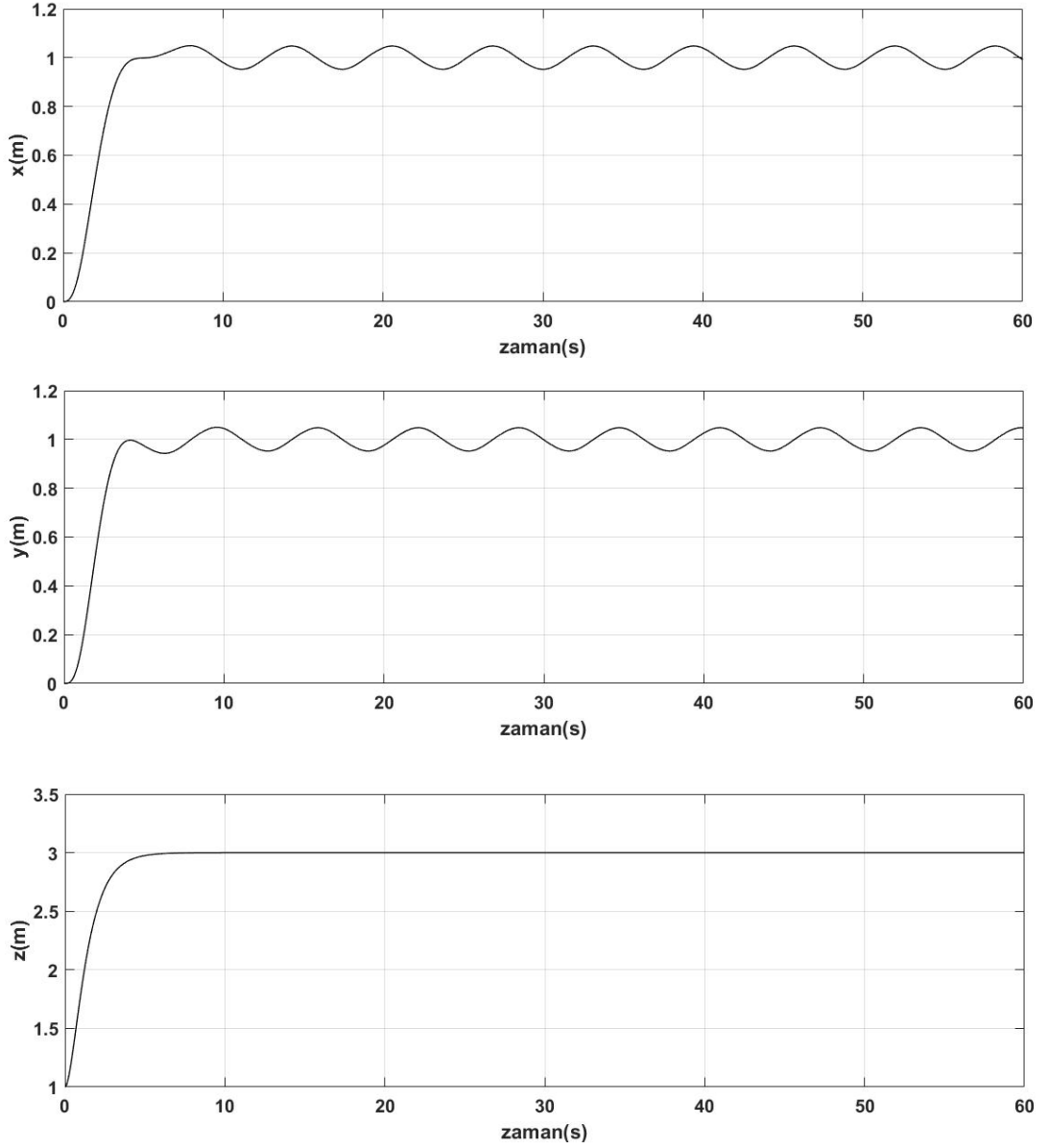
İstenilen değerler;

$$x_d = 1, y_d = 1, z_d = 3$$

$$\Phi_d = 0, \theta_d = 0, \Psi_d = \pi/12.$$

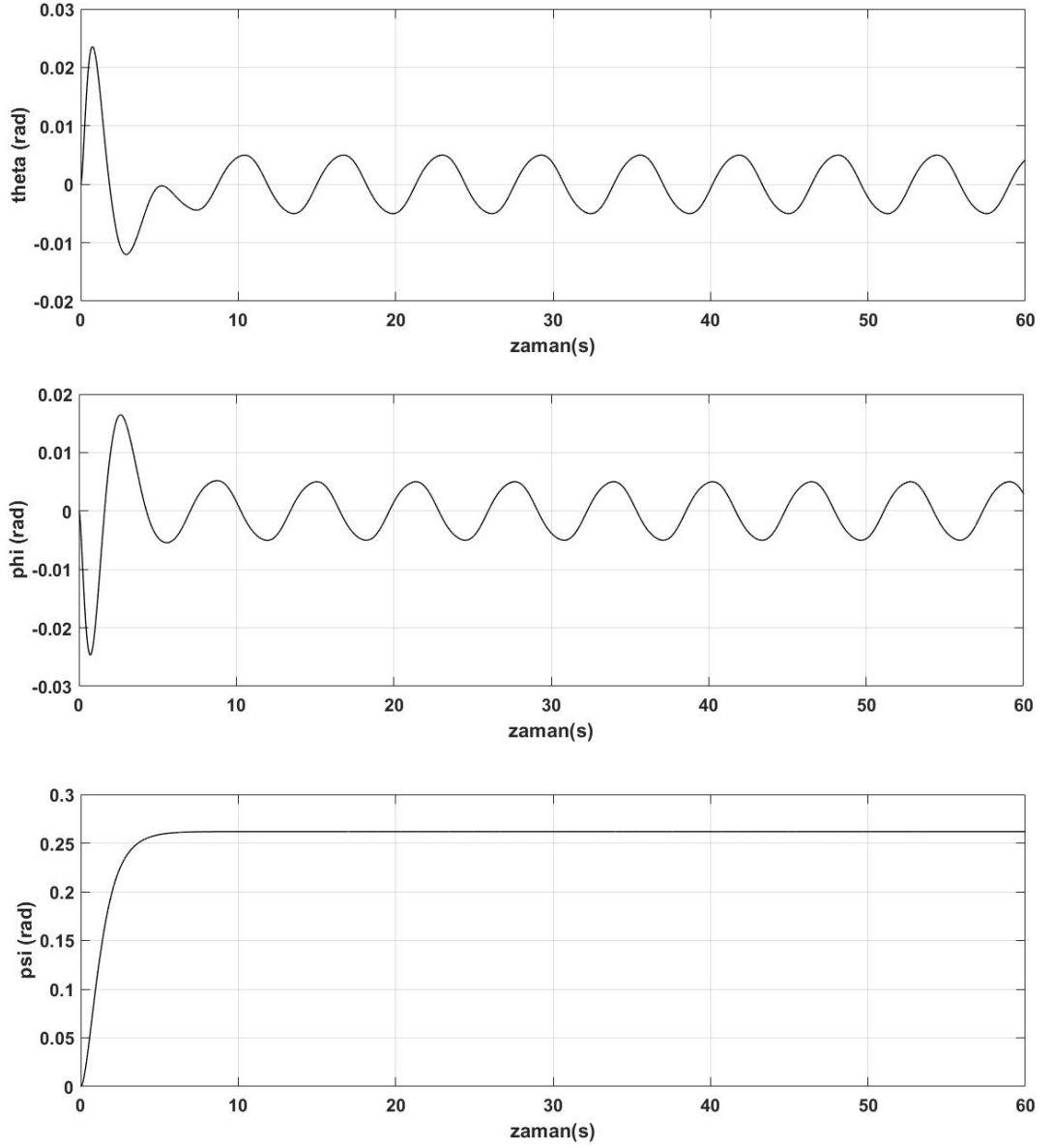
Simülasyon süresi 60 saniye olarak alınmıştır ve benzetim sonuçları şekiller 4.1-4.6 'da aşağıdaki gibi elde edilmiştir;

4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA



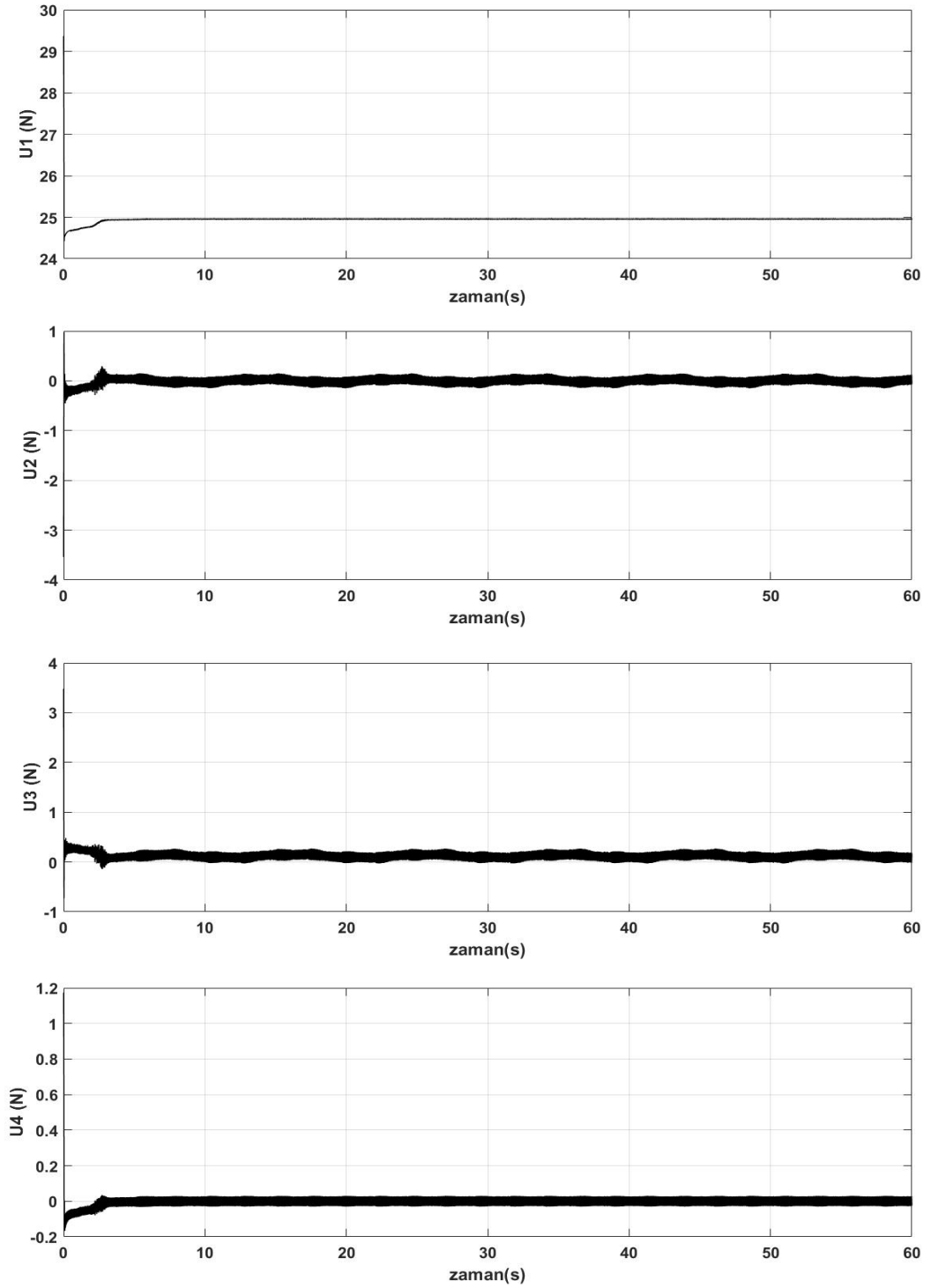
Şekil 4.1 Klasik KKK için x , y , z pozisyonlarının değişimi

Modellenen sisteme ilk olarak, yük taşımayan bir quadrotoru başarı ile kontrol edebilen bir klasik KKK uygulanmıştır. Şekil 4.1’de görüldüğü üzere yükün etkisi altındaki quadrotor özellikle x ve y eksenlerinde ihmal edilemeyecek kadar büyük osilasyonlar (salınımlar) yapmaktadır. Bu da kontrolcünün sistemin gereksinimlerini karşılayamadığını göstermektedir. Öte yandan, z ekseninde istenilen değere daha kararlı bir şekilde ulaşılmaktadır. Klasik KKK etkisi altındaki sistemde, istenilen yalpalama, yunuslama ve sapma açılarına, Şekil 4.2’den de görülebileceği üzere nispeten küçük hatalarla ulaşılmamasına rağmen arzulan açı değerlerine varış sürelerinin çok uzun olduğu



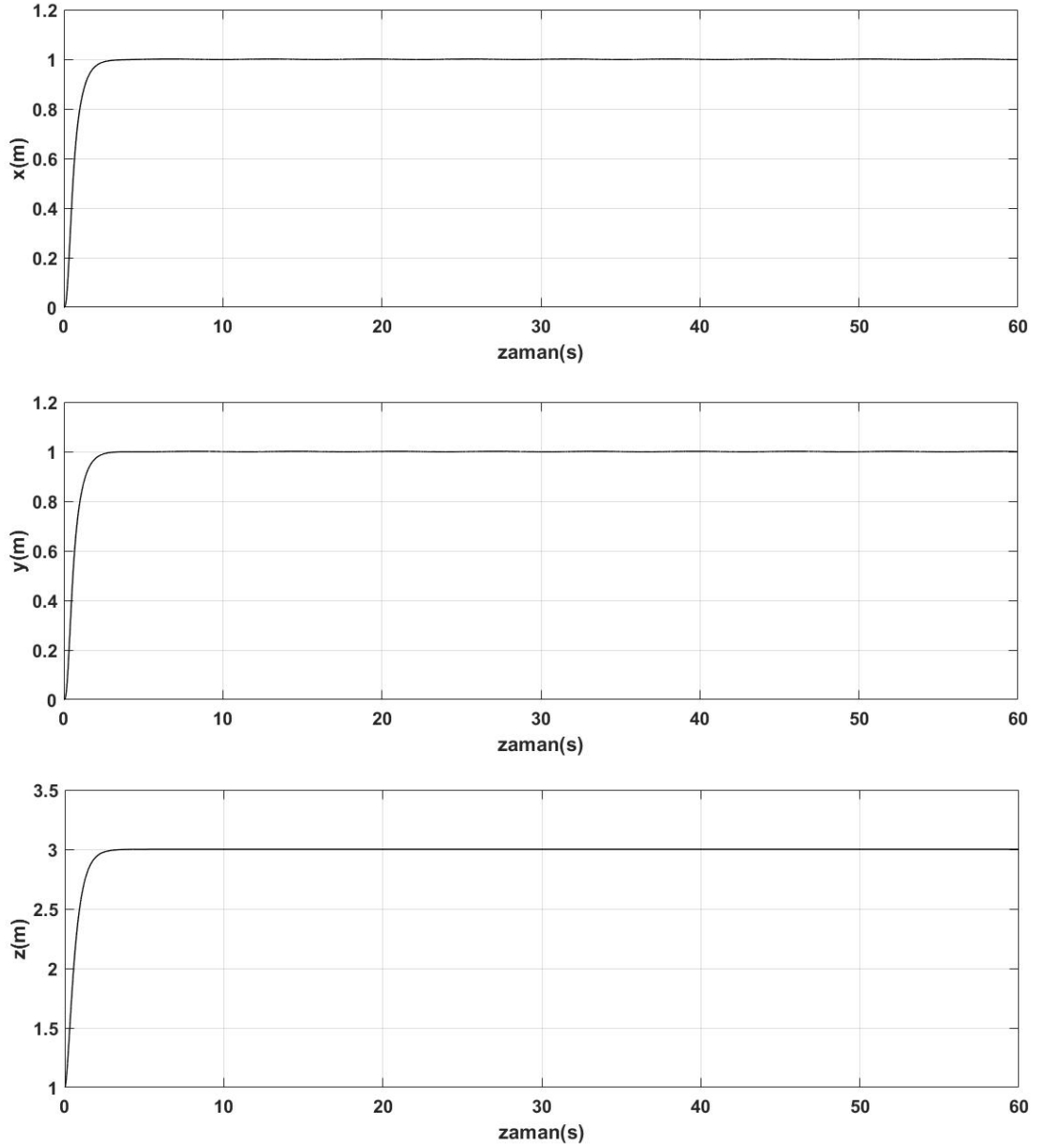
Şekil 4.2 Klasik KKK için Φ , θ , ψ açılarının değişimi

gözlemlenmektedir. Bu zaman kaybı da quadrotorun en önemli avantajlarından biri olan çevikliğini kaybedeceği anlamına gelmektedir. Şekil 4.3'te klasik KKK uygulandığından elde edilen kontrol girişleri (U_1, U_2, U_3, U_4) nin zamana göre değişimleri verilmiştir. Şekilden de açıkça görüldüğü üzere, özellikle U_2, U_3 ve U_4 girişleri, giriş değerleri düşük olmalarına rağmen dengesiz bir yapıdadırlar.



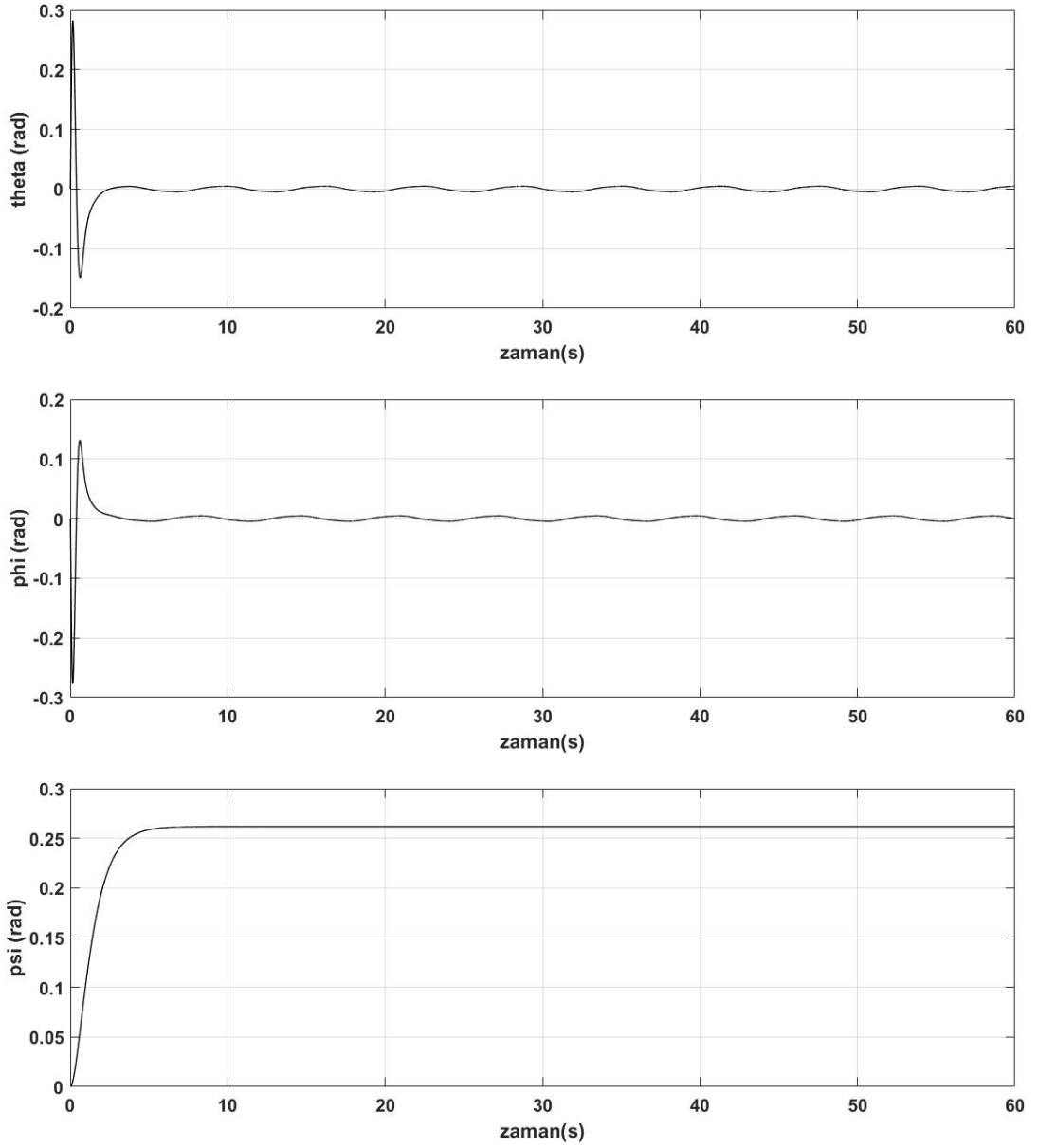
Şekil 4.3 Klasik KKK için U_1 , U_2 , U_3 , U_4 kontrol işaretlerinin değişimi

Ayrıca giriş işaretlerinin sıfıra oturma süreleri 4-5 saniye arasında değişmektedir. Bu da başka bir olumsuzluk olarak karşımıza çıkmaktadır.



Şekil 4.4 Önerilen KKK için x , y , z pozisyonlarının zamanla değişimi

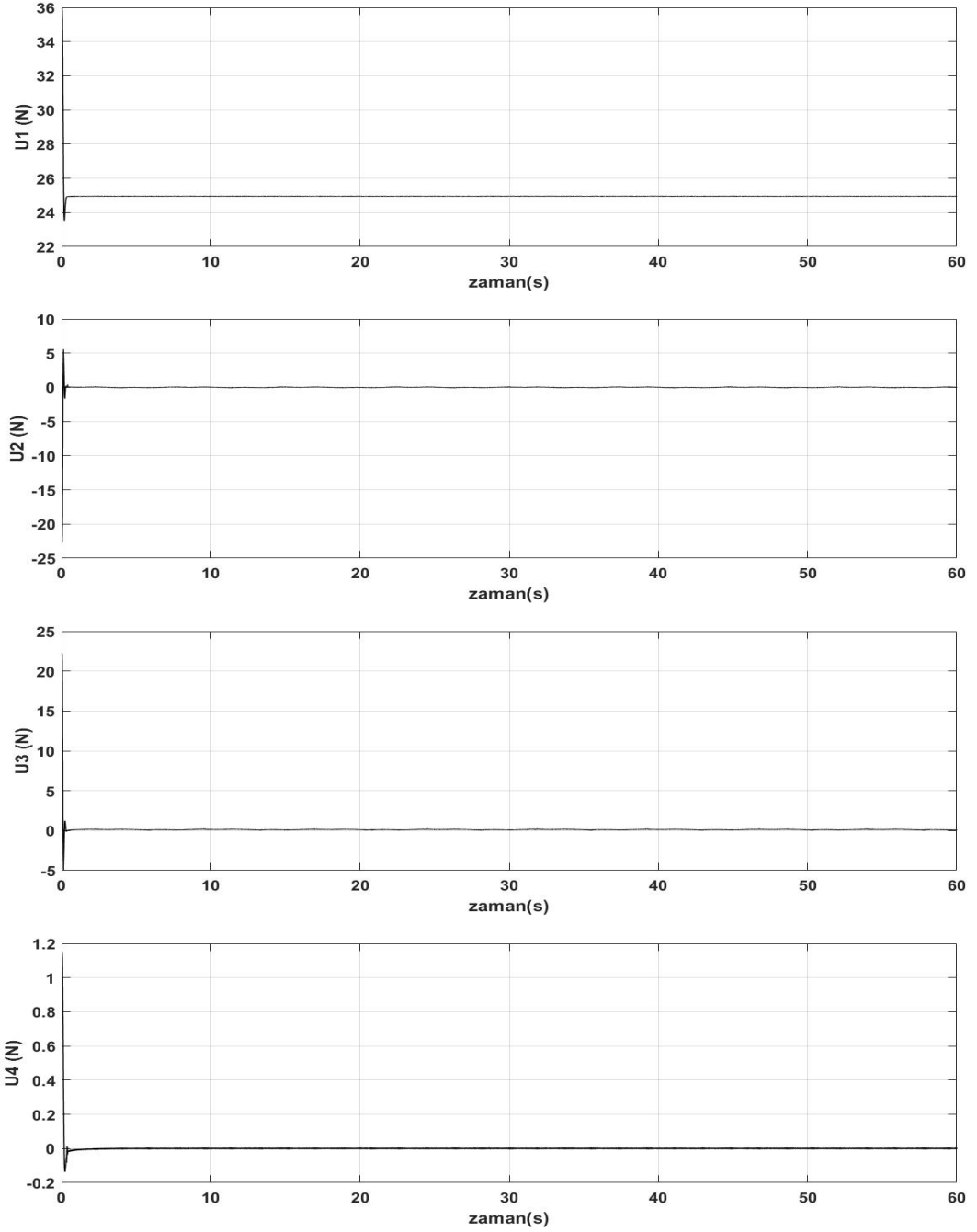
Yukarda bahsedilen salınımlar, dengesizlikler ve istenmeyen etkilerin giderilmesi için bu tez çalışmasında bir KKK tasarlanmıştır. Şekil 4.4'te önerilen kontrolcünün, sistemin istenilen x , y , z değerlerine ulaşmasını sağladığı ve bir önceki kontrolcüde x , y eksenlerinde meydana gelen salınımları minimuma indirdiği net bir şekilde görülmektedir. Şekil 4.5'te önerilen kontrolcü için istenen açı değerlerinin Φ_d , θ_d , Ψ_d zamana göre değişimi verilmiştir.



Şekil 4.5 Önerilen KKK için Φ , θ , ψ açılarının değişimi

Şekil 4.5'te de görüldüğü üzere, özellikle açıların istenilen değerlere ulaşma süreleri önerilen kontrolcünün etkisiyle ciddi oranda iyileşmiştir. Bu etkinin daha net bir şekilde gösterilebilmesi için şekil 4.8'de iki kontrolcü ile de elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

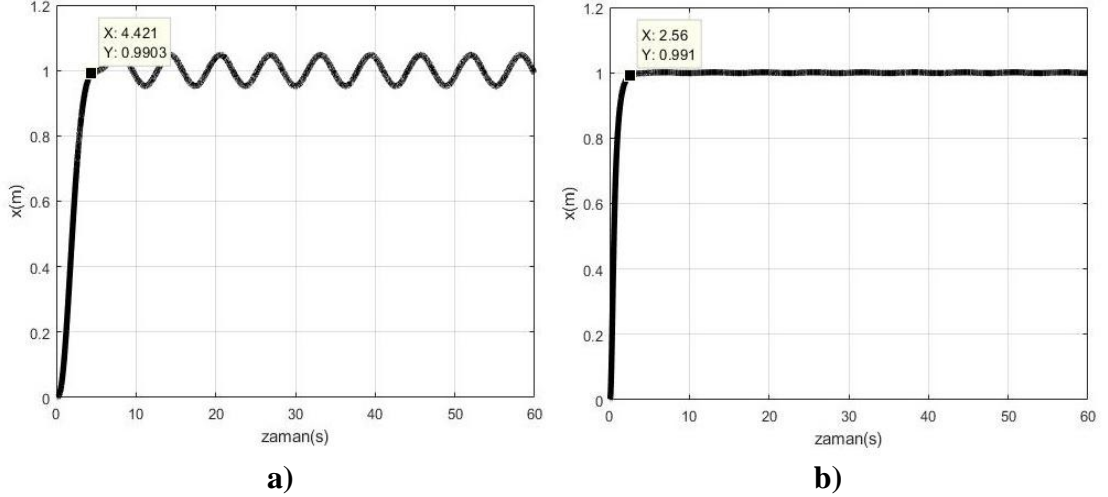
4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA



Şekil 4.6 Önerilen KKK için U_1 , U_2 , U_3 , U_4 girişlerinin değişimi

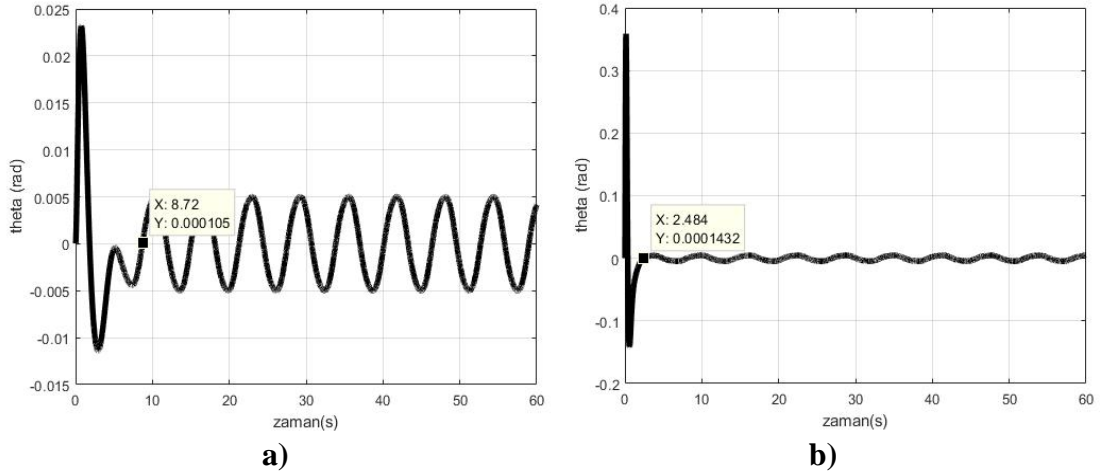
Şekil 4.6’da önerilen kontrolcü için kontrol girişlerinin zamana göre değişimleri verilmiştir. İlk kontrolcüye nazaran kontrol girişlerinin genliklerinin artmasına karşın, ilk kontrolcüde karşılaşılan dengesizlikler giderilmiş ve çatırtı etkileri büyük oranda azaltılmıştır. Ayrıca kontrol işaretlerinin sıfıra oturma süreleri de gözle görülür bir şekilde azalmıştır.

4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA



Şekil 4.7 a) Klasik KKK ile x-eksenindeki hareket **b)** Önerilen KKK ile x-eksenindeki hareket.

Şekil 4.7'den görüleceği gibi, sisteme klasik KKK uygulandığında aracın istenilen $x = 1\text{m}$ değerine ulaşması için yaklaşık olarak 4.5 saniye gibi bir zaman geçerken, önerilen KKK kontrolcü ile bu süre yaklaşık olarak 2.6 saniyeye kadar düşürülmüştür.



Şekil 4.8 a) Klasik KKK ile θ açısının değişimi **b)** Önerilen KKK ile θ açısının değişimi.

Şekil 4.8'de θ açısının 0 radyana düşmesi için, klasik KKK'de geçen süre önerilen KKK'de geçen sürenin yaklaşık üç katıdır. Diğer bir ifade ile oturma süresi 1/3 oranında iyileştirilmiştir.

5. SONUÇ ve ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, askıda yük taşıyan quadrotor sistemi için kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir. Öncelikle, taşınan yük noktasal bir kütle olarak ele alınıp, sistemin tam matematiksel modeli parametre belirsizlikleride dikkate alınarak elde edilmiştir. Daha sonra, sistemin kontrolü için bir kayan kipli kontrolcü tasarlanmıştır. Önerilen kontrolcünün sistemin kontrolündeki etkinliği MATLAB ortamında yapılan benzetim çalışmaları ile gösterilmiştir.

İlk olarak, sisteme yüksüz bir quadrotorun kontrolünde kullanılan klasik bir KKK uygulanmış ve bu kontrolcünün yük taşıyan quadrotor sisteminin kontrolü için yetersizliği benzetim sonuçları ile gösterilmiştir. Özellikle x ve y eksenlerindeki harekette büyük oranlarda osilasyon olduğu görülmüştür. Ayrıca istenilen konum ve açı değerlerine ulaşma sürelerinin uzun olduğu gözlemlenmiştir. Klasik KKK uygulandığında giriş işaretlerinde kalıcı duruma geçişte gecikmeler gözlemlenmiştir. Ayrıca kalıcı durumda çatırtı etkisinden dolayı dengesizlikler gözlemlenmiştir. İkinci olarak ise, bu çalışmada tasarlanan KKK sisteme uygulanıp benzetim sonuçları verilmiştir. Sonuçlardan da görüldüğü üzere, sistemin klasik KKK ile kontrol edildiğinde ortaya çıkan istenmeyen durumlar, önerilen KKK ile büyük oranda giderilmiştir.

Önerilen kontrolcünün sisteme uygulandığında, klasik kontrolcüye oranla kontrol işaretlerinin genliklerinde önemli bir artış görülmüştür. Bu da bu çalışmada ortaya çıkan en önemli olumsuzluktur. Yük kütlelerinin quadrotora eklenmesinden dolayı enerji tüketiminin artması kaçınılmaz bir durumdur. Ancak kontrol giriş işaretlerinin genliklerindeki artışlar benzetim çalışmalarında ön görülenden daha fazla olmuştur. Sonraki çalışmalarda bu enerji tüketiminin azaltılmasına yönelik çaba gösterilebilir.

Bu çalışmada matematiksel modeli çıkarılan ve bilgisayar ortamında benzetim çalışması gerçekleştirilen sistem için bir sonraki aşamada bu çalışma referans alınarak gerçek zamanlı uygulaması yapılabilir. Ayrıca birden fazla quadrotor için ortaklaşa yük taşıma görevi üzerinde çalışmalar yapmak için bu model kullanılabilir.

KAYNAKLAR

- Aghdam, A.S., Menhaj, M.B., Barazandeh, F. and Abdollahi, F. 2016. Cooperative load transport with movable load center of mass using multiple quadrotor UAVs, 4th International Conference on Control, Instrumentation, and Automation (ICCIA), 23-27, Qazvin.
- Altug, E., Ostrowski, J. P. and Mahony, R. 2002. Control of a quadrotor helicopter using visual feedback, Proc. of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1,72-77.
- Altug, E., Ostrowski, J. P. and Taylor, C. J. 2003. Quadrotor Control using Dual Cameral Visual Feedback, Proceedings of the 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 3, 4294-4299.
- Bartolini, G., Ferrara, A. and Usai, E. 1998. Chattering avoidance by second-order sliding mode control. IEEE Transactions on Automatic Control, 43, 241–246.
- Beloti Pizetta, I., Santos Brandao, A., Sarcinelli-Filho, M. 2015. Modelling and control of a pvtol quadrotor carrying a suspended load, in Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), International Conference 444–450.
- Bernard, M., Kondak, K., Hommel, G. 2008. A Slung load transportation system based on small size helicopters, in Autonomous Systems—Self-Organization, Management, Springer, Netherlands, 177.
- Bisgaard, M., La Cour-Harbo, A., Bendtsen, J.D. 2010. Adaptive control system for autonomous helicopter slung load operations, Control Engineering Practice, 18(7), 800–811.
- Bouabdallah, S. 2007. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying, Ph. D, EPFL, Lausanne, Switzerland.
- Bouabdallah, S. and Siegwart, R. 2007. Full control of a quadrotor. In Proc. of the intelligent robots and systems, 153–158, San Diego.
- Bouabdallah, S., Murrieri, P. and Siegwart, R. 2004a. Design and control of an indoor micro quadrotor, in Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation (ICRA), 5, 4393–4398. New Orleans.
- Bouabdallah, S., Noth, A., Siegwart, R. 2004b. PID vs LQR control techniques applied to an indoor micro quadrotor, in IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2451–2456, Sendai.
- Bouadi, H. and Tadjine, M. 2007. Nonlinear observer design and sliding mode control of four rotors helicopter, Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, 25, 225–230.
- Castillo, P., Lozano, R., Dzul, A. 2005. Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors. IEEE Control Systems Magazine, 25(6), 45–55.

- Chao, H., Cao, Y. and Chen, Y. 2010. Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey, *Int. J. Control Autom. Systems*, 8, 36–44.
- Chen, C.Y. 2009. Multiple degree of freedom inverted pendulum dynamics: modeling, computation and experimentation, Ph. D, Dissertation of University of Southern California.
- Chern, TL., Wu, YC. 1993. Design of brushless DC position servo systems using integral variable structure approach, *IEEE Proceedings B (Electric Power Applications)*, 140(1), 27-34.
- Dai, S., Lee, T. and Bernstein, D. S. 2014. Adaptive control of a quadrotor uav transporting a cable-suspended load with unknown mass, *IEEE Conference on Decision and Control*, 6149-6154, Los Angeles.
- De Crousaz, C., Farshidian, F., Neunert, M. and Buchli, J. 2015. Unified motion control for dynamic quadrotor maneuvers demonstrated on slung load and rotor failure tasks, *IEEE International Conference on Robotics and Automation (Icra)*, 2223–2229.
- Erginer, B. and Altug, E. 2007. Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle, in *IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, 894-899.
- Evans, Philip R. 2001. Rotations and rotation matrices, *Acta Crystallographica*, 57, 1355–1359.
- Faust, A., Palunko, I., Cruz, P., Fierro, R., And Tapia, L. 2017. Automated aerial suspended cargo delivery through reinforcement learning. *Artificial Intelligence*, 247, 381–398.
- Faust, A., Palunko, I., Cruz, P., Fierro, R. and Tapia, L. 2013. Learning swing-free trajectories for uavs with a suspended load, *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 4902-4909, Karlsruhe.
- Feng, Y., Rabbath, C. A. and Su, C.Y. 2015. Modeling of a micro uav with slung payload, in *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, Dordrecht: Springer Netherlands, 3015.
- Foehn, P., Falanga, D., Kuppuswamy, N., Tedrake, R. and Scaramuzza, D. 2017. Fast trajectory optimization for agile quadrotor maneuvers with a cable-suspended payload, in *Robotics: Science and Systems (RSS)*, 1-10, Boston.
- Fusato, D., Guglieri, G. and Celi, R. 2001. Flight dynamics of an articulated rotor helicopter with an external slung load, *Journal of the American Helicopter Society*, 46(1), 3–13.
- Gassner, M., Cieslewski, T. and Scaramuzza, D. 2017. Dynamic collaboration without communication: Vision-based cable-suspended load transport with two quadrotors, in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom.*, 5196–5202.

- Guerrero, M. E., Mercado, D. A., Lozano, R. and Garcia, C. D. 2015. Passivity based control for a quadrotor uav transporting a cable-suspended payload with minimum swing, In IEEE Conf. on Decision and Control (CDC), 6718–6723.
- Guerrero-Castellanos, J.F., Marchand, N., Hably, A., Lesecq, S., Delamare, J. 2011. Bounded attitude control of rigid bodies: real-time experimentation to a quadrotor mini-helicopter, *Control Eng. Pract.* 19(8), 790–797.
- Guerrero-Sánchez, M.E., Mercado-Ravell, D.A., Lozano, R., García-Beltrán, C.D. 2017. Swing attenuation for a quadrotor transporting a cable-suspended payload, *ISA Transactions*, 68(1), 433–449.
- Gupte, S., Mohandas, P. I. T. and Conrad, J. M. 2012. A survey of quadrotor Unmanned Aerial Vehicles, *Proceedings of IEEE Southeastcon*, 1-6, Orlando.
- Hamano, F. 2013. Derivative of Rotation Matrix Direct Matrix Derivation of Well Known Formula, *Proceedings of Green Energy and Systems Conference*, 0–2, Long Beach, CA.
- Hoh, R.H. and Heffley, R.K. 2006. Development of handling qualities criteria for rotorcraft with externally slung loads. NASA Report.
- Keane, J. F. and Carr, S. S. 2013. A Brief History of Early Unmanned Aircraft, *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 32(3), 558-571.
- Kim, T.S., Stol, K. and Kecman, V. 2007. Control of 3 DOF quadrotor model, in *Robot Motion and Control*, Springer, London, 451.
- Klausen, K., Fossen, T., Johansen, T. 2015. Nonlinear control of a multirotor UAV With suspended load, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, 176–184, Denver.
- Kotaru, P., Wu, G., Sreenath, K. 2017. Dynamics and control of a quadrotor with a payload suspended through an elastic cable, *American Control Conference (ACC)*, 3906–3913, Seattle.
- Kui, Y., Feng, G., Liying, Y., Yuqing, H., Jianda, H. 2017. Sliding mode control for a quadrotor slung load system, In *Proceedings of the 2017 36th Chinese Control Conference (CCC)*, 3697–3703, Dalian.
- Liang, X., Fang, Y., Sun, N., Lin, H. 2018. Dynamics analysis and time-optimal motion planning for unmanned quadrotor transportation systems, *Mechatronics*, 50, 16–29.
- Lim, H., Park, J., Lee, D. and Kim, H. J. 2012. Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles, *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 19(3), 33-45.

- Lopez, D. P. 2013. Attitude control in Mikrokopter quadrotor, Web Sites: <https://bitsofunderstanding.wordpress.com/2011/08/20/attitude-control-in-mikrokopter-quadrotor/> Erişim Tarihi: 16.03.2019.
- MacKunis, W., Wilcox, Z.D., Kaiser, M.K., Dixon, W.E. 2010. Global Adaptive Output Feedback Tracking Control of an Unmanned Aerial Vehicle, *IEEE Trans. Control*, 18(6), 1390-1397.
- Madani, T. and Benallegue, A. 2006. Backstepping control for a quadrotor helicopter, *International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 3255–3260, Beijing.
- Mahony, R., Kumar, V., Corke, P. 2012. Multirotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE Robot. Autom. Magazine*, 19(3), 20–32.
- Masone, C., Bulthoff, H. H. and Stegagno, P. 2016. Cooperative transportation of a payload using quadrotors: A reconfigurable cable-driven parallel robot, in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. Intell. Robots Systems* 1623–1630.
- Mellinger, D., Michael, N. and Kumar, V. 2012. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors, *The International Journal of Robotics Research*, 31(5) 664–674.
- Mellinger, D., Shomin, M., Michael, N. and Kumar, V. 2013. Cooperative grasping and transport using multiple quadrotors, in *Distributed Autonomous Robotic Systems*, 545–558, Heidelberg.
- Min, B.C., Hong, J.H., Matson, E.T. 2011. Adaptive robust control (ARC) for an altitude control of a quadrotor type UAV carrying an unknown payloads, *International conference on control, automation and systems*, 1147-1151, Gyeonggi-do, Korea.
- Munson, K. and Taylor, J.W.R. 1977. *Jane's pocket book of remotely piloted vehicles robot aircraft today*, Collier Books, 239, London.
- Ogata, K. 2010. *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, USA, 894.
- Palunko, I., Cruz, P. and Fierro, R. 2012a. Agile load transportation: Safe and efficient load manipulation with aerial robots, *IEEE Robotics and Automation Magazine*, 19(3), 69–79.
- Palunko, I., Cruz, P. and Fierro, R. 2012b. Trajectory generation for swing-free maneuvers of a quadrotor with suspended payload: A dynamic programming approach, in *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2691–2697. Saint Paul, Minnesota.
- Peng, K., Cai, G., Chen, B.M., Dong, M., Lum, K.Y., Lee, T.H. 2009. Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter, *Automatica* 45(10), 2333-2338.

- Phang, S.K., Cai, C., Chen, B.M., Lee, T.H. 2012. Design and mathematical modeling of a 4-standardpropeller (4SP) quadrotor, in World Congress on Intelligent Control and Automation, 3270-3275, Beijing.
- Pounds, P., Mahony, R., Gresham, J., Corke, P., Roberts, J. 2004. Towards dynamically-favourable quadrotor aerial robots, in Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation, 1-10, Canberra.
- Prieto, P.J., Cazarez-Castro, N.R., Aguilar, L.T., Cardenas-Maciel, S.L. 2017. Chattering existence and attenuation in fuzzy-based sliding mode control, Engineering Applications of Artificial Intelligence, 61, 152–160.
- Raffo, G. V. and De Almeida, M. M. 2016. Nonlinear robust control of a quadrotor UAV for load transportation with swing improvement, in Proceedings of the 2016 American Control Conference, 3156–3162, Boston.
- Ritz, R. and D’Andrea, R. 2013. Carrying a flexible payload with multiple flying vehicles, in Proc. Int. Conf. Intelligent Robots Systems, 3465–3471, Tokyo.
- Roopaei, M. and Jahromi, MZ. 2009. Chattering-free fuzzy sliding mode control in MIMO uncertain systems, Nonlinear Analysis, 71, 4430-4437.
- Sarris, Z. and Atlas, S. 2001. Survey of UAV applications in civil markets, Proceedings of the 9th Mediterranean Conference on Control and Automation, 1-11, Dubrovnik.
- Shi, D., Wu, Z. and Chou, W. 2018. Harmonic Extended State Observer Based Anti-Swing Attitude Control for Quadrotor with Slung Load, Electronics, 7(8), 128.
- Shirani, B., Najafi, M., Izadi, I. 2019. Cooperative load transportation using multiple uavs, in Aersp. Sci. and Technol., 84, 158–169.
- Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L. and Levant, A. 2013. Sliding Mode Control and Observation, Birkhäuser, Boston, 353.
- Slotine, J. J. E. and Li, W. 1991. Applied Nonlinear Control, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey.
- Sreenath, K., Michael, N. and Kumar, V. 2013. Trajectory generation and control of a quadrotor with a cable-suspended load-a differentially-at hybrid system, In IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 4888-4895, Karlsruhe.
- Tang, S. and Kumar, V. 2015. Mixed Integer Quadratic Program Trajectory Generation for a Quadrotor with a Cable-Suspended Payload, IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA) , 2216-2222, Washington.
- Tang, S., Wueest, V. and Kumar, V. 2018. Aggressive flight with suspended payloads using vision-based control, IEEE Robotics and Automation Letters, 3(2), 1152-1159.

- Tayebi, A., McGilvray, S. 2006. Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft. *IEEE Transactions on control systems technology*, 14(3), 562-571.
- Utkin, V.I. 1977. Variable structure systems with sliding modes, *Transactions on Automatic Control*, 22(2), 212-222.
- Utkin, V.I., Jürgen, G. and Jingxin, S. 2009. *Sliding mode control in electro-mechanical systems*, CRC Press and Taylor & Francis, London, 474.
- Wang, W., Yi, J., Zhao, D. and Liu, D. 2004. Design of a stable sliding-mode controller for a class of second-order underactuated systems, *Proc. Inst. Electr. Eng.: Control Theory Application*, 151(6), 683–690.
- Wang, Z., Liang, S., Liu, T. and Zhang, L. 2016. Robust adaptive attitude control of quadrotors with load uncertainties, *Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 5962–5967, Yinchuan.
- Watts, A.C., Ambrosia, V.G., Hinkley, E.A. 2012. Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: Classification and considerations of use, *Remote Sensing*, 4, 1671–1692.
- Weibing, G. and Hung, C. 1993. Variable Structure Control of Nonlinear Systems: A New Approach, *IEEE Transaction on Automatic Control*, 40, 45-55.
- Weisstein, E. W. 2006. Web Sites: <http://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html>. Erişim Tarihi: 14.02.2019.
- Xiong, J. J. and Zhang, G. 2016. Sliding mode control for a quadrotor UAV with parameter uncertainties, in *2nd International Conference on Control, Automation, and Robotics*, 207–212, Hong Kong.
- Xu, R. and Ozguner, U. 2006. Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter, *IEEE Conf. on Decision and Control*, 4957–4962, San Diago.
- Zheng, E., Xiong, J. and Luo, J. 2014. Second order sliding mode control for a quadrotor UAV, *ISA Transactions*, 53(4), 1350–1356.
- Zhou, X., Liu, R., Zhang, J. and Zhang, X. L. 2016. Stabilization of a quadrotor with uncertain suspended load using sliding mode control, in *Proceedings of ASME International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference*, 207-212, Charlotte.
- Zürn, M., McFadyen, A., Morton, K., Notter, S., Heckmann, A. and Gonzalez, F. 2016. MPC controlled multirotor with suspended slung load: System architecture and visual load detection, *IEEE Aerospace conferece*, 1-11, Montana.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Adı-Soyadı : Özhan BİNGÖL
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 25.12.1984
Medeni Hali : Bekâr
Telefon : +905369208870
e-mail : bingolozhan@gmail.com

Eğitim

Derece	Üniversite	Mezuniyet Yılı
Yüksek Lisans	Erzurum Teknik Üniversitesi	-
Lisans	Fırat Üniversitesi	2012
Lise	Erzurum Lisesi	2003

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl

Gümüşhane Üniversitesi/2015-

Uluslararası Kongre Sunum

- 1) Ö. Bingöl, H.M. Güzey (2019). “Sliding Mode Control for a Quadrotor UAV transporting a cable suspended payload”. 14th International Conference on Electromechanics and Robotics “Zavalishin’s Readings”, Kursk-Rusya, (ER(ZR)-2019). (Tam Metin Bildiri/ Sözlü Sunum 18.04.2019).