

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GÖRSEL SERVO KONTROL YÖNTEMİ İLE BİR İNSANSIZ HAVA
ARACININ KONTROL EDİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Zehra CEREN**

Anabilim Dalı : Makina Mühendisliği

Programı : Sistem Dinamiği ve Kontrol

HAZİRAN 2010

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GÖRSEL SERVO KONTROL YÖNTEMİ İLE BİR İNSANSIZ HAVA
ARACININ KONTROL EDİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Zehra CEREN**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 07 Mayıs 2010
Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Haziran 2010**

**Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. Erdinç ALTUĞ (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Muhittin GÖKMEN (İTÜ)
Doç. Dr. Şeniz ERTUĞRUL (İTÜ)**

HAZİRAN 2010

ÖNSÖZ

Bu çalışma TÜBİTAK'ın 107E211 numaralı 'İnsansız Hava Araçlarının Görsel Kontrolü ve Görsel Verinin Yönlendirme Uygulamalarında Kullanılması' projesi kapsamında gerçekleştirilmiştir. Quadrotor hava aracı için görüntü esaslı görsel servo kontrol ve hibrit görsel servo kontrol sistemleri tasarlanarak, benzetim ve deneylerle yöntemlerin verimleri incelenmiştir.

Görüntü esaslı görsel servo kontrol bilgisayar görüşü, görüntü işleme ve kontrol bilimlerini içeren çokdisiplinli bir yöntemdir. Uzun yıllardır üzerinde çalışmalar yapılan bir alandır. Ancak gerek mevcut kameralar ve görüntüyü elde etme yöntemleri, gerekse görüntü işleme teknikleri alanlarındaki gelişmeler neticesinde yöntem daima üzerine yapılacak çalışmalar açısından güncelliğini korumaktadır. Yöntem üzerine yapılan çalışmalar incelendiğinde maalesef bu kontrol yönteminin uygulama alanı neredeyse robotik kollarla sınırlı kalmıştır denilebilir. Çağın ve gelişmiş teknolojinin gereği insansız hava araçlarının önemi arttıkça bu alanda yapılabilecek uygulamalar bilim adamlarının ilgisini çekmiş ve İHA kontrolünde görüntüden fayda sağlanması fikri ortaya çıkmıştır. Bu konuda Türkiye'de ve dünyada yapılan çalışma sayısı azdır. Bu tez çalışması hem klasik yöntemlerle yeni teknikleri birleştirmesi hem de yeni bir uygulama alanı olan hava araçları üzerine yapılması nedenleriyle dünya literatürüne bir katkı sağlamakta, Türkiye'de ve İTÜ'de yapılan çalışmalara ise bir örnek teşkil etmektedir.

Tez çalışmalarım boyunca kıymetli görüşleri ile beni yönlendiren, teşvik ve desteğini esirgemeyen tez danışmanım Sayın Yrd. Doç. Dr. Erdinç Altuğ'a ve proje desteğinden dolayı TÜBİTAK'a şükranlarımı sunarım. Ayrıca yardımlarını esirgemeyen çalışma arkadaşım Metin Tarhan'a teşekkürü bir borç bilirim.

Son olarak desteği ve teşviki ile yanımda olan meslektaşım, değerli dostum Emre Yüzbaşıoğlu'na ve eğitim öğretim hayatım boyunca desteklerini esirgemeyen aileme şükranlarımı sunarım.

Haziran 2010

Zehra Ceren

Uçak Mühendisi

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖNSÖZ	iii
İÇİNDEKİLER	v
KISALTMALAR	ix
ÇİZELGE LİSTESİ	xi
ŞEKİL LİSTESİ	xiii
SEMBOL LİSTESİ	xv
ÖZET	xvii
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 Tez Düzeni.....	4
2. GÖRSEL SERVOLAMANIN TEMEL KISIMLARI	7
2.1 Klasik Görüntü Esaslı Görsel Servolama.....	8
2.1.1 Perspektif izdüşüm ve görüntü etkileşim matrisi.....	9
2.1.1.1 Görüntü etkileşim matrisinin kestirimi.....	10
2.2 Hibrit Görsel Servolama.....	13
2.2.1 Küresel izdüşüm modeli.....	13
2.2.1.1 Birleşik merkezli izdüşüm.....	14
2.2.1.2 Bir kürenin küresel izdüşümü.....	15
2.2.2 Öznitelik vektörünün tasarımı.....	17
2.2.2.1 Basit küre.....	17
2.2.2.2 Özel küre.....	18
2.2.3 Görsel servolama.....	20
2.2.3.1 Üç serbestlik dereceli sistemin görsel kontrolü.....	20
2.2.3.2 Altı serbestlik dereceli sistemin görsel kontrolü.....	22
3. GÖRSEL SERVO KONTROL KARARLILIK ANALİZİ	25
3.1 Görüntü İşleme ve Kamera Kalibrasyon Hatalarına Karşı Dayanıklılık.....	25
3.2 Modelleme Hatalarına Karşı Dayanıklılık.....	26
3.2.1 Görüntü esaslı görsel servo kontrol kararlılık analizi.....	26
3.2.2 Hibrit görsel servo kontrol kararlılık analizi.....	27
3.2.2.1 Üç serbestlik dereceli sistem.....	27
3.2.2.2 Altı serbestlik dereceli sistem.....	28
4. DÖRT ROTORLU HELİKOPTER KONTROLÜ	31
4.1 Quadrotorun Sınıflandırılması ve Yararları.....	31
4.2 Quadrotorun Çalışma Prensibi.....	32
4.3 Quadrotorun Dinamik Modeli.....	33

4.4 Kontrolcü Tasarımı.....	36
4.4.1. Geri besleme yoluyla doğrusallaştırma.....	36
4.4.2. Oransal – türevsel (PD) kontrol.....	37
5. BENZETİMLER.....	41
5.1. Görüntü Esaslı Görsel Servo Kontrol Sisteminin Yapısı.....	41
5.1.1 Helikopter modeli.....	42
5.1.2 Görsel algılayıcı.....	43
5.1.2.1 Görsel algılayıcının çalışma prensibi.....	44
5.1.3 Görsel kontrolcü.....	44
5.2. Hibrit Görsel Servo Kontrol Sisteminin Yapısı.....	45
5.2.1 Görsel algılayıcı.....	46
5.2.2 Görsel kontrolcü.....	47
5.3 Görsel Kontrol Sisteminin Çalışma Prensibi.....	48
6. BENZETİM SONUÇLARI.....	51
6.1 Görüntü Esaslı Görsel Servo Kontrol Benzetim Sonuçları.....	51
6.1.1 Birinci Benzetim.....	51
6.1.2 İkinci Benzetim.....	57
7. DENEYLER.....	61
7.1 Deney Düzeneği.....	61
7.2 Deney Sonuçları.....	65
7.2.1 Görüntü esaslı görsel servolama ile yapılan deneyler.....	66
7.2.1.1 Birinci deney.....	66
7.2.1.2 İkinci deney.....	68
7.2.2 Hibrit görsel servolama ile yapılan deneyler.....	69
7.2.2.1 Birinci deney.....	69
7.2.2.2 İkinci deney.....	70
8. SONUÇLAR.....	73
KAYNAKLAR.....	77
EKLER.....	81
ÖZGEÇMİŞ.....	91

KISALTMALAR

GPS	: Global Positioning System: Küresel Konumlandırma Sistemi
IMU	: Inertial Measurement Unit: Atalet Ölçüm Birimi
INS	: Inertial Navigation System: Ataletli Seyrüsefer Sistemi
İHA	: İnsansız Hava Aracı
PD	: Proportional Derivative: Oransal Türev
PTZ	: Pan Tilt Zoom: Yatay Kaydırma, Eğim, Optik Kaydırma
3B	: 3 Boyutlu
2B	: 2 Boyutlu

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 4.1: Helikopterin maruz kaldığı etkiler.....	34
Çizelge 5.1: Helikopter parametreleri.....	42
Çizelge B.1: Draganflyer IV hava aracının genel özellikleri.....	83
Çizelge B.2 : PTZ kameranin teknik özellikleri.....	84
Çizelge B.3 : IMU teknik özellikleri.....	85

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1	: Üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu kamera hızı: (a) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$, (b) $\bar{L}_e^+ = L_e^{+*}$, (c) $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_e^{+*})^+$	11
Şekil 2.2	: Üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu kamera yörüngesi: (a) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$, (b) $\bar{L}_e^+ = L_e^{+*}$, (c) $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_e^{+*})^+$	12
Şekil 2.3	: Üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu yüzeylerin takip ettiği yörünge: (a) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$, (b) $\bar{L}_e^+ = L_e^{+*}$, (c) $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_e^{+*})^+$	13
Şekil 2.4	: Birleşik merkezli izdüşüm.....	14
Şekil 2.5	: Sanal kürenin izdüşüm modeli.....	16
Şekil 2.6	: Özel kürenin küresel izdüşümü.....	19
Şekil 4.1	: Quadrotor örnekleri: (a) Curtis-Wright, VZ-7 (b) Quattrocopter.....	32
Şekil 4.2	: Quadrotorun eksen takımı ve üzerine etkiyen kuvvetler.....	33
Şekil 4.3	: $\theta - y$ kontrolcüsü için kontrol diyagramı.....	38
Şekil 4.4	: $\phi - x$ kontrolcüsü için kontrol diyagramı.....	39
Şekil 5.1	: Helikopter kontrolünde görsel servo kontrol kullanımı.....	41
Şekil 5.2	: Görüntü esaslı görsel servo kontrol sisteminin yapısı.....	42
Şekil 5.3	: Kamera, nesne ve helikopter eksenleri.....	43
Şekil 5.4	: Görsel algılayıcı girdi ve çıktı sinyalleri.....	44
Şekil 5.5	: Hibrit görsel servo kontrol sisteminin yapısı.....	45
Şekil 5.6	: Kamera, nesne ve helikopter eksenleri.....	46
Şekil 5.7	: Benzetim sistemi yapısı.....	48
Şekil 6.1	: Kartezyen uzayda kamera yörüngesi.....	51
Şekil 6.2	: İdeal durum (a) e hata vektörü. (b) Helikopter hızı.....	52
Şekil 6.3	: İdeal durum: Helikopterin konumu.....	53
Şekil 6.4	: İdeal durum: Yüzeylerin takip ettiği yörünge.....	53
Şekil 6.5	: Modelleme hatası $z=0.1z$ (a) e hata vektörü. (b) Helikopter hızı.....	54
Şekil 6.6	: Modelleme hatası $z=10z$ (a) e hata vektörü. (b) Helikopter hızı.....	54
Şekil 6.7	: Modelleme hatası $z=0.1z$: Helikopterin konumu.....	55
Şekil 6.8	: Modelleme hatası $z=10z$: Helikopterin konumu.....	55
Şekil 6.9	: Kalibrasyon hatası (a) e hata vektörü. (b) Helikopter hızı.....	56
Şekil 6.10	: Kalibrasyon hatası: Helikopterin konumu.....	57
Şekil 6.11	: Kartezyen uzayda kamera yörüngesi.....	57
Şekil 6.12	: İdeal durum (a) e hata vektörü. (b) Helikopter hızı.....	58
Şekil 6.13	: İdeal durum: Helikopterin konumu.....	58
Şekil 6.14	: İdeal durum: Yüzeylerin takip ettiği yörünge.....	59
Şekil 7.1	: Deney düzeneği.....	61
Şekil 7.2	: Draganflyer IV.....	62

Şekil 7.3	: Futaba T4VF FM radyo verici.....	63
Şekil 7.4	: 3DM-GX1 adlı IMU.....	64
Şekil 7.5	: Sony EVI-D70P PTZ kamera, VStone VS-C450N-TK kamera.....	64
Şekil 7.6	: Deneylerde kullanılan görüntüler.....	65
Şekil 7.7	: Sistemin Yapısı.....	66
Şekil 7.8	: Deney 1, Sapma açısının değişimi.....	67
Şekil 7.9	: Deney 1, Sapma açısal hızının değişimi.....	67
Şekil 7.10	: Deney 2, Sapma açısının değişimi.....	68
Şekil 7.11	: Deney 2, Sapma açısal hızının değişimi.....	69
Şekil 7.12	: Deney 1, Sapma açısının değişimi.....	70
Şekil 7.13	: Deney 1, Sapma açısal hızının değişimi.....	70
Şekil 7.14	: Deney 2, Sapma açısının değişimi.....	71
Şekil 7.15	: Deney 2, Sapma açısal hızının değişimi.....	71
Şekil C.1	: Görüntü esaslı görsel servolama sistemi benzetim modeli.....	87
Şekil C.2	: Hibrit görsel servolama sistemi benzetim modeli.....	88
Şekil C.3	: Quadrotor Simulink modeli.....	89

SEMBOL LİSTESİ

e	: Hata vektörü
s	: Öznitelik vektörü
v	: Hız vektörü
v_c	: Doğrusal hız vektörü
ω_c	: Açısal hız vektörü
L	: Görüntü etkileşim matrisi
λ	: Görsel kontrolcü katsayısı
u_0, v_0	: Kamera bakış noktaları
f_u, f_v	: Fokal uzunluklar
L^{-1}, L^{+}	: Görüntü etkileşim matrisinin tersi
$\widehat{L^{-1}}, \widehat{L^{+}}$	: Görüntü etkileşim matrisinin tersinin tahmini yada tahmininin tersi
x	: Homojen 3B dünya noktası
x_m	: Küresel izdüşüm noktası
x_i	: Perspektif izdüşüm noktası
i	: Numaraları gösteren indis
F_c	: Perspektif kamera merkezi
F_m	: Küresel aynanın merkezi
ξ	: İki odak arası mesafe
K	: Kamera içsel parametreleri matrisi
$\mathcal{P}$	: Homojen 3B dünya noktası
P_i	: Birleşik ayna eksenine göre tanımlı 3B nokta
S_i	: P noktasının küresel izdüşümü

R	: Sanal kürenin yarıçapı
$\hat{R}$	: Küre yarıçapının tahmini değeri
δ	: Küresel kabuğu çevreleyen daire
r	: δ izdüşüm dairesinin yarıçapı
θ	: Dönme açısı
u	: Dönme eksenı
R_o^c	: Nesnenin kameraya göre yönelim matrisi
R_o^{c*}	: Nesnenin kameranın istenen konumuna göre yönelim matrisi
R_c^{c*}	: Kameranın istenen konumuna göre yönelim matrisi
t_o^c	: Kürenin kameraya göre bağıl konumu
ϕ_i	: S_i noktaları arasındaki açı
r_i	: Dönme matrisine ait sütun vektörler
Ker	: Kernel
A	: Atalet çerçevesi
B	: Gövde çerçevesi
ϕ	: Yalpalama açısı
θ	: Yunuslama açısı
ψ	: Sapma açısı
m	: Kütle
g	: Yerçekimi ivmesi
V	: Hız vektörü
ω	: Gövde açısal hız vektörü
Ω_i	: Pervane açısal hızları
F	: Kuvvet
τ	: Tork

b	: İtme faktörü
d	: Dönme faktörü
l	: Rotor ile quadrotor merkezi arası mesafe
I	: Gövde ataleti
I_r	: Rotor ataleti
u_i	: Kontrol komutları
i	: Rotor numarasını gösteren indis
K_p, K_d	: Oransal, türevsel kontrol katsayıları
R_c	: Benzetim modeli kamera eksen
R_h	: Benzetim modeli helikopter eksen
R_o	: Benzetim modeli nesne eksen
T_c^0, T_h^0, T_o^0	: Kamera, helikopter ve nesnenin yere göre öteleme ve dönme matrisi
T_c^h	: Kameranın helikoptere yere göre öteleme ve dönme matrisi

GÖRSEL SERVO KONTROL YÖNTEMİ İLE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KONTROL EDİLMESİ

ÖZET

İlk insansız hava aracı A. M. Low tarafından 1916 yılında geliştirilmiştir. Takip eden yıllarda çok fazla miktarda uçak üretilmiş ve bunlar II. Dünya savaşında trenleri koruma amacıyla uçaksavar ve saldırı görevlerinde kullanılmıştır. 1980li ve 1990lı yıllarda olgunlaşan ve küçültülen bu araçlar günümüzde büyük önem kazanmıştır. Bunun en önemli nedeni insansız hava araçlarının uçaklara nazaran çok daha ucuz olması, ayrıca riskli görevler sırasında yetişmiş mürettebat kaybını sıfıra indirmesi ve insanlı iken imkânsız olan manevraların gerçekleştirilebilmesidir. Genel olarak keşif ve gözlem amacıyla kullanılmakta, bunun yanı sıra vahşi doğada, yıkılan ve çöken bina içlerinde, açık denizde batan gemilerde kaybolan insanları aramak ve kurtarmak gibi pek çok amaca da hizmet etmektedir.

Bütün bu görevleri insansız olarak gerçekleştiren insansız hava araçları bu başarılarını otonom uçuşlarını sağlayan kontrolcülerine borçludur. İnsansız hava araçları uçuş esnasındaki yönelimlerini halihazırda küresel konumlandırma sistemini (GPS) ve/veya ataletli seyrüsefer sistemini (INS) kullanarak sağlamaktadırlar. GPS, INS gibi seyrüsefer sistemlerinin kullanılamaz olduğu şartlarda veya normal şartlarda bunlara ek olarak görüntü sistemleri kullanılabilir. Keşif gözlem amaçlı insansız hava araçlarında zaten diğer amaçlar için kullanılmak üzere bulunan kameranın bu amaç için kullanılması oldukça yararlı olacaktır.

Görsel servolama yönteminde araçta bulunan kamera hedeflenen göreve göre aracı kontrol etmek için kullanılır. Yöntem bilgisayar görüşü, robotik, kontrol ve gerçek zamanlı sistemler konularını içeren çok disiplinli bir yaklaşımdır. Bir robotun konum veya hız kontrolünün bilgisayar görüşü kullanarak sağlanmasıyla; düşük maliyet, yüksek dayanıklılık ve düşük hassasiyette robotlar kullanılarak yüksek kalitede sistemler elde edilebilir. Böylece görsel servolama yöntemi maliyeti düşürüp, dayanıklılığı artırarak sistemin daha maliyet etkin bir şekilde işleyişini sağlar. Günümüzde hızlı çalışan, uygun fiyatlı görüntü sistemlerin mevcudiyeti bu yaklaşım hakkında gittikçe büyüyen bir ilgi uyandırmaktadır.

Görsel bilgi başta arama-kurtarma, keşif-gözlem, hava haritacılığı ve denetimi gibi pek çok uygulamada görsel sezgilere dayanarak adeta hava aracının gözleri gibi davranmaktadır. Uçuş kontrolü için görüntünün kullanılması fikri nesne tespiti ve takibi, konum tahmini, ataletli seyrüsefer, GPS ve doğrusal olmayan sistemler gibi konularda geniş bir yelpaze sunar. Otonom bir helikopter ise keşif, gözlem gibi görevlere fazlasıyla uygundur. Dört rotorlu mini-helikopter ise düşük hızlarda uçabilme, havada askıda kalma, yanal uçuş, kapalı veya dar alanlarda güvenli uçuş gibi manevra yetenekleri ile bu amaç için oldukça üstün bir yapıdadır.

Bu tez çalışmasında amaç görüntü güdümlü bir uçan robot tasarlamaktır. Bu amaçla dört rotorlu bir mini insansız hava aracının üzerine yerleştirilmiş bir kamera ile yerdeki hedefin takibi ve hedef üzerinde açısız konumunun kontrol edilmesi sağlanmıştır. Görsel servolama kontrol yapısı iç döngüde quadrotorun hızını kontrol eden düşük seviyeli servo kontrol döngüsüne sahiptir. Dış döngü ise görsel kontrolcü kullanarak hata vektörünü kontrol eden bir döngüdür.

Bu çalışmada dış döngüyü oluşturan görsel kontrolcü iki farklı yöntemle tasarlanmıştır. Birinci yöntem görüntü esaslı görsel servo kontrol, ikinci yöntem ise hibrit görsel servo kontrol yöntemidir. Tasarlanan kapalı çevrim sistemlerinde dış döngünün yapısından bağımsız olarak iç döngü aynı kalmıştır. Matlab’de benzetimi yapılan kontrolcü sistemleri test düzeneği kurularak deneylerle de sınanmış ve quadrotor hava aracının kontrolü sağlanmıştır.

CONTROL OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE USING VISUAL SERVO CONTROL

SUMMARY

The earliest unmanned aerial vehicle was A. M. Low's "Aerial Target" of 1916. In the following years more UAVs were developed; these were used both to train antiaircraft gunners and to fly attack missions during World War II. With the maturing and miniaturization of applicable technologies as seen in the 1980s and 1990s, today interest in UAVs grew within the higher echelons. UAVs were seen to offer the possibility of cheaper, more capable fighting machines that could be used without risk to aircrews. As a tool for search and rescue, UAVs can help find humans lost in the wilderness, trapped in collapsed buildings, or adrift at sea.

UAVs which perform all of these tasks, owe their performance to the controllers for autonomous flying. Various UAV systems use GPS signals and/or IMU to navigate in air. Visual systems can be advantageous when there is no GPS signal available or when IMU get out of order. The visual sensors are already available on various unmanned aerial vehicle platforms to obtain remote visual information. This visual information can also be used for the control loop instead of more complex alternatives such as GPS or inertial navigation systems.

Visual servoing is an approach to the control of robots based on visual perception, involving the use of cameras to control the position of the robot relative to the environment as required by the task. This multi-disciplinary approach spans computer vision, robotics, control, and real-time systems. By using machine vision to close a robot's position loop, high accuracy automated systems can be created using low-cost, high-resolution, low accuracy robots. Thus visual servoing approach, lowers cost, increases flexibility and automates processes that could not be cost effectively automated before. Today the availability of fast cost-effective vision systems has created a growing interest in this topic.

Vision allows such robots to serve as intelligent eyes-in-the-sky suitable for numerous applications including law enforcement, search and rescue, aerial mapping and inspection, and movie making. Vision for flight control encompasses a broad

spamming of vision-based object detection and tracking, optical position estimation, inertial navigation, GPS, and non-linear system modeling. An autonomous helicopter is highly suitable for tasks like inspection, surveillance and monitoring. The ability of the helicopter flying at low speeds, hovering, lateral flying and performing maneuvers in narrow spaces makes it an ideal platform for such tasks.

The goal of this thesis is to build a vision-guided autonomous flying robot. For this purpose, a four rotor mini flying vehicle with an on-board camera has been stabilized on the ground target by visual information through the control loop. The control architecture of an visual servoing system normally consists of two loops: a low level servo loop to control the four rotor helicopter velocity and an outer one to control the error between the current feature and the desired feature using a visual controller.

In this study the outer loop controller was designed by using two different approaches. These approaches are called image based visual servo control method and hybrid visual servo control method. The inner loop keeps the same structure in both methods. Various simulations were developed on MATLAB, in which the quadrotor aerial vehicle has been visual servo controlled. In order to show the effectiveness of the algorithms, an experimental setup was designed and experiments were performed on a model UAV which suggest successful performance.

1. GİRİŞ

Görsel servo kontrol robotun hareketini kontrol etmek için görsel verinin kullanımına dayanır. Görsel bilgi robot manipilatör veya taşınabilir bir robot üzerine takılmış bir kameradan direkt olarak elde edilebilir. Bu durumda robotun hareketi kamera hareketini de içerir. Öte yandan kamera çalışma alanını görecekt şekilde sabit bir konuma yerleştirilerek robotun hareketi gözlemlenebilir. Yapılacak uygulamaya göre farklı özellikteki kameraların değişik sayılarda kullanımı ile çok çeşitli yapılar elde edilebilir. Bu tez çalışmasında kameranın robotun üzerinde yerleşik olduğu durum ele alınmıştır. Görsel servo kontrol çok disiplinli, dolayısıyla oldukça geniş kapsamlı bir yaklaşımdır. Bu nedenle yöntemi tek bir çalışmada bütün detaylarıyla ele almak mümkün değildir. Bu tez çalışmasında kontrol ile ilgili meseleler ve bilgisayar görüşüne konu olan geometrik özellikler üzerinde odaklanılmıştır.

Daha önce belirtildiği gibi görsel servolama yöntemi dinamik bir sistemin hareketinin görsel bir algılayıcı ile elde edilen bilgi kullanılarak kontrolünü içerir [1]. Görsel bir algılayıcı ise potansiyel öznitelik bilgisi açısından geniş bir yelpaze sunar. Öte yandan hedefe ulaşmak için katedilen güzergahın kestiriminin yapılmadığı durumlarda bazı öznitelik bilgilerinin kontrolde kullanımı özellikle robotun ulaşması gereken mesafe çok geniş ise kararlılık sorunlarına yol açabilir [2]. Bu nedenle üstün öznitelik bilgisinin elde edilmesi oldukça önemlidir. İdeal öznitelik bilgisinin seçiminde şu kıstasların sağlanması beklenir:

- Yerel kararlılığın sağlanması ve bunun yanı sıra mümkün olduğunca genel (global) kararlılığın sağlanması,
- Kalibrasyon ve modelleme hatalarına karşı dayanıklılık,
- Görüntü etkileşim matrisinin elde edilmesinde tekil nokta ve yerel minimum sorunlarından kaçınma,
- 3B sistemin ve 2B görsel bilginin yörüngesinin tatmin edici olarak elde edilmesi ve
- Kullanılan öznitelik bilgisi ile sistemin serbestlik derecesi arasında mümkün olduğunca ayırık ve/veya doğrusal bir ilişkinin sağlanması.

En üstün sistem davranışını elde etmek için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Bu yöntemler konum esaslı görsel servolama (3B), görüntü esaslı görsel servolama (2B) ve hibrit görsel servolama ($2\frac{1}{2}B$) olarak sınıflandırılmaktadır. 3B görsel servolama yönteminde kontrolcü girdisi olarak kartezyen uzaya ait 3B görsel bilgi kullanılmaktadır. Bu öznitelik bilgisi nesnenin kameraya göre konumu kullanılarak elde edilir. Ayrıca konum bilgisi nesnenin geometrik modeli kullanılarak da elde edilebilmektedir. Bu durumda konum bilgisinin doğru kestirimi kilit görev görmektedir. Çünkü küçük bir görsel gürültü konum kestiriminde büyük hatalara neden olmaktadır. Konum doğru bir şekilde hesaplandığında bu yöntem ile hem sabit kamera hem de hareketli (robot üzerine yerleşik) kamera durumlarında sistem tutarlı bir davranış sergilemektedir [3]. Hareketli kamera durumunda görüntü üzerinde bir kontrol olmaması nedeniyle konum tahmini için kullanılan görsel ölçümler kameranın görüş alanından çıkabilir. Bu durum görsel servolamanın başarısız olmasına yol açar. 3B nokta koordinatlarını hedef nesne üzerinde belirlemek nesneyi her zaman görüntü düzlemi üzerinde tutmayı sağlayacaktır [4].

Üstün öznitelik bilgisini elde etmek için diğer bir çözüm 2B görsel servolama yöntemidir. Yöntem kamera kalibrasyon hatalarına [5] ve görsel gürültüye karşı dayanıklılığı nedeniyle tercih edilmektedir. Fakat sadece 2B bilgi kullanıldığında kartezyen uzaydaki sistemin hareketi üzerinde herhangi bir kontrol sağlanamaz. Tekil noktalara veya yerel minimuma erişilebilir. Bu durumlar yakınsama aralığının kısıtlanmasına sebep olur [2].

Yukarıda bahsedilen iki yöntemin faydalı yönleri alınarak yeni bir yöntem geliştirilmiştir. 2B ve 3B görsel bilgiyi bir arada kullanan bu yöntem hibrit görsel servolama yöntemi olarak adlandırılır. Yöntem $2\frac{1}{2}B$ görsel servolama olarak da adlandırılmaktadır. Bu yöntemde bütün görev alanı boyunca tekil nokta sorununun olmadığı, kalibrasyon hatalarına karşı daha az duyarlı olan ayırık bir kontrol şeması tasarlanmıştır [6]. Diğer taraftan yöntem görsel gürültüye karşı 2B görsel servolama yönteminden daha hassastır.

Yukarıda bahsedilen bütün çalışmalarda görsel bilginin elde edilmesinde perspektif izdüşüm yöntemi kullanılmıştır. Üstün öznitelik bilgisinin elde edilmesinde daha farklı yöntemler de mevcuttur. [7] ve [8]'de küresel izdüşüm modeli kullanılmıştır. Üzerinde bulunan bir noktaya dik bir vektör ile belirlenmiş bir kürenin hedef nesne olarak kullanılması ile difeomorfizm (diffeomorphism) esaslı öznitelik bilgilerinin eldesi [9]'da gösterilmiştir. Difeomorfizm ile salınımlara karşı dayanıklı, hedef

nesnenin görüş alanından çıkmadığı bir sistem geliştirilerek genel kararlılık sağlanmıştır.

Bu tez çalışmasında perspektif izdüşüm denklemleri ile 2B görsel servolama yöntemi kullanılarak hava aracının kontrolü sağlanmıştır. Daha sonra ise mevcut sorunları gidermek üzere küresel izdüşümden yararlanarak $2\frac{1}{2}$ B görsel servolama yöntemi ile yeni bir sistem geliştirilip, aracının kontrolü sağlanmıştır.

Klasik görsel servo kontrol robotik manipülatörlerde, robotun koluna kamera yerleştirilmesiyle uygulanmaktaydı. Son zamanlarda ise taşınabilir sistemleri içeren çalışmalara konu olmuştur. Teknolojideki son gelişmelerle uçan robotlarla yapılan uygulamalara olan ilgi artmaktadır. Görsel algılama insansız hava araçlarının kullanıldığı uygulamalarda hayati bir teknoloji olacaktır. Görüntü sistemleri ucuz, hafif, pasif ve uyumlu algılayıcılardır. Atatletsel ölçüm ünitesi (IMU) ile birlikte kullanılabilen görsel algılayıcı bağıl konum ve/veya hız bilgisinin kestirimini sağlayarak aracın otonom uçuşuna katkıda bulunmaktadır. Görsel servo kontrol teknikleri çok çeşitli sınıftan küçük ölçekli hava araçları üzerinde uygulanmaktadır. Dört rotorlu hava araçları [10, 11], helikopterler [12, 13], zeplinler [14] ve uçaklar [15] bunlara örnektir. Bu tez çalışmasında mini quadrotor hava aracının görsel servo kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Görüntü esaslı algılayıcıları tek geri besleme kaynağı olarak kullanan başarılı bir çalışma [16]'dır. Tek bir görsel algılayıcı kullanılarak bilinen sabit bir nesneye uçabilen bir planör için rehberlik, seyrüsefer ve kontrol yöntemleri [16]'da geliştirilmiştir. Ana algılayıcı olarak görsel geri besleme kullanarak dört rotorlu otonom bir helikopterin kontrol metotları [10]'da incelenmiştir. İnsansız hava araçlarında görüntü esaslı kontrol kullanarak keşif ve gözlem operasyonlarına yönelik bir çalışma olan [17] ise insansız hava aracı için görüntü esaslı otonom uçuşun sağlanması üzerinedir.

Uçan robotların görsel servo kontrolü üzerine yapılan çalışmaların çoğunda konum esaslı görsel servo tekniklerini kullanılmaktadır. Kestirimi yapılan konum bilgisi direkt olarak kontrole katılabilir veya IMU ile birlikte kullanılabilir. Bu tez çalışmasında konum kestirimi yapılmamakta, [18]'e benzer bir şekilde görüntü esaslı görsel servo kontrol ile referans hız bilgisinin kestirimi yapılmaktadır. Öte yandan şunu belirtmek gerekir ki hibrit görsel servo kontrol yönteminde kameranın açısız konumunun kestirimi gerçekleştirilmektedir.

Görsel servol kontrol yönteminde kontrol yapısını iç ve dış kontrol döngüsü şeklinde ikiye ayırmak çok kullanılan bir çözüm şeklidir. Bu çalışmada iç döngü IMU ve görsel algılayıcıdan elde edilen bilgiler kullanılarak quadrotorun hızını kontrol eden düşük seviyeli servo kontrol döngüsüdür. Dış döngü ise kameradan gelen video görüntüsünü kullanarak hata vektörünü kontrol eden bir döngüden ibarettir. Çalışmada kapalı döngü sisteminin kararlılığı sağlanmış bunun yanı sıra dış döngünün yani görsel algılayıcı ve görsel kontrolcünün en üstün şekilde tasarlanması üzerine yoğunlaşmıştır.

Daha önceki çalışmada [19] öznitelik bilgisi olarak sıfır ve birinci dereceden görsel momentler kullanıldı. Perspektif izdüşüm momentleri kullanılarak tasarlanan klasik bir görüntü esaslı görsel servo kontrol yöntemi; görüntü düzleminin hedef nesneye paralel olduğu durumda yeterli anlık davranışı ve kapalı sistemin asimptotik kararlılığını sağlar. Fakat sistemin cevabı sert manevralara karşı dayanıklılık gösteremeyebilir. Bu sorunun üstesinden gelebilmek için birinci dereceden küresel momentler kullanılarak hibrit görsel servo kontrol sistemi geliştirildi. Böylece quadrotor için iki farklı görsel servolama kontrol sistemi tasarlandı. Öncelikle iç döngüde kullanılmak üzere helikopter modeli oluşturuldu. Helikopterin oransal ve türevsel kontrolcüler ile hız kontrolü sağlandı. Daha sonra izdüşüm denklemleri ve kamera modeli göz önüne alınarak görsel algılayıcı tasarlandı. Helikopter ve görsel algılayıcı modeli kullanılarak açık çevrim görsel servolama yapısı oluşturuldu ve görsel kontrolcü tasarlanarak dış döngü tamamlandı. Görüntü esaslı kontrolcü tasarım kolaylığından dolayı oransal kontrolcü olarak seçildi. Sonuç olarak bu çalışmada iki farklı kontrol şeması tasarlandı ve birbiriyle kıyaslandı. Tasarlanan kontrolcüler uygulamada kararlılığı sağlamaktadır ve hava aracının davranışı tatmin edici bulunmuştur.

1.1. Tez Düzeni

Bu tezin amacı quadrotorun üzerinde bulunan kamera ile yerdeki hedefini takibi ve hedef üzerinde açısal konumunun kontrol edilmesidir. Bu amaçla yukarıda anlatılan yapı kullanılarak iki farklı yöntem geliştirilmiştir. Birinci yöntem görüntü esaslı görsel servo kontrol, ikinci yöntem ise hibrit görsel servo kontrol yöntemidir. Genel olarak sistemin çalışma prensibi şöyledir:

1. Yöntem: Kamera ile hedef yani 4 dairesel örüntü (pattern) tespit edilir. Daha sonra dairelerin merkez noktalarının konumları kestirilerek ve bir önceki değerlerle

karşılaştırılarak o anki hata tahmin edilir ve istenen değerlere göre helikopterin kontrolü gerçekleştirilir.

2. Yöntem: Kamera ile hedef yani 3 dairesel örüntü tespit edilir. Daha sonra dairelerin merkez noktalarının konumları hesaplanır. Örüntünün araca göre açısal konumu ilgili algoritma aracılığıyla kestirilir. Elde edilen veriler bir önceki değerlerle karşılaştırılarak o anki hata tahmin edilir ve istenen değerlere göre helikopterin kontrolü gerçekleştirilir.

Matlab’de benzetimi yapılan kontrolcü sistemleri test düzeneği kurularak deneylerle de sınıandı. Uygulanan metotlar ilgili bölümlerde ayrıntılı olarak açıklanmıştır.

Birinci bölümünde görsel servolama ve insansız hava araçlarında kullanımı hakkında genel bilgi verilmiş ve kısaca tezin bölümlerinin içeriğine değinilmiştir.

İkinci bölümde görsel servo kontrol başlığı altında helikopterin kontrolü için gereken referans hız bilgisinin elde edilmesinde kullanılan yöntemlerden bahsedilmiştir. Bu kapsamda görüntü esaslı görsel servo kontrol yöntemi ve hibrit görsel servo kontrol yöntemi anlatılmıştır.

Üçüncü bölümde ikinci bölümde anlatılan yöntemlerin kararlılığı incelenmiştir.

Dördüncü bölümde quadrotor hava aracının kısa bir tanıtımı yapılmıştır. Daha sonra quadrotorun matematik modeli ve kontrolcü tasarımı anlatılmıştır.

Beşinci bölümde her iki yöntem için Matlab’ de oluşturulan Simulink dosyaları yani görsel algılayıcının bilgisayarda modellenmesi ve helikopter modeli ile bağlantı ayrıntılı bir şekilde açıklanmıştır.

Altıncı bölümde yapılan benzetim sonuçları sergilenmiştir.

Yedinci bölümde deney düzeneğinden ve kullanılan cihazlardan bahsedilmiş ve yapılan deneylerin sonuçları resmedilmiştir.

Sekizinci bölümde çalışmadan elde edilen sonuçlar incelenmiş, değerlendirmelere yer verilmiştir.

2. GÖRSEL SERVOLAMANIN TEMEL KISIMLARI

Bütün görüntü esaslı kontrol şemalarında amaç bir hata vektörünü en aza indirmektedir. Bu hata vektörü tipik olarak şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$e(t) = s(m(t), a) - s^* \quad (2.1)$$

Bu yapı oldukça geneldir ve çok çeşitli yöntemleri kapsar. Bu denklemden $m(t)$ vektörü görsel ölçümlerin bir setidir. Örneğin istenen noktaların görsel koordinatları veya bir nesnenin ağırlık merkezi olabilir. Bu görsel ölçümler k adet görsel öznitelik içeren $s(m(t), a)$ vektörünün hesaplanmasında kullanılır. a ise sistem hakkındaki bilgiyi içeren parametre setidir. Örneğin kamera içsel parametreleri veya nesnenin 3 boyutlu modeli olabilir. s^* istenilen öznitelik bilgisini içeren vektördür.

Bu çalışmada yapılan benzetimler hareketsiz nesne ve sabit hedef konum durumuna göre tasarlanmıştır. Ayrıca helikopter üzerine yerleşik sabit kamera durumu için 6 serbestlik dereceli sistemin kontrolü ele alınmıştır.

Görsel servolama şeması s görsel öznitelik vektörünün, tasarımına bağlı olarak farklılık gösterir. Bu çalışmada iki farklı uygulama geliştirilmiştir. İlk yöntem görüntü esaslı görsel servolama uygulamasıdır. Bu uygulamada öznitelik vektörü olan s , tamamen görüntü düzleminden elde edilen bir dizi öznitelik bilgisini içerir. Diğer yöntem ise hibrit görsel servolama uygulamasıdır. Bu uygulamada ise s hem direkt görsel veriden elde edilen bilgiyi hem de görsel veri kullanılarak çıkarımı yapılan bilgiyi içerir.

Öznitelik vektörünün yapısı seçildikten sonra kontrol şemasının tasarımı oldukça kolaylaşmaktadır. Bir hız kontrolcüsü tasarlamak en kolay olan yöntemdir denilebilir. Bu iş için öznitelik vektörünün zamana göre değişimi ve kamera hızı arasında bir bağıntıya ihtiyaç duyulur. Kamera hızı; v_c kamera ekseninin anlık doğrusal hızı, ω_c ise anlık açısal hızını gösterecek şekilde $v_c = (v_c, \omega_c)$ şeklinde ifade edildiğinde $\dot{s}$ ve v_c arasındaki bağıntı aşağıdaki gibidir:

$$\dot{s} = L_s v_c \quad (2.2)$$

Burada $L_s \in \mathbb{R}^{k \times 6}$, öznitelik vektörüne bağlı görüntü etkileşim matrisidir. Denklem (2.1) ve (2.2) kullanılarak kamera hızı ve görsel hatanın zamana göre değişimi arasındaki bağıntı Denklem (2.3)'de elde edilmiştir:

$$\dot{e} = L_s v_c \quad (2.3)$$

Burada $L_s = L_s$ kabul edilir. Görsel hatada $\dot{e} = -\lambda e$ şeklinde üstel bir azalma meydana getirecek şekilde Denklem 2.3'ü de kullanarak kamera hızını şu şekilde ifade edebiliriz:

$$v_c = -\lambda L_s^+ e \quad (2.4)$$

Burada $L_s^+ \in \mathbb{R}^{6 \times k}$, L_s görüntü etkileşim matrisinin Moore-Penrose yalancı tersidir (Moore-Penrose pseudo inverse). Yani L_s 'nin rankı 6 iken yalancı tersi $L_s^+ = (L_s^T L_s)^{-1} L_s^T$ şeklinde ifade edilir. Bu seçim $\|v_c\|$ ve $\|\dot{e} - \lambda L_s L_s^+ e\|$ ifadelerinin asgari yapıda olmasını sağlar. $k=6$ iken $\det(L_s) \neq 0$ ise L_s 'nin tersini almak mümkün olur. Böylece $v_c = -\lambda L_s^{-1} e$ bağıntısı sağlanır.

Gerçek görsel servo sistemlerinde L_s veya L_s^+ matrislerini kusursuzca bilmek mümkün değildir. Bu nedenle bu matrislerden birinin tahmini veya kestirimi gereklidir. Neticede hem görüntü etkileşim matrisinin tahmininin yalancı tersi hem de görüntü etkileşim matrisinin yalancı tersinin tahmini terimleri için $\widetilde{L}_s^+$ sembolü kullanılacaktır. Bu gösterim biçimi kullanılarak kontrol kuralı şu şekilde gösterilmektedir:

$$v_c = -\lambda \widetilde{L}_s^+ e \quad (2.5)$$

Bu yapı çoğu görsel servo kontrolcüler tarafından uygulanan temel tasarımıdır. Geri kalan kısımlar ise yapının detaylarıdır. Yani s öznitelik vektörünün seçimi, L_s görüntü etkileşim matrisinin ve $\widetilde{L}_s^+$ parametresinin yapısının nasıl olacağı gibi konular çalışmanın ileri bölümlerinde ele alınacaktır.

2.1 Klasik Görüntü Esaslı Görsel Servolama

Klasik görüntü esaslı kontrol şemalarında s öznitelik vektörünü tanımlamak için genellikle bir dizi noktanın görüntü düzlemi koordinatları kullanılır. m görsel ölçümleri genellikle görüntülenen noktalar dizisinin piksel cinsinden koordinatlarıdır. s öznitelik vektörünün denklem (2.1)'de belirtilen $s=s(m,a)$ şeklindeki tanımında kullanılan a sembolü ise kamera içsel parametrelerini ifade

eder. Kamera içsel parametreleri piksel cinsinden ifade edilen görsel ölçümleri, gereken öznitelik bilgisine çevirmede kullanılmaktadır.

2.1.1 Perspektif izdüşüm ve görüntü etkileşim matrisi

Kamera düzleminde $\mathbf{X} = (X, Y, Z)$ koordinatlarına sahip üç boyutlu bir nokta ele alınsın. Bu noktanın görüntü düzlemine izdüşümü ise iki boyutlu $\mathbf{x} = (x, y)$ koordinatlarındaki bir nokta olarak kabul edilsin. Bu durumda noktanın kamera ve görüntü düzlemindeki durumu için şu bağıntı yazılabilir [1]:

$$\begin{aligned} x &= \frac{X}{Z} = \frac{(u - u_0)}{f_u} \\ y &= \frac{Y}{Z} = \frac{(v - v_0)}{f_v} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Burada $\mathbf{m} = (u, v)$ görüntülenen noktaların piksel cinsinden koordinatlarıdır. $\mathbf{a} = (u_0, v_0, f_u, f_v)$ kamera içsel parametreleridir. u_0, v_0 kamera bakış noktaları, f_u, f_v ise fokal uzunluklardır. Bu çalışmada s öznitelik vektörü noktaların görüntü düzlemindeki koordinatları olarak seçilmiştir yani $\mathbf{s} = \mathbf{x} = (x, y)$ şeklinde ifade edilmektedir. Perspektif izdüşüm bağıntılarının (2.6) zamana göre değişimi ele alındığında aşağıdaki ifade elde edilmektedir:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \frac{\dot{X}}{Z} - \frac{X\dot{Z}}{Z^2} = \frac{\dot{X} - x\dot{Z}}{Z} \\ \dot{y} &= \frac{\dot{Y}}{Z} - \frac{Y\dot{Z}}{Z^2} = \frac{\dot{Y} - y\dot{Z}}{Z} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Üç boyutlu noktanın hızını kamera hızı ile Denklem 2.8 ile ilişkilendirmekteyiz:

$$\dot{\mathbf{X}} = -\mathbf{v}_c - \boldsymbol{\omega}_c \times \mathbf{X} \Leftrightarrow \begin{cases} \dot{X} = -v_x - \omega_y Z + \omega_z Y \\ \dot{Y} = -v_y - \omega_z X + \omega_x Z \\ \dot{Z} = -v_z - \omega_x Y + \omega_y X \end{cases} \quad (2.8)$$

Denklem 2.8'i Denklem 2.7'de yerine koyarsak Denklem 2.9 aşağıda görüldüğü gibi elde edilir:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \frac{-v_x}{Z} + \frac{xv_z}{Z} + xy\omega_x - (1 + x^2)\omega_y + y\omega_z \\ \dot{y} &= \frac{-v_y}{Z} + \frac{yv_z}{Z} + (1 + y^2)\omega_x - xy\omega_y - x\omega_z \end{aligned} \quad (2.9)$$

Denklem 2.9 kısaca şu şekilde yazılabilir:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{L}_x \mathbf{v}_c \quad (2.10)$$

Burada x 'e ilişkin görüntü etkileşim matrisi L_x şu şekilde ifade edilmektedir:

$$L_x = \begin{bmatrix} -\frac{1}{z} & 0 & \frac{x}{z} & xy & -(1+x^2) & y \\ 0 & -\frac{1}{z} & \frac{y}{z} & 1+y^2 & -xy & -x \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Burada Z görüntülenen noktanın kamera düzlemine göre derinliğidir. Bu nedenle bu yapıyı kullanan herhangi bir kontrol şeması Z yükseklik değerini tahmin etmeli veya kestirimini yapmalıdır. Benzer şekilde x ve y 'nin hesaplanmasında kamera içsel parametreleri kullanılmaktadır. Bu nedenle L_x Denklem 2.4'de direkt olarak kullanılamaz. Parametrenin kestirimi veya tahmini bir değeri kullanılır.

6 serbestlik derecesini kontrol etmek için en az 3 nokta gereklidir. Diğer bir deyişle $k \geq 6$ koşulu sağlanmalıdır. 3 noktanın oluşturduğu öznitelik vektörü $\mathbf{x} = (x_1, x_2, x_3)$ olarak gösterilir. Bu öznitelik vektörüne ait L_x görüntü etkileşim matrisi ise 3 noktanın herbirinden elde edilen görüntü etkileşim matrisileri üst üste konularak elde edilir ve şu şekilde ifade edilir:

$$L_x = \begin{bmatrix} L_{x_1} \\ L_{x_2} \\ L_{x_3} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Bu durumda, L_x ' in tekil olduğu bazı yapılarışlar olacaktır [20]. Üstelik dört genel minimum vardır ve bunları birbirinden ayırt etmek mümkün değildir [21]. Ayrıca $\mathbf{e} = \mathbf{0}$ için dört farklı kamera konumu vardır.

2.1.1.1 Görüntü etkileşim matrisinin kestirimi

Daha önce belirtildiği gibi hem görüntü etkileşim matrisinin tahmininin yalancı tersi hem de görüntü etkileşim matrisinin yalancı tersinin tahmini terimleri için $\widehat{L}_e^+$ sembolü kullanılacaktır.

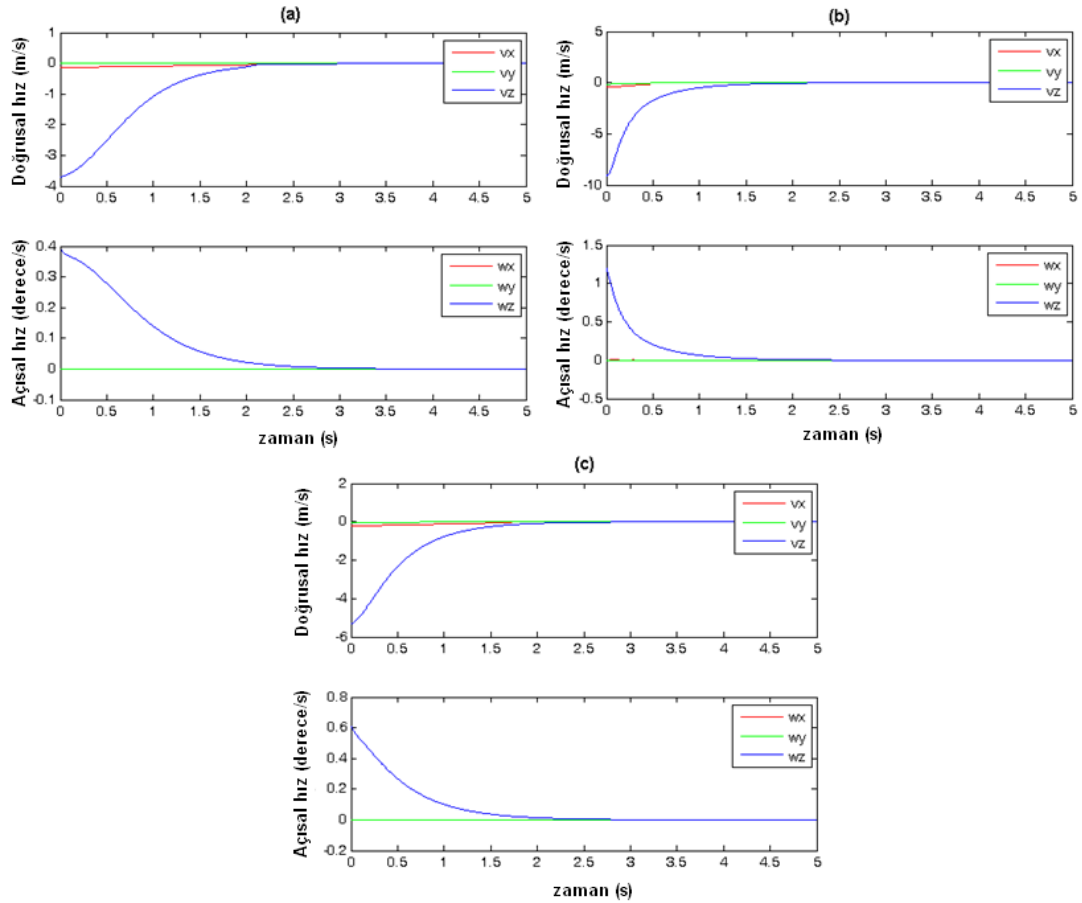
$\widehat{L}_e^+$ ile ifade edilen bu parametrenin elde edilmesi için ise farklı seçenekler mevcuttur [1].

- En bilinen yöntemlerden biri $\widehat{L}_e^+ = L_e^+$ seçimidir. Bu seçim şayet $L_e = L_x$ biliniyor ise yani her bir nokta için anlık derinlik bilgisi mevcut ise mümkündür [22]. Yapılan uygulamalarda kontrol şemasının her bir adımında bu parametrelerin tahmini gerekmektedir.
- Bir diğer bilindik yöntem $\widehat{L}_e^+ = L_e^*$ seçimidir. Burada L_e^* , L_e 'nin istenen son konumdaki ($\mathbf{e} = \mathbf{e}^* = \mathbf{0}$) değeridir [23]. Bu durumda $\widehat{L}_e^+$ sabittir ve yalnızca

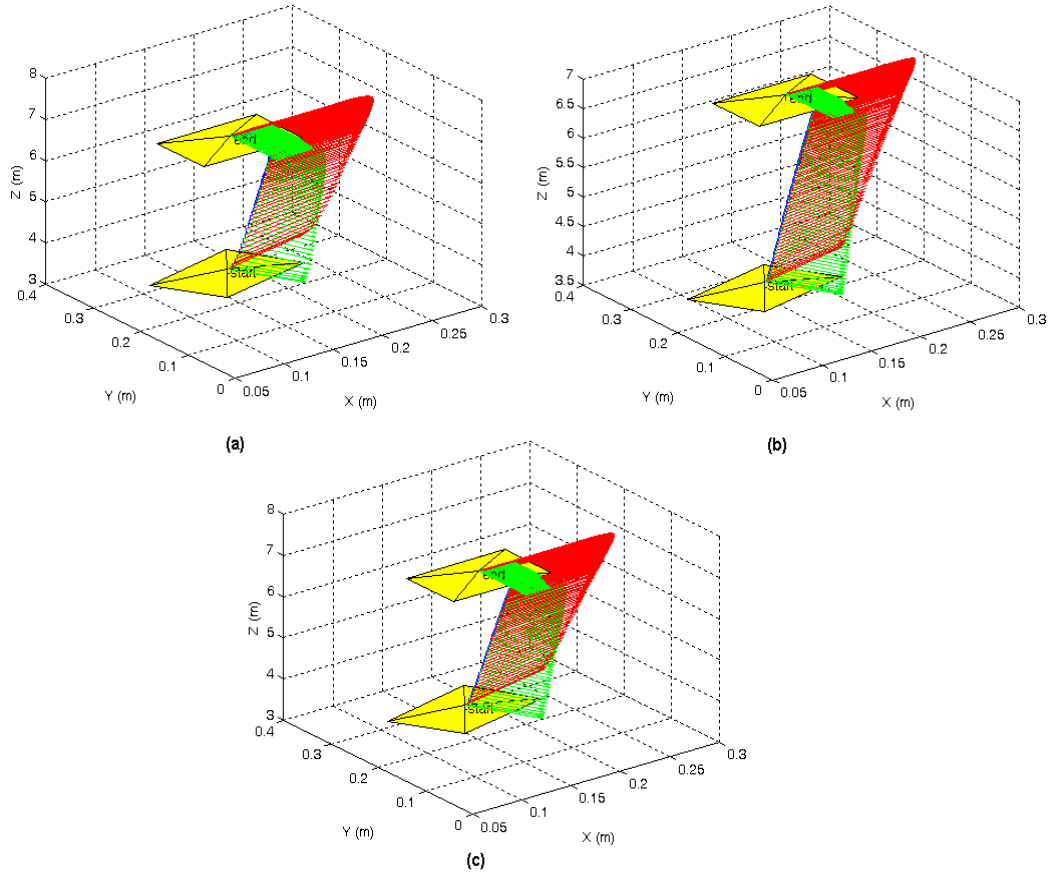
noktaların istenen konumdaki derinliklerinin bilinmesi yeterlidir. Yani görsel servolama esnasında tahmin edilmesi gereken üç boyutlu parametrelerde değişim yoktur.

- Son olarak $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_{e^*})^+$ seçimi [24]' de öne sürüldü. Bu metotta L_e parametresi bulunduğu için her bir noktanın anlık derinliği yine bilinmek durumundadır.

Matlab'de gerçekleştirilen bir benzetimle bu kontrol şemalarının davranışı açıklanmıştır. Benzetimde helikopterin hedef konumu; üzerinde bulunan kameranın yerdeki 4 noktalı bir örüntünün orta noktasına örüntüye paralel bakacak şekilde havada asılı durmasıdır. Kameranın başlangıç konumu istenen konuma ulaşmak için açısall bir hareket gerektirecek şekilde seçilmiştir ki görüntü esaslı görsel servo kontrolü için en sorunlu durum olarak bilinir.



Şekil 2.1: Üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu kamera hızı: (a) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$,
(b) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$, (c) $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_{e^*})^+$.



Şekil 2.2: Üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu kamera yörüngesi: (a) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$,
(b) $\bar{L}_e^+ = L_e^+$, (c) $\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_{e^*})^+$.

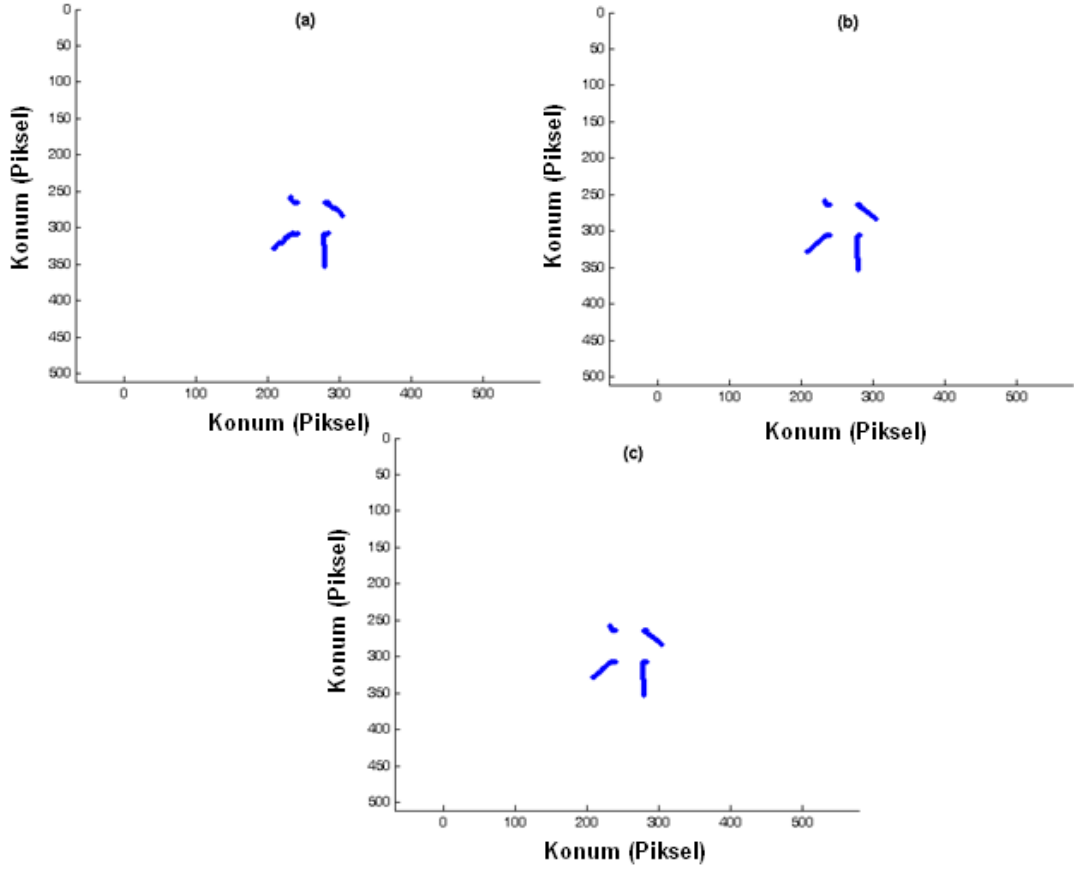
$\bar{L}_e^+ = L_e^+$ seçildiğinde sistem yakınsamıştır. Fakat bu metotta yakınsamanın olduğu bölgeden uzakta iken ne yüzeylerin hareketi, ne kamera hızı ne de kamera yörüngesi kabul edilebilir şekilde değildir.

$\bar{L}_e^+ = L_e^+$ seçildiğinde yüzeylerin yörüngeleri oldukça düzgün elde edilmektedir. Fakat üç boyutlu hareket $\bar{L}_e^+ = L_e^+$ durumundaki kadar tatmin edici değildir. Başlangıçta görülen yüksek kamera hızları yörüngenin başlangıcında L_e^+ 'nin kondisyon numarasının yüksek olduğunu gösterir. Kamera yörüngesi ise doğru olarak elde edilememektedir.

$\bar{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_{e^*})^+$ durumu pratikte iyi bir verim sağlamaktadır. Kamera hızı yüksek salınımlara uğramamaktadır ve hem görüntüde hem de üç boyutta pürüzsüz bir yörünge izlemektedir.

Üç yöntem arasında kıyaslanmanın kolayca görülebilmesi açısından her bir parametre (kamera hızı, kamera yörüngesi, yüzeylerin yörüngesi) için elde edilen sonuçlar birlikte resmedilmiştir. Şekil 2.1'de üç farklı $\bar{L}_e^+$ seçimi sonucu elde edilen kamera

referans hız bilgisi görülmektedir. Yine üç farklı $\widehat{L}_e^+$ seçimi sonucu elde edilen kamera yörüngesi Şekil 2.2’de, yüzeylerin yörüngesi ise Şekil 2.3’ de görülmektedir.



Şekil 2.3: Üç farklı $\widehat{L}_e^+$ seçimi sonucu yüzeylerin takip ettiği yörünge:

(a) $\widehat{L}_e^+ = L_e^+$, (b) $\widehat{L}_e^+ = L_e^+$, (c) $\widehat{L}_e^+ = 1/2(L_e + L_e^*)^+$.

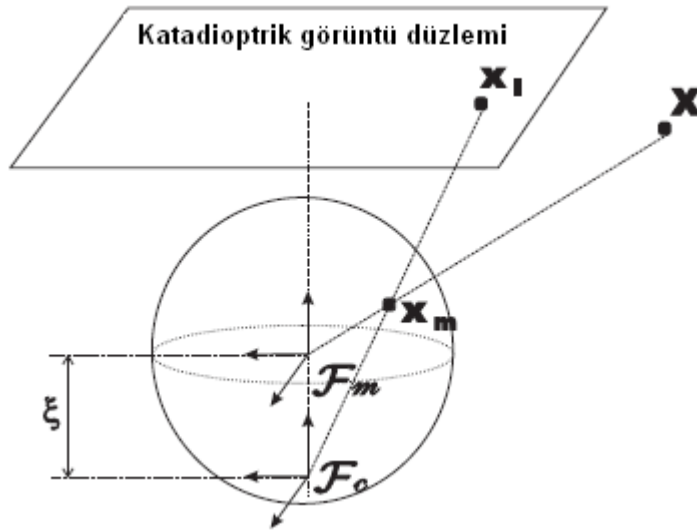
2.2 Hibrit Görsel Servolama

2.2.1 Küresel izdüşüm modeli

Bu kısımda bir kürenin küresel izdüşümü vasıtasıyla görsel servolamada kullanılmak üzere yeni bir öznitelik bilgisi seti elde edilmiştir. Bu amaçla öncelikle birleşik merkezli izdüşüm sayesinde perspektif izdüşümden küresel izdüşüme geçiş izah edilmiş, daha sonra ise 3 boyutlu noktaların öznitelik bilgisi ile küreler arasında geometrik bir ilişki bulunmuştur. Böylece 3 boyutlu iki nokta kullanılarak bir sanal küre yaratılmış ve bu kürenin küresel izdüşümü izah edilmiştir.

2.2.1.1 Birleşik merkezli izdüşüm (Unified central projection)

Merkezi görüntüleme sistemleri ardışık iki izdüşüm yöntemi ile modellenebilmektedirler: küresel izdüşüm yöntemi ve perspektif izdüşüm yöntemi. Geyer ve Daniilidis [25] tarafından bulunan bu geometrik biçim birleşik model (unified model) olarak adlandırılmaktadır. Yöntem şöyledir: M merkezli sanal bir küre ve C merkezli bir perspektif kamera olduğunu varsayalım (Şekil 2.4). Küresel ayna ve perspektif kameranın eksenleri z eksen yönünde $-\xi$ kadar bir ötelemeye sahiptir.



Şekil 2.4: Birleşik merkezli izdüşüm.

Dünya ekseninde tanımlı 3 boyutlu $\mathcal{X}$ gerçek noktası $\mathcal{F}_m$ ekseninde $\mathbf{X} = [X \ Y \ Z]^T$ şeklinde tanımlansın. $\mathcal{X}$ gerçek noktası görüntü düzlemine $\mathbf{x}_i = [x_i \ y_i \ 1]^T$ şeklinde izdüşer. Görüntü oluşma süreci 3 basamakta gerçekleşir:

Birinci basamak: 3 boyutlu $\mathcal{X}$ gerçek noktası birim kürenin yüzeyine eşleştirilir (mapping).

$$\mathbf{X}_m = \frac{1}{\rho} [X \ Y \ Z]^T \quad (2.13)$$

burada $\rho = \|\mathbf{X}\| = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$ yapısındadır.

İkinci basamak: Birim küre yüzeyinde yer alan $\mathbf{X}_m$ noktası $Z = 1 - \xi$ normalleştirilmiş görüntü düzlemine homojen koordinatlar noktası olarak perspektif izdüşürülür.

$$\underline{\mathbf{x}} = f(\mathbf{X}) = \left[\frac{X}{Z+\xi\rho} \quad \frac{Y}{Z+\xi\rho} \quad 1 \right]^T \quad (2.14)$$

Üçüncü basamak: 2 boyutlu izdüşüm noktası $\underline{\mathbf{x}}$, K matrisi (collineation matrix) kullanılarak piksel cinsinden görüntü noktası olan $\underline{\mathbf{x}}_i$ 'ye dönüştürülür.

$$\underline{x}_i = \mathbf{K}\underline{x} \quad (2.15)$$

$\mathbf{K}$ matrisi ayna içsel parametreleri ile kamera içsel parametrelerini içerir.

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} f_u & \alpha_{uv} & u_0 \\ 0 & f_v & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$\mathbf{K}$ matrisi ve ξ parametresi kamera kalibrasyonu ile elde edilebilmektedir. Merkezi görüntüleme sistemi kalibre edilmiş olduğundan birim küre üzerine ters izdüşüm ikinci ve üçüncü basamakların ters uygulaması ile sağlanabilir. Normalleştirilmiş görüntü düzlemindeki $\underline{x}$ noktasının hesabı $\mathbf{K}$ matrisinin tersi ile mümkündür.

$$\underline{x} = [x \ y \ 1]^T = \mathbf{K}^{-1}\underline{x}_i \quad (2.17)$$

Birim küre üzerindeki nokta, doğrusal olmayan izdüşüm denkleminin (Denklem 2.14) ters çevrilmesiyle hesaplanabilir:

$$\mathbf{X}_m = \mathbf{f}^{-1}(\underline{x}) = \lambda \left[x \ y \ 1 - \frac{\xi}{\lambda} \right]^T \quad (2.18)$$

Burada;

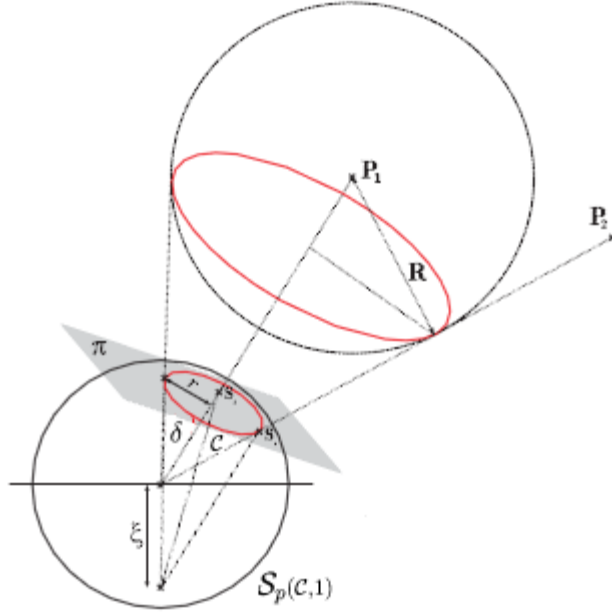
$$\lambda = \frac{\xi + \sqrt{1 + (1 - \xi^2)(x^2 + y^2)}}{x^2 + y^2 + 1} \quad (2.19)$$

Denklem 2.14'de görüldüğü üzere perspektif izdüşüm modeli $\xi = 0$ alınarak elde edilmiştir.

2.2.1.2 Bir kürenin küresel izdüşümü

3 boyutlu iki nokta vasıtasıyla sanal bir kürenin oluşumu ve bu kürenin merkezi izdüşümü anlatılacaktır. Şekil 2.5'de sanal kürenin 3 boyutlu iki nokta vasıtasıyla elde edilmesi ve sanal kürenin birim küre üzerine izdüşümü görülmektedir.

$\mathcal{F}_m = (C, i, j, k)$ izdüşüm merkezinin eksenleri ve $S_p(C, 1)$ C merkezli birim küre olsun. P_1 ve P_2 , birleşik ayna eksenleri $\mathcal{F}_m$ 'e göre $P_1 = [X_1 \ Y_1 \ Z_1]^T$ ve $P_2 = [X_2 \ Y_2 \ Z_2]^T$ şeklinde 3 boyutlu iki nokta olsun. $S(\mathcal{P}_1, R)$ şeklinde tanımlanan $\mathcal{P}_1$ merkezli ve R ($R \in \mathcal{R}^+$) yarıçaplı bir küre olduğunu varsayalım. S küresi sanaldır ve yarıçapı R ; kürenin merkezi olan $\mathcal{P}_1$ ile $\mathcal{P}_2$ noktasından birim kürenin merkezine uzanan doğrunun küreyi kestiği nokta arasındaki mesafe kadardır (Şekil 2.5). P_1 ve P_2 noktaları görüntü düzleminde p_1 ve p_2 noktaları olarak temsil edilsin. Denklem 2.17 ve Denklem 2.18 kullanılarak bu iki noktanın birim küre üzerindeki izdüşümleri olan S_1 ve S_2 noktaları elde edilebilir.



Şekil 2.5: Sanal kürenin izdüşüm modeli.

$S(\mathcal{P}_1, R)$ küresinin $S_p(C, 1)$ birim küresi üzerine izdüşümü S_1 merkezli r yarıçaplı kubbe şeklinde bir kabuktur (dome hat) ve $c(S_1, r)$ şeklinde ifade edilmektedir [9]. Bu kabuk tabanında onu sınırlayan daire ile temsil edilebilir. r yarıçaplı bu daire δ sembolü ile ifade edilmektedir. Dairenin bulunduğu düzlem ise π ile gösterilmektedir. π düzlemi birim normal vektörü $\underline{n} = [n_x \ n_y \ n_z]^T$ ile tanımlanır ve M merkezine olan mesafesi d kadardır. δ dairesinin ve π düzleminin analitik yapısı aşağıda incelenmiştir.

$S(\mathcal{P}_1, R)$ küresinin denklemi şu şekildedir [26]:

$$\|\mathcal{P} - P_1\|^2 - R^2 = 0 \quad (2.20)$$

Burada P , $S(\mathcal{P}_1, R)$ küresi üzerindeki herhangi bir $\mathcal{P}$ gerçek noktasının vektör koordinatlarıdır. P noktasının küresel izdüşümü $S = \pi_s(P) = P/\|P\|$ olsun. Denklem 2.20'yi $1/\|P\|^2$ ile çarparak;

$$\left\| S - \frac{1}{\|P\|} P_1 \right\|^2 - \frac{R^2}{\|P\|^2} = 0 \quad (2.21)$$

şeklindeki eşitliği elde ederiz. Denklem düzenlenerek şöyle yazılır:

$$\frac{\|P_1\|^2 - R^2}{\|P\|^2} - \frac{2}{\|P\|} P_1^T S + 1 = 0 \quad (2.22)$$

Denklem 2.22 tek bir çözüme sahiptir (diskriminantı sıfırdır).

$$(P_1^T S)^2 - \|P_1\|^2 - R^2 = 0 \quad (2.23)$$

δ izdüşüm merkezinin önünde olduğu için Denklem 2.23'den π düzleminin denklemini elde etmekteyiz.

$$(P_1^T S)^2 = \|P_1\|^2 - R^2 \quad (2.24)$$

Özetleyecek olursak $\delta S(\mathcal{P}_1, R)$ küresi ile π düzleminin kesişiminde yer almaktadır. Bu nedenle δ üzerindeki ayna eksenine göre tanımlanmış $S = [X \ Y \ Z]^T$ şeklindeki her bir nokta, birim kürenin ve π düzleminin eşitliklerini sağlamaktadır. Yani;

$$\delta : \begin{cases} \|S\| = 1 \\ (P_1^T S)^2 = \|P_1\|^2 - R^2 \end{cases} \quad (2.25)$$

Bu nedenlerle δ sınırının perspektif bir kameranın görüntü düzlemine izdüşümü ideal öznitelik bilgilerinin elde edilebileceği bir kaynaktır. Ayrıca δ dairesinin r yarıçapı [9]'da şu şekilde verilmektedir:

$$r = \frac{R}{\|P_1\|} = \frac{R}{\sqrt{X_1^2 + Y_1^2 + Z_1^2}} \quad (2.26)$$

$S(\mathcal{P}_1, R)$ küresi $\mathcal{P}_1$ ve $\mathcal{P}_2$ noktaları tarafından sınırlandırıldığı için, yarıçap r $\mathcal{P}_1$ ve $\mathcal{P}_2$ noktaları arasındaki açısal mesafeden dolayısıyla S_1 ve S_2 'den hesaplanabilir [27].

$$r = \sin(\cos^{-1}(S_1^T S_2)) = \sqrt{1 - (S_1^T S_2)^2} \quad (2.27)$$

Böylece merkezi bir kamera ile gözlemlenen iki noktadan sanal kürenin izdüşümü olan daireye ait parametreler hesaplanabilmektedir. Tekrar hatırlatmak gerekirse bu parametrelerin görüntü düzlemindeki veya birim küre üzerindeki değerlerinin kestirimi kamera kalibrasyonu bilindiği sürece mümkündür.

2.2.2 Öznitelik vektörünün tasarımı

Bu kısımda öncelikle basit bir küreden elde edilen üç çeşit öznitelik bilgisini içeren asgari yapıdaki bir setin oluşturulması, daha sonra ise özel bir küre kullanılarak 6 serbestlik dereceli bir sistemin kontrolünü sağlayan yeni bir asgari yapıdaki setin oluşturulması anlatılacaktır. Bu iki set küresel izdüşüm modeli kullanılarak elde edilmiştir.

2.2.2.1 Basit küre

Kısım 2.2.1'de anlatıldığı gibi $\mathcal{F}_m = (C, i, j, k)$ izdüşüm merkezinin eksenleri ve $S_p(C, 1)$ birim izdüşüm küresi olsun. $S(\mathcal{P}_1, R)$ $\mathcal{P}_1$ merkezli R yarıçaplı bir küre olsun. P_1 ise $\mathcal{P}_1$ noktasının $\mathcal{F}_m$ eksenindeki vektör koordinatları olsun. δ daireleri ile temsil edilen $c(S_1, r)$ küresel kabuğunun görüntüsünü kontrol edebilmek için 3 bileşenli asgari yapıdaki öznitelik vektörü şu şekilde tanımlanmaktadır:

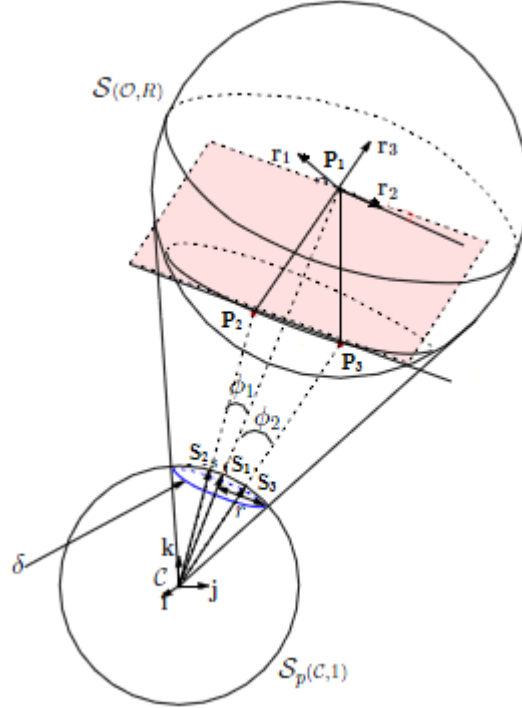
$$s_1 = \frac{1}{r} S_1 = \frac{1}{r} [X_1 \ Y_1 \ Z_1]^T \quad (2.28)$$

s_1 direkt olarak küresel görüntüden elde edildiği için içerisinde salt iki boyutlu bilgiyi barındıran 3 boyutlu bir vektördür.

2.2.2.2 Özel küre

$\mathcal{P}_1$ merkezli ve R yarıçaplı $S(\mathcal{P}_1, R)$ küresine açısal konum bilgisinin bulunabilmesi amacıyla küre sınırları içerisinde bulunan $\mathcal{P}_2$ ve $\mathcal{P}_3$ noktalarının ilave edilmesiyle özel küre elde edilmektedir (Şekil 2.6) [26].

$R_o^c = [r_1 \ r_2 \ r_3]$ özel kürenin $\mathcal{F}_m$ eksenine göre dönme matrisi olsun. Özel kürenin küresel izdüşümü Şekil 2.6'da görülmektedir. Daha önceki kısımda anlatılan $S(\mathcal{P}_1, R)$ basit küresinin görüntüsünü temsil eden s_1 öznitelik vektörü ile yalnızca kameranın ötelenmesi kontrol edilebilmektedir.



Şekil 2.6: Özel kürenin küresel izdüşümü.

Kamera yönelimi 3 boyutlu bilgiyi içermektedir ve θ_u sembolü ile ifade edilmektedir. Burada θ ile dönme açısı u ile ise dönme eksenini belirtilmektedir. θ_u kamera yöneliminin kontrolü kameranın istenen konum ile anlık konumu arasındaki dönme matrisi R_c^{c*} kullanılarak hesaplanmaktadır.

Bu kısımda nesnenin kameraya göre yönelimini ifade eden R_o^c dönme matrisinin hesaplanması anlatılacaktır.

Özel küreye ait $\mathcal{P}_2 \mathcal{P}_3$ vektörü şu şekilde tanımlanmaktadır [9]:

$$a_{12} = P_2 P_3 = \lambda_1 r_3 + \lambda_2 r_2 \quad (2.29)$$

Burada $(\lambda_1, \lambda_2) \in \mathbb{R}^2$ ve P_2, P_3 noktaları $\mathcal{P}_2, \mathcal{P}_3$ noktalarının vektör koordinatlarıdır.

[9]'da $\mathcal{P}_2$ noktasının r_3 vektörü ile ilişkisi şu şekilde verilmiştir (Şekil 2.6):

$$r_3 = \frac{1}{R}(t_o^c - P_2) \quad (2.30)$$

Burada t_o^c vektörü $S(\mathcal{P}_1, R)$ küresinin $\mathcal{F}_m$ eksenine göre bağıl konumudur. Öte yandan $S_2 = P_2 / \|P_2\|$ ve $(1/R)P_2 = (\|P_2\| / R)S_2$ şeklinde tanımlanır. (C, P_2, P_1) üçgenine kosinüs kuralı uygulanarak $\|P_2\| / R$ ifadesini hesaplamak mümkündür. Bu sayede $\|P_2\|$ parametresi cinsinden ikinci derece denklem elde edilir:

$$\|P_2\|^2 + \|P_1\|^2 - 2\|P_2\|\|P_1\|\cos\phi_1 = R^2 \quad (2.31)$$

burada $\phi_1 = S_1^T S_2$ şeklindedir. $\sigma = \pm 1$ için olası iki çözüm şu şekildedir:

$$\|P_2\| = \frac{R}{r} (\cos\phi_1 + \sigma \sqrt{r^2 - \sin^2\phi_1}) \quad (2.32)$$

Buradan $\|P_2\|/R$ ifadesi kolayca hesaplanabilir. [9]'da tanımlanan görünürlük koşuluna göre $\sigma = -1$ seçilmiştir. Bütün bu hesaplamalardan sonra $s = t_o^c / R$ ifadesi de yerine konularak r_3 vektörünün denklemi şu hale gelir:

$$r_3 = s - \frac{1}{r} (\cos\phi_1 - \sqrt{r^2 - \sin^2\phi_1}) S_2 \quad (2.33)$$

$\|P_2\|/R$ ifadesine benzer şekilde $\|P_3\|/R$ ifadesi hesaplanır;

$$\|P_3\|/R = (\cos\phi_2 - \sqrt{r^2 - \sin^2\phi_2})/r \quad (2.34)$$

burada $S_3 = P_3 / \|P_3\|$ ve $\phi_2 = S_1^T S_3$ şeklindedir. Böylece a_{12} ifadesi;

$$\frac{1}{R} a_{12} = \frac{1}{R} (P_3 - P_2) \quad (2.35)$$

şeklinde elde edilir. Denklem 2.32 ve Denklem 2.34, Denklem 2.35'de yerine konulursa a_{12} ;

$$\frac{1}{R} a_{12} = \frac{1}{r} (\cos\phi_1 - \sqrt{r^2 - \sin^2\phi_1}) S_2 - \frac{1}{r} (\cos\phi_2 - \sqrt{r^2 - \sin^2\phi_2}) S_3 \quad (2.36)$$

halini alır. Denklem 2.29 ve Denklem 2.36'dan denklem 2.37 çıkartılmaktadır;

$$\frac{\lambda_2}{R} r_2 = \frac{1}{R} a_{12} - \left(\left(\frac{1}{R} a_{12} \right)^T r_3 \right) r_3 \quad (2.37)$$

Buradan r_2 kolayca hesaplanabilir. Son olarak r_1 vektörü $r_1 = r_2 \times r_3$ vektörel çarpımıyla bulunur. Böylece r_1, r_2, r_3 sütun matrislerinin yerine konması ile $R_o^c = [r_1 \ r_2 \ r_3]$ dönme matrisi elde edilmektedir. Nesnenin kameraya göre istenen konumu vasıtasıyla R_o^{c*} matrisi de aynı yöntemle elde edilir. Böylece elde edilen bu iki bilgi kullanılarak R_o^{c*} kamera dönme matrisi elde edilir. Dönme matrisinden Euler açıları olan yunuslama, yalpalama ve sapma açılarının tespitiyle $\theta u = [\phi \ \theta \ \psi]$

öznitelik vektörü elde edilir. Böylece 6 serbestlik dereceli bir sistemin görsel servo kontrolünde kullanılacak öznitelik vektörü tasarımı tamamlanmış olur. Denklem 2.28'e θu vektörünün de ilavesiyle s öznitelik vektörünün tam hali aşağıda görülmektedir:

$$s = (s_1, \theta u) = \begin{bmatrix} \frac{x_1}{r} & \frac{x_2}{r} & \frac{x_3}{r} & \phi & \theta & \psi \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

2.2.3 Görsel servolama

Bu kısımda önce 3 serbestlik dereceli sistemin görsel servo kontrolü için Denklem 2.28'de belirtilen öznitelik vektörüne uygun görüntü etkileşim matrisi elde edilmiş ve bu matrisin özellikleri kısaca incelenmiştir. Daha sonra ise quadrotor hava aracı gibi 6 serbestlik dereceli bir sisteme hibrit görsel servo kontrol yönteminin uyarlanması incelenmiştir. Bu amaçla tasarlanan ve Denklem 2.38 ile belirtilen öznitelik vektörüne uygun görüntü etkileşim matrisinin elde edilmesi ve bu matrisin özellikleri açıklanmıştır.

Kısım 2' de anlatılan görsel servo kontrolün genel yapısı kısaca tekrar edilirse; $s \in \mathbb{R}^n$ şeklinde tanımlı bir öznitelik bilgisi setine ilişkin L_s görüntü etkileşim matrisi tasarlanır. s 'nin zamana göre değişimi $\dot{s} = L_s v_c$ dir ve burada $v_c = (v, \omega) \in \mathfrak{se}(3)$ anlık kamera hızlarıdır. v ve ω doğrusal ve açısal hızlardır ve $\mathfrak{se}(3) \approx \mathbb{R}^3 \times \mathbb{R}^3$ SE(3) uzanımlarının Lie grubunun Lie cebiridir. Sıfıra gitmesi gereken amaç fonksiyonu e , $e = s - s^*$ şeklinde ifade edilir. Burada s^* vektörü s vektörünün istenen konumdaki değeridir. Hata vektöründe zamanla üstel bir azalma meydana getirmek üzere $\dot{e} = -\lambda e$ şeklindeki uyarlama sonucu buna ilişkin kontrol kanunu şöyledir:

$$v_c = -\lambda L_s^{-1}(s - s^*) \quad (2.39)$$

s 'nin zamana göre değişimi $\dot{s} = L_s v_c$ şeklinde kamera hızı ile ilintilidir. Bu nedenle Denklem 2.39 ile verilen kontrol kanununu uygulamak için görüntü etkileşim matrisinin hesaplanması gerekmektedir.

2.2.3.1 Üç serbestlik dereceli sistemin görsel kontrolü

Bölüm 2.2.2.1'de üç serbestlik derecesini kontrol etmek üzere iki boyutlu bilgiyi taşıyan üç boyutlu öznitelik vektörü tasarlanmıştır. Denklem 2.28:

$$s_1 = \frac{1}{r} S_1 = \frac{1}{r} [X_1 \ Y_1 \ Z_1]^T$$

Bu kısımda ise [27]'de anlatılan yönteme başvurarak görüntü etkileşim matrisinin elde edilmesi aşağıda anlatılmaktadır. s_1 vektörünün zamana göre değişimi şöyle ifade edilir:

$$\dot{s}_1 = \frac{r\dot{s}_1 - s_1\dot{r}}{r^2} \quad (2.40)$$

r yarıçapının zamana göre değişimi ise Denklem 2.26'dan elde edilir;

$$\dot{r} = L_r v_c = \begin{bmatrix} \frac{r^2}{R} S_1^T & 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} v_c \quad (2.41)$$

Gerekli matematiksel işlemler sonucu S_1 küresel noktasının zamana göre değişimi şöyle elde edilir:

$$\dot{s}_1 = L_{s_1} v_c = \begin{bmatrix} \frac{r}{R} (S_1 S_1^T - I_3) & [S_1]_{\times} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

Burada $[S_1]_{\times}$ Denklem 2.44'de $L_{s1\omega}$ olarak verilen ters simetrik (antisymmetric) matristir. Denklem 2.41 ve denklem 2.42 kullanılarak Denklem 2.40 şu şekilde yazılabilir:

$$\dot{s}_1 = L_{s_1} v_c$$

burada

$$L_{s_1} = [L_{s1v} \quad L_{s1\omega}] \quad (2.43)$$

şeklindedir ve

$$L_{s1v} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{R} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{R} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{R} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

$$L_{s1\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{Z_1}{r} & \frac{Y_1}{r} \\ \frac{Z_1}{r} & 0 & -\frac{X_1}{r} \\ \frac{Y_1}{r} & \frac{X_1}{r} & 0 \end{bmatrix}$$

şeklinde ifade edilir. Öznitelik vektörünün s_1 olarak seçilmesi birçok yarar sağlamaktadır. Çünkü bu vektöre ilişkin etkileşim matrisi L_{s_1} basit yapıdadır ve aracın öteleme ile dönme hareketlerinin ayırımına olanak tanır. Öteleme hızlarının elde edilmesi $1/R$ parametresi ile aynı dinamiği göstermektedir. R sabit bir sayı olduğundan kameranın öteleme hızları ile öznitelik bilgisi arasında doğrusal bir bağ vardır. Ayrıca $R \neq 0$ ve $R \neq +\infty$ olduğu sürece görüntü etkileşim matrisinin rankı her zaman tamdır. Yani tüm uygulama alanı boyunca tekil nokta sorunu yoktur. Ayrıca s vektörünün pasivite özelliğini sergilediği görülmektedir [8].

L_{s_1} matrisindeki tek bilinmeyen kürenin yarıçapını ifade eden 3 boyutlu R parametresidir. Uygulamada R yerine bu parametrenin tahmini bir değeri olan $\hat{R}$ kullanılmaktadır. Gerçekte kameranın veya sanal küreyi oluşturan noktalardan en az birinin hareketli olması durumunda R değişmektedir. Buna rağmen $\hat{R}$ ' ne sıfırdan farklı pozitif bir değer verildiği sürece genel kararlılık sağlanmaktadır [28]. Dahası $\hat{R}$ sıfırdan farklı pozitif bir değer aldığı sürece genel asimptotik kararlılık garantilenmektedir. Bölüm 3.2'de bu parametrenin tahminine dair hatanın kararlılık üzerine etkisi incelenecektir.

2.2.3.2 Altı serbestlik dereceli sistemin görsel kontrolü

Bölüm 2.2.2.2'de altı serbestlik derecesini kontrol etmek üzere 2B ve 3B bilgilerin birleşimi olan bir öznitelik vektörü tasarlanmıştır. Denklem 2.38:

$$s = [s_1^T \quad \theta u^T]^T = \begin{bmatrix} \frac{x_1}{r} & \frac{x_2}{r} & \frac{x_3}{r} & \phi & \theta & \psi \end{bmatrix}$$

Bu kısımda ise [27]'de anlatılan yöntemle başvurularak görüntü etkileşim matrisinin elde edilmesi aşağıda anlatılmaktadır. θu vektörünün zamana göre değişimi kamera hızının bir fonksiyonu olarak şöyle ifade edilir:

$$\frac{d(\theta u)}{dt} = [0_{3 \times 3} \quad L_\omega] v_c \quad (2.45)$$

Burada L_ω [6]'da şu şekilde verilmektedir:

$$L_\omega = I_3 - \frac{\theta}{2} [u]_\times + \left(1 - \frac{\text{sinc}(\theta)}{\text{sinc}^2(\theta/2)} \right) [u]_\times^2 \quad (2.46)$$

Burada $\text{sinc}(\theta) = \sin\theta/\theta$ şeklindedir.

Sonuç olarak Denklem 2.43 ve Denklem 2.45 kullanılarak $s(s_1, \theta u)$ öznitelik vektörüne ilişkin görüntü etkileşim matrisinin yapısı şu şekilde elde edilir:

$$L_s = \begin{bmatrix} L_{s1v} & L_{s1\omega} \\ 0_{3 \times 3} & L_\omega \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

Pratikte Denklem 2.39 ile verilen kontrol kanununun uygulanmasında görüntü etkileşim matrisinin tahmini bir değeri kullanılmaktadır. Bu değer Denklem 2.39'da yerine konulduğunda uygulamalarda kullanılan sistemin açık şekli aşağıda görülmektedir:

$$v_c = -\lambda \begin{bmatrix} \hat{L}_{s1v}^{-1} & -\hat{L}_{s1v}^{-1} L_{s1\omega} \hat{L}_\omega^{-1} \\ 0_{3 \times 3} & \hat{L}_\omega^{-1} \end{bmatrix}_s (s - s^*) \quad (2.48)$$

Ayrıca [6]'ya göre $\hat{L}_\omega^{-1} \hat{\theta} u = \hat{\theta} u$ olduğu için $\hat{L}_\omega^{-1}$ matrisi $I_{3 \times 3}$ birim matris olarak kullanılabilir.

Öu kullanımı ile yönelme kontrolü öteleme hareketinden tamamen ayrılmıştır. Ayrıca L_s üst üçgen kare matristir ve ilerde bahsedilecek olan kararlılık analizi kısmının basitleştirilmesini sağlamaktadır.

3. GÖRSEL SERVO KONTROL KARARLILIK ANALİZİ

Bu bölümde tasarlanan kontrolcülerin kararlılığına dayalı temel meseleler ele alınacaktır. Sistemde üç adet potansiyel hata kaynağı bulunmaktadır. Bunlar:

- 1)Modelleme hataları,
- 2)Kalibrasyon hataları,
- 3)Görüntü işleme hatalarıdır.

Görüntü işleme ve kamera kalibrasyon hataları tasarlanan iki kontrolcü sistemi için de bir başlık altında incelenmiştir. Modelleme hataları ise görüntü esaslı görsel servolama ve hibrit görsel servolama kontrol sistemleri için ayrı başlıklar şeklinde ele alınmıştır.

3.1 Görüntü İşleme ve Kamera Kalibrasyon Hatalarına Karşı Dayanıklılık

Görüntü işleme hataları: Yapılan benzetim ve deneylerde görüntü işleme hatası bulunmadığı varsayılmaktadır. Bu nedenle elde edilen sonuçlarda gürültü yoktur.

Kamera kalibrasyon hataları: Her iki sistemde de s öznitelik bilgisi perspektif bir kamera ile elde edilmiştir. Kamera kalibrasyonu ile kamera içsel parametrelerinin doğru olarak hesaplanması sağlanmaktadır. Kamera içsel parametreleri elde edilen görsel bilginin pikselden metreye dönüştürülmesinde etkindir. Yani öznitelik vektörünün ve dolayısıyla görüntü etkileşim matrisinin elde edilmesinde direkt rol oynar. Perspektif kamera sistemi için görsel bilginin pikselden metreye dönüşümü denklemleri ise şu şekildedir [26]:

$$\begin{aligned}x &= (u - u_0)/f_u \\ y &= (v - v_0)/f_v\end{aligned}\tag{3.1}$$

Burada (u,v) piksel cinsinden (x,y) ise metre cinsinden görsel özniteliklerdir. (u_0, v_0, f_u, f_v) ise kamera içsel parametreleridir. Bu bölümde karmaşık yapısı nedeniyle teorik kısmına fazla yer verilmese de kamera kalibrasyon hataları yapılan benzetimlerle Bölüm 6'da ayrıntılı bir şekilde ele alınacaktır.

3.2 Modelleme Hatalarına Karşı Dayanıklılık

Kapalı çevrim görsel servo kontrol sisteminin kararlılığını irdelemek için Lyapunov analizi kullanılacaktır. Özellikle, hatanın karesi şeklinde tanımlanmış Lyapunov aday fonksiyonu (Lyapunov-candidate-function) $L = 1/2 \|e(t)\|^2$ göz önüne alınacaktır.

Bu fonksiyonun türevi şu şekildedir:

$$\dot{L} = e^T \dot{e} = -\lambda e^T L_e \bar{L}_e^T e \quad (3.2)$$

Bu nedenle sistemin genel asimptotik kararlı olması koşulu aşağıdaki gibidir [1]:

$$L_e \bar{L}_e^T > 0 \quad (3.3)$$

Kısaca özetlemek gerekirse;

- Kullanılan görüntü özniteliklerinin sayısı kameranın serbestlik derecesine eşitse,
- $L_e, \bar{L}_e^T$ matrislerinin rankı tam olacak şekilde öznitelik bilgisi seçilerek kontrol şeması tasarlanmışsa,
- ve görüntü etkileşim matrisinin tersini, $\bar{L}_e^T$, tahmininde kullanılan değer kabaca çok büyük tahmin edilmemişse bu koşul (Denklem 3.3) garanti edilmiş olur.

Şimdi bu kararlılık koşulunun görüntü esaslı görsel servo kontrol ve hibrit görsel servo kontrol yöntemlerine özelleştirilmesi incelenecektir.

3.2.1 Görüntü esaslı görsel servo kontrol kararlılık analizi

Daha önce belirtildiği gibi görüntü etkileşim matrisinin tekil olduğu durumlardan kaçınmak için çoğu görüntü esaslı görsel servo kontrol sisteminde $k > 6$ varsayılır.

$L_e \bar{L}_e^T \in \mathbb{R}^{k \times k}$ en fazla rank 6 olacağından yani aşikar olmayan hiçlik uzayı (nontrivial null space) söz konusu olduğundan, kararlılık koşulu (3.3) asla sağlanamaz. Bu durumda $e \in \text{Ker} \bar{L}_e^T$ şeklindeki yapılanışlar yerel minimuma karşılık gelir. Bu durumda hata vektörünün her bir bileşeni iyi bir yakınsanma oranıyla ve aynı yakınsama hızında azalır fakat hata tam olarak sifıra ulaşamaz. Bu nedenle sadece yerel asimptotik kararlılık sağlanabilir.

$k > 6$ durumunda yerel asimptotik kararlılığı incelemek için yeni bir hata vektörü tanımlansın:

$$\dot{e} = \bar{L}_e^T e \quad (3.4)$$

ve zamana göre türevi verilsin:

$$\dot{e} = \bar{L}_e^T \dot{e} + \dot{\bar{L}_e^T} e = (\bar{L}_e^T L_e + O) v_c \quad (3.5)$$

Burada L_e^+ seçiminden bağımsız olarak $e = 0$ olduğunda $0 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ da sıfırdır. Kontrol denklemi (2.5) kullanılarak aşağıdaki ifade çıkarılabilir:

$$\dot{e} = -\lambda(\widetilde{L}_e^+ L_e + 0)e \quad (3.6)$$

Bu ifade $L_e \widetilde{L}_e^+ \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ iken $L_e \widetilde{L}_e^+ > 0$ ise $e = e^* = 0$ civarında yerel asimptotik kararlılığı sağlar. Aslında, yerel asimptotik kararlılık söz konusu olduğunda yalnızca doğrusallaştırılmış sistem $\dot{e} = -\lambda \widetilde{L}_e^+ L_e e$ göz önüne alınmalıdır.

Öncelikle tekrar belirtmek gerekirse; öznitelikler kameranın serbestlik derecesine uygun seçilmişse, L_e ve $\widetilde{L}_e^+$ tam ranka sahip matrisler ise ve $\widetilde{L}_e^+$ tahmini aslından çok büyük seçilmemişse $L_e \widetilde{L}_e^+ > 0$ koşulu sağlanır.

Yerel asimptotik kararlılığın ispatında son olarak e^* hata vektörünün ve buna ilişkin p^* konumunun yakın civarında $e \in \text{Ker} \widetilde{L}_e^+$ gibi $e \neq e^*$ şeklinde yapılarışlar olmadığı gösterilmelidir. Böyle yapılarışlar yerel minimuma tekabül eder ki orada $v_c = 0$ ve $e \neq e^*$ 'dir. Eğer böyle bir konum mevcut olursa, p^* civarındaki bölgeyi sınırlamak mümkündür. Böylece p den p^* 'a ulaşmak için gereken v hızı elde edilebilir. Bu kamera hızı $\dot{e} = L_e v$ hatasının değişimi anlamına gelir. Fakat böyle bir değişim $L_e \widetilde{L}_e^+ > 0$ olduğu için $\text{Ker} \widetilde{L}_e^+$ 'ne ait olamaz. Bu nedenle sadece ve sadece $\dot{e} = 0$ durumunda $v_c = 0$ olur.

Her ne kadar yerel asimptotik kararlılık $k > 6$ iken sağlanabilsede genel asimptotik kararlılık sağlanamaz. Örneğin yukarıda anlatıldığı gibi kararlılık bölgesinin dışında $e \in \text{Ker} \widetilde{L}_e^+$ gibi yapılarışlara bağlı yerel minimumlar mevcut olabilir. Kararlılık ve yakınsamanın garanti edildiği bölgenin belirlenmesi, pratikte bu bölge oldukça geniş olmasına rağmen hala araştırılan bir konudur [1].

3.2.2 Hibrit görsel servo kontrol kararlılık analizi

Bu kısımda üç ve altı serbestlik dereceli sistemler için modellemeden kaynaklanan hatalar incelenmiş ve modelleme hataları söz konusu olduğunda, sistemin kararlılığı için gerekli ve yeterli olan bir kararlılık koşulu ortaya konmuştur.

3.2.2.1 Üç serbestlik dereceli sistem

Görüntü işleme ve kalibrasyon hatalarının bulunmadığı varsayılarak sistemin kapalı çevrim eşitliği şu şekilde yazılabilir [26]:

$$\dot{s} = -\lambda L_{s_1} \widetilde{L}_{s_1}^+ (s - s^*) \quad (3.7)$$

ve $\tilde{L}_{s_1}^+$:

$$\tilde{L}_{s_1}^+ = \begin{bmatrix} -\frac{\hat{R}r^2}{r^2+\hat{R}^2}(\hat{R}^2 ss^T + I_3) \\ -\frac{\hat{R}^2 r^2}{r^2+\hat{R}^2} [s]_{\times} \end{bmatrix}$$

Burada $r = 1/\|s\|$ dir. L_s matrisinin rankı görev alanı içinde her zaman üç olduğundan genel asimptotik kararlılık için (3.3) kararlılık koşulu gerekli ve yeterlidir. $L_{s_1} \tilde{L}_{s_1}^+$ simetrik matrisinin kökleri çift kök olan $\hat{R}(r^2 + R\hat{R})/R(r^2 + \hat{R}^2)$ ve $\hat{R}/R$ büyüklükleridir. Böylece (3.3) kararlılık koşulunu sağlamak için gereken durum aşağıda ortaya konmuştur:

$$L_{s_1} \tilde{L}_{s_1}^+ > 0 \Leftrightarrow \frac{\hat{R}(r^2 + R\hat{R})}{R(r^2 + \hat{R}^2)} > 0 \quad \text{ve} \quad \frac{\hat{R}}{R} > 0 \Leftrightarrow \hat{R} > 0$$

Bu nedenlerle eğer $\hat{R} > 0$ ise sistem genel asimptotik kararlıdır. Eğer $\hat{R} \leq 0$ ise $L_{s_1} \tilde{L}_{s_1}^+ \leq 0$ olur. Dolayısıyla $\hat{R} < 0$ için sistem ıraksar. Öznitelik vektörü s_1 (Denklem 2.28) olarak seçildiğinde modelleme hatalarına karşı dayanıklılık alanı oldukça geniştir: $\hat{R} \in]0, +\infty[$. Bu nedenle yapılan uygulamalarda R katsayısının kabaca bir tahmini yeterli görülmektedir.

3.2.2.2 Altı serbestlik dereceli sistem

Görüntü işleme ve kalibrasyon hatalarının bulunmadığı varsayılarak Denklem 3.7 esas alınmıştır. Örüntünün görüş alanından hiç çıkmadığı varsayılarak yeni öznitelik bilgisi seti s hesaplanmıştır. s' ye ait görüntü etkileşim matrisi L_s ' nin rankı altıdır. R parametresinin bilindiği ideal durumda, klasik kontrol kanununun genel asimptotik kararlılığı sağladığı bilinmektedir. Çünkü sistemin hatası üssel bir şekilde azalma eğilimindedir. s vektörü S_1, S_2, S_3 ve r parametreleri vasıtasıyla direkt olarak görüntüden hesaplandığı için R parametresinin tahmininde yapılan bir hata, s vektörünü etkilemez. s' ye dair kapalı çevrim denklemi aşağıdadır [26]:

$$\dot{e} = -\lambda L_s \tilde{L}_s^{-1} e \tag{3.8}$$

Burada $e = (s - s^*, \theta u)$ şeklinde ve L_s ise şöyledir:

$$L_s = \begin{bmatrix} -\frac{1}{\hat{R}} I_{3 \times 3} & [s]_{\times} \\ 0_{3 \times 3} & L_{\omega} \end{bmatrix}$$

Yerel asimptotik kararlılık yalnızca $L_s \cdot \tilde{L}_s^{-1}$ sabit matrisinin kökleri pozitifse mümkündür. Bu nedenle aşağıdaki eşitlik elde edilmektedir:

$$L_{\hat{s}} \widehat{L_{\hat{s}}}^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{R}}{R} I_{3 \times 3} & -\frac{\hat{R}}{R} [s^*]_{\times} + [s^*]_{\times} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{\hat{s}}$$

Bu denklemin kökleri 1 ve üçlü kök olan $\hat{R}/R$ ' dir. Sonuç olarak R parametresinin yanlış tahmini söz konusu olduğunda bile $\hat{R} > 0$ olduğu sürece yerel asimptotik kararlılık sağlanır. İleride yapılacak deneylerle de görüleceği üzere dayanıklılık alanı teorik olarak istenen konum civarında kısıtlı bir alan gibi görünse de, uygulamada bu alan oldukça geniştir.

4. DÖRT ROTORLU HELİKOPTER KONTROLÜ

Bu bölümde quadrotor hava aracının kısa bir tanıtımı yapılmış, daha sonra quadrotorun matematik modelinin elde edilmesi özet bir şekilde izah edilmiştir. Quadrotorun dinamik yapısına uygun kontrolcülerin nasıl bir yapıda olması gerektiği tartışılmış ve nihayetinde quadrotorun irtifa, öteleme ve yönelme kontrolü sağlanmıştır. Quadrotor kontrolü görsel kontrol sisteminin iç döngüsünü oluşturmaktadır.

4.1 Quadrotorun Sınıflandırılması ve Yararları

Quadrotor helikopter veya quadrokopter olarak da isimlendirilen quadrotor, dört adet motor kullanılarak havada taşınan ve tahrik edilen hava aracıdır. Sabit kanatlı uçakların aksine ağırlıkları dört adet motor ile taşındığı için döner kanatlı uçak (rotorcraft) olarak da sınıflandırılmaktadır. Ayrıca helikopter sınıflandırmasına da girebilmektedir. Standart helikopterlerden farklı olarak pala hareket halinde iken rotor hatvesi sabittir.

İki nesil quadrotor tasarımı mevcuttur. İlk nesil quadrotor yolcu taşımak için tasarlandı. Bu tipteki araçlar ilk başarılı havadan ağır dikey iniş kalkış araçları oldu [29]. Fakat bu ilk yapılan araçların verimlerinin düşüklüğü ve düşük kararlılık nedeniyle kontrol için fazlaca pilot çabası gerektirmeleri başlıca kusurlarıydı [30].

Yeni nesil tasarımlar ise genellikle insansız tasarımlar oldu. Bu araçlar dengelerini sağlamak için elektronik kontrol sistemi ve elektronik algılayıcılar kullanırlar. Ayrıca küçük boyutları ve üstün manevra yetenekleri ile açık alanlarda uçabildikleri kadar kapalı alanlarda da uçabilmektedirler [31]. Şekil 4.1’de yeni ve eski nesil quadrotor tasarımlarına birer örnek verilmiştir.

Çeşitli uygulamalarda helikopter yerine quadrotorun tercih edilmesinin nedeni quadrotorun o görevde helikoptere olan üstünlüğüdür. Quadrotorların kendileriyle kıyaslanabilir ölçekteki helikopterlerle karşılaştırıldıklarında bu üstünlüğünü sağlayan başlıca getirileri şunlardır:

Öncelikle quadrotorlar rotor palasının yunuslama açısını değiştirmek için mekanik bağlantı elemanları gerektirmez. Bu basitleştirilmiş rotor mekaniği araç tasarımını kolaylaştırırken, zaman ve maliyet tasarrufu sağlar [32].

Ayrıca dört adet rotor kullanımı nedeniyle her bir rotorun çapı bu rotora eşit güçteki bir helikopter rotorundan çok daha küçük olacaktır. Böylece uçuş esnasında rotarlarda daha az kinetik enerji depolanır. Bu durum rotorun bir yere veya bir cisme çarpması durumunda daha az hasara yol açmasını sağlar. Küçük ölçekli İHA’larda bu özellik aracı yakın mesafelerde bile daha güvenli kılar.

Son olarak rotorların etrafını çerçeve içine alarak, çarpışma esnasında araca, operatörlere ve çevreye hasar verme riski azaltılabilir. Ayrıca bu durum aracın kapalı alanlarda ve engellerin yoğun olduğu ortamlarda uçuşa daha elverişli olmasını sağlar [33].



(a)



(b)

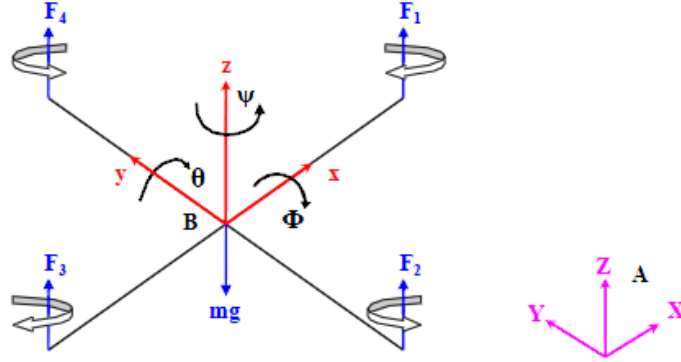
Şekil 4.1: Quadrotor örnekleri: (a) Curtiss-Wright, VZ-7 (b) Quattrocopter.

4.2 Quadrotorun Çalışma Prensibi

Bu tezde kullanılan eksen takımı, quadrotorun pervanelerinin dönme yönü ve oluşan taşıma kuvvetleri Şekil 4.2’de görülmektedir. Buna göre x eksenini ileri yöndeki hareketi, y eksenini yanıl yöndeki hareketi, z eksenini ise düşey yöndeki hareketi tanımlar. Diğer taraftan açılar saat yönünde pozitif değer alırken, yalpalama açısı x eksenini etrafında, yunuslama açısı y eksenini etrafında ve sapma açısı ise z eksenini etrafında tanımlanır.

Geleneksel helikopterlerin aksine quadrotorlarda eğik plaka (swashplate) veya değişken yunuslama açıları yoktur. Herhangi bir servo mekanizmaya gereksinim

duyulmamaktadır. Quadrotorun motorları pervaneleri tahrik ederek dönme eksenleri doğrultusunda taşıma kuvvetleri oluşturur.



Şekil 4.2: Quadrotorun eksen takımı ve üzerine etkiyen kuvvetler.

Quadrotorda klasik helikopterlerde ters torku sağlamak için kullanılan kuyruk rotoru olmadığından, ters torku iki adet rotoru zıt yönde döndürerek sağlar. Yani quadrotorda ön ve arka rotorların dönüş yönleri aynı, diğer iki rotorun dönüş yönü ise bunlara zıt yöndedir. Bütün pervaneler eşit hızda döndüğünde quadrotorun merkezinde oluşan tork dengelenir ve z eksenine etrafındaki hareket sağlanır. Bu durumda meydana gelen taşıma kuvveti quadrotorun ağırlığından büyük ise yükselme, küçük ise alçalma, eşit ise havada asılı kalma hareketleri sağlanır. Ön ve arka pervaneler arasındaki hız farkı yunuslama açısını değiştirirken, sağ ve sol pervaneler arasındaki hız farkı ise yalpalama açısını değiştirir. İstenen sapma açısı ise ön ve arka motorların hızları ile yanıl motorların hızları arasındaki fark ile sağlanır.

4.3 Quadrotorun Dinamik Modeli

Helikopterler kararsız, doğrusal olmayan ve zamanla değişim gösteren bir dinamiğe sahiptir. Rotor dinamiği, motor dinamiği ve hava hızına bağlı doğrusal olmayan değişimler sistemi karmaşık hale getirir. Bu nedenlerle gerçekçi bir helikopter modeli elde edilmesi ve aracın kontrolünün sağlanması oldukça güçtür. Öte yandan bütün bu karmaşık yapıyı doğuran helikopterden beklenen yüksek manevra yeteneğidir. Bu bilgiler ışığında denilebilir ki tatmin edici bir dinamik sistem modeli elde edilmesi helikopterin kontrolü açısından oldukça önemlidir. Bu tez çalışmasında quadrotorun dinamik denklemlerinin elde edilmesinde [34] temel alınmıştır. Çalışma dinamik modelin elde edilmesinde hava aracının maruz kaldığı cayroskopik etkileri de ele alması bakımından tercih edilmiştir.

Karmaşık yapısından dolayı helikopter modeli çıkarılırken kolaylık sağlanması için çeşitli kabullenimler yapılır. Öte yandan gerçekçiliği korumak açısından ideal bir dinamik model aracın maruz kaldığı temel fiziksel etkileri içermelidir. Özellikle hafif hava araçları söz konusu olduğunda bir helikoptere uygulanan ana etkiler Çizelge 4.1’ de özetlenmiştir [34].

Çizelge 4.1: Helikopterin maruz kaldığı etkiler.

Etki	Etkinin Kaynağı	Sembol
Ayrodinamik etkiler	Pervane dönüşü Pallerin flap hareketi	$C\Omega^2$
Ataletsel karşı torklar	Pervane dönüş hızındaki değişiklikler	$J\dot{\Omega}$
Yerçekimi etkisi	Kütle merkezinin konumu	
Cayroskopik etkiler	Katı cismin yöneliminin değişmesi	$I\theta\psi$ $J\Omega\theta, \phi$
Sürtünme	Tüm helikopter hareketleri	$C\phi, \theta, \psi$

Kütle merkezinde dış kuvvetlere maruz kalan bir katı cismin dinamiği gövde ekseninde Newton-Euler biçimciliğine göre şu şekilde ifade edilir:

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Burada $I \in R^{3 \times 3}$ atalet matrisi, V gövde çizgisel hız vektörü ve ω ise gövde açısal hız vektörüdür. F ve τ sırasıyla gövde kuvveti ve torkudur. m ise sistemin kütlesidir. Denklem göbek (hub) kuvvetleri ve yalpalama momentleri ihmal edilerek, aynı zamanda itme ve sürükleme faktörleri sabit alınarak, model sadeleştirilerek çözülebilir.

Buna göre pervanelerin dönüşlerinden kaynaklanan taşıma kuvvetleri,

$$F_i = b\Omega_i^2 \quad (4.2)$$

ve dört pervanenin oluşturduğu toplam taşıma kuvveti

$$F_\tau = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.3)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada Ω_i pervanelerin açısal hızları ve b itme faktörüdür.

Bu kuvvetler altında oluşan ivme ise

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.4)$$

olarak bulunur. g yerçekimi ivmesi ve R dönme matrisi olmak üzere yere göre kuvvet dengesi yazılırsa,

$$\dot{v} = -ge_z + Re_z a_F \quad (4.5)$$

ve çözülürse öteleme hareket denklemleri şu şekilde elde edilir:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= (\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \ddot{y} &= (\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \ddot{z} &= -g + (\cos\phi\cos\theta) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)\end{aligned}\quad (4.6)$$

Diğer taraftan helikopterin eksenleri etrafında ω açısal hızlarıyla döndüğü için oluşan açısal momentum ve açısal tork :

$$L = I\omega \quad (4.7)$$

$$\tau_B = \dot{L} = \omega \times I\omega + I\dot{\omega} \quad (4.8)$$

şeklindedir.

Helikopterin gövdesinin ve pervanelerinin kendi eksenleri etrafında dönmesinden dolayı ortaya çıkan cayroskopik tork ise :

$$\tau_G = \sum_{i=1}^4 J_r (\omega \times e_z) \Omega_i (-1)^i \quad (4.9)$$

denklemleri ile ifade edilebilir. Burada J_r rotor ataletini temsil etmektedir.

Son olarak pervanelerin dönmesiyle oluşan taşıma kuvvetlerinin oluşturduğu torklar:

$$\tau_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

olarak yazılabilir. Burada d dönme faktörü ve l rotorun quadrotorun merkezine olan uzaklıktır.

Tork dengesi kurulursa

$$\tau_G + \tau_B = \tau_a \quad (4.11)$$

ve çözülürse dönme hareket denklemleri elde edilir:

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l_b}{I_{xx}} (-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) - \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l_b}{I_{yy}} (\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{d}{I_{zz}} (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)\end{aligned}\quad (4.12)$$

Burada kontrolcü girişleri basitçe

$$u_1 = \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.13)$$

$$u_2 = b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (4.14)$$

$$u_3 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (4.15)$$

$$u_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.16)$$

olarak belirlenebilir. u_1 toplam taşıma kuvveti ile, u_2 yalpalama hareketi ile, u_3 yunuslama hareketi ile, u_4 ise sapma hareketi ile ilişkilidir.

Kontrolcü girişleri yerlerine yazılırsa

$$\ddot{x} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)u_1 \quad (4.17)$$

$$\ddot{y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi)u_1 \quad (4.18)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos\phi \cos\theta)u_1 \quad (4.19)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\right) - \frac{J_r}{I_{xx}}\dot{\theta}\Omega + \frac{I_b}{I_{xx}}u_2 \quad (4.20)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\right) - \frac{J_r}{I_{yy}}\dot{\phi}\Omega + \frac{I_b}{I_{yy}}u_3 \quad (4.21)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\right) + \frac{1}{I_{zz}}u_4 \quad (4.22)$$

elde edilir. Burada

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (4.23)$$

şeklindedir.

Bu sistemde şunu belirtmek gerekir ki, açılar ve bunların zaman türevleri öteleme bileşenlerine bağlı değildir. Diğer taraftan, ötelemeler açılara bağlıdır. Yani toplam sistemin, açısal dönüşler ve çizgisel ötelemeler gibi iki alt sistemden oluştuğu söylenebilir [35].

4.4 Kontrolcü Tasarımı

Bu kısımda geri besleme yoluyla doğrusallaştırma (feedback linearization) ve PD kontrolcülerin helikopter modeline uygulanması anlatılıp, aracın dengesi ve kontrolünün sağlandığı gösterilmiştir.

4.4.1 Geri besleme yoluyla doğrusallaştırma

Giriş çıkış doğrusallaştırması yöntemi (Exact input output linearization) ile çıktıları z, ψ, θ ve ϕ şeklinde seçerek sırayla irtifa, sapma ve tilt açılarını kontrol edebiliriz. Fakat bu kontrolcü quadrotorun x-y ekseninde sürüklenmesine sebep olan sıfır dinamiğini (zero dynamics) içerir [4]. Sıfır dinamiğin asıl sebebi küçük tilt açılarının bile x-y eksenlerinde ivmelenmeye neden olmasıdır ve bu ivmelenmeyi kontrol etmek için tek yol zıt yönde tilt açısı vererek ters yönde ivmelenme oluşturmaktır.

Sıfır dinamiği istenen bir durum değildir. Bu nedenle başka bir kontrolcü yapısı gerekmektedir. Çıktıların z, x, y ve ϕ şeklinde seçimi ise yüksek dereceden türevler içeren karmaşık denklemlere yol açar. Görsel algılayıcı kullanımı nedeniyle sistem

gürültülere açıktır. Bu nedenle sistemin durumlarının (state) yüksek dereceden türevlerinin kullanımı tercih edilmez.

Diğer bir yol ise çeşitli kontrolcülerin birleşimi şeklindedir. z ve ψ iki ayrı çıktı olsun, x ve y hareketi için ayrı kontrolcüler kullanılsın.

Denklem 4.18 ile y eksenindeki hareket θ yunuslama açısı ile ilişkilendirildi. Şimdi y eksenindeki hareketi kontrol etmek için θ yunuslama açısını kontrol eden bir $\theta - y$ kontrolcüsü tasarlanacaktır.

Denklem 4.18'de $\phi = 0$ olduğunda ifade şu hali alır:

$$\ddot{y} = -K_p y - K_d \dot{y} = u_1 (\sin \theta \sin \psi) \quad (4.24)$$

Bu ifadede θ açısı denklemin sağ tarafına alınarak bulunur [4].

$$\theta^* = \arcsin \frac{-K_p y - K_d \dot{y}}{u_1 \sin \psi} \quad (4.25)$$

Burada basitçe $\theta^* = \arcsin (-K_p y - K_d \dot{y})$ alınır.

Benzer bir şekilde x eksenindeki hareket ϕ yalpalama açısı ile ilişkilendirilerek bir $\phi - x$ kontrolcüsü tasarlanabilir. Denklem 4.17'de $\theta = 0$ olduğunda ifade şu hali alır:

$$\ddot{x} = -K_p x - K_d \dot{x} = u_1 (-\sin \phi \sin \psi) \quad (4.26)$$

Bu ifadede ϕ açısı sağ tarafa alınarak bulunur [4].

$$\phi^* = \arcsin \frac{K_p x + K_d \dot{x}}{u_1 \sin \psi} \quad (4.27)$$

Burada basitçe $\phi^* = \arcsin (K_p x + K_d \dot{x})$ alınır.

4.4.2 Oransal – türevsel (PD) kontrol

Bu bölümde quadrotor modelinin ve kamera ile tahmin edilen referans hız verilerinin kullanıldığı bir kontrolcü tasarlanması amaçlanmıştır. Amaç helikopterin kararlı hale getirilmesi veya istenen yalpalama, yunuslama ve sapma açılarına yönelmesidir.

Helikopter kontrol sistemi, dört adet girdiye sahiptir. u_1 sinyali rotorlarda oluşan toplam kuvveti temsil eder. u_2 sinyali yanal rotor hızlarını arasındaki farkı temsil eder. Benzer şekilde u_3 sinyali ön ve arka rotor hızları arasındaki farkı temsil eder. u_4 sinyali ise ön ve arka rotorların toplam dönüş hızı ile yanal rotorların toplam dönüş hızı arasındaki farkı temsil eder. Quadrotorun kontrolü sistemin girdileri olan kontrol sinyalleri kullanılarak yapılır. Böylece u_1 girişi z eksenindeki hareketi, u_2 girişi y eksenindeki hareketi, u_3 girişi x eksenindeki hareketi ve u_4 girişi sapma açısını kontrol eder. Aracı kontrol etmek için oransal-türevsel (PD) kontrolcüler

tasarlanmıştır. PD kontrolcü kullanılmasının amacı modelden elde edilebilecek bir kontrol algoritması olması ve [36]'da anlatıldığı gibi sistemi üstel olarak kararlı hale getirmesidir.

İrtifa kontrolü:

İrtifa kontrolü için denklem 4.28 kullanılmıştır [34].

$$u_1 = \frac{mg}{\cos\theta\cos\phi} + \frac{m[kd_z(\dot{z}-\dot{z}^*)]}{\cos\theta\cos\phi} \quad (4.28)$$

Burada $\dot{z}^*$, z eksenindeki istenilen doğrusal hız değeridir ve görsel kontrolcünden elde edilen v_h^* vektörünün üçüncü bileşenidir.

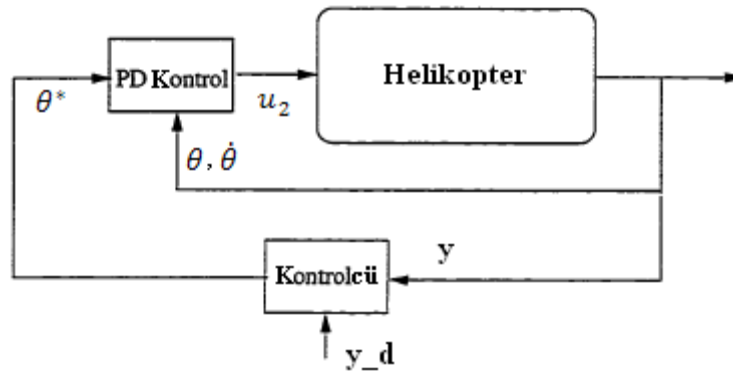
Öteleme kontrolü:

x ve y eksenlerindeki ötelemeyi kontrol edebilmek için yunuslama ve yalpalama açılarının kontrol edilmesi gerekir. Bu nedenle y hareketi için θ^* referans yunuslama açısı ve $\dot{\theta}^*$ referans yunuslama açısal hızına, x hareketi için ise ϕ^* istenen yalpalama açısı ve $\dot{\phi}^*$ yalpalama açısal hızına ihtiyaç duyulmaktadır. $\dot{\theta}^*$ ve $\dot{\phi}^*$ referans açısal hızları v_h^* vektöründen elde edilirken, θ^* ve ϕ^* referans açıların elde edilmesi bölüm 4.4.1'de anlatılmıştır.

Böylece y ve $\dot{y}$ terimlerine bağlı θ^* referans yunuslama açısı ve bu açının türevi bilindiğine göre y eksenindeki hareket PD kontrolcü ile kontrol edilebilir. Kontrolcü yapısı şu şekildedir:

$$u_2 = K_{p\theta}(\theta^* - \theta) - K_{d\theta}\dot{\theta} \quad (4.29)$$

Şekil 4.3 $\theta - y$ kontrolcüsü için kontrol diyagramını gösterir. İç döğü θ yunuslama açısını dengelerken, dış döngü ile θ^* referans yunuslama açısı elde edilir.

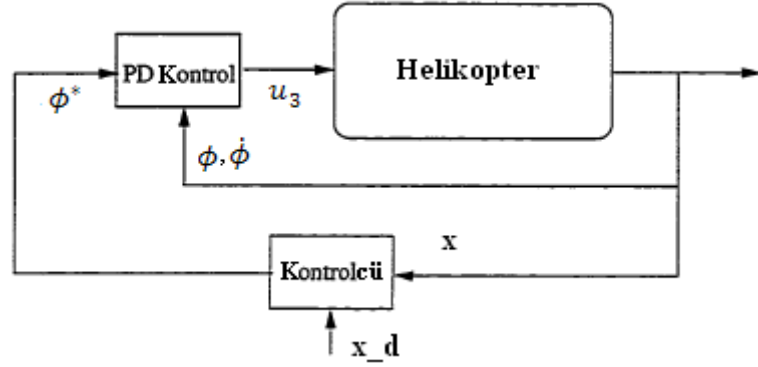


Şekil 4.3: $\theta - y$ kontrolcüsü için kontrol diyagramı.

Yine x ve $\dot{x}$ terimlerine bağılı ϕ^* referans yalpalama açısı ve bu açının türevi bilindiğine göre y eksenindeki hareket PD kontrolcü ile kontrol edilebilir. Kontrolcü yapısı şu şekildedir:

$$u_3 = kp_\phi(\phi^* - \phi) - kd_\phi\dot{\phi} \quad (4.30)$$

Şekil 4.4 $\phi - x$ kontrolcüsü için kontrol diyagramını gösterir. İç döğü ϕ yalpalama açısını dengelerken, dış döğü ile ϕ^* referans yalpalama açısı elde edilir.



Şekil 4.4: $\phi - x$ kontrolcüsü için kontrol diyagramı.

Yönelme kontrolü:

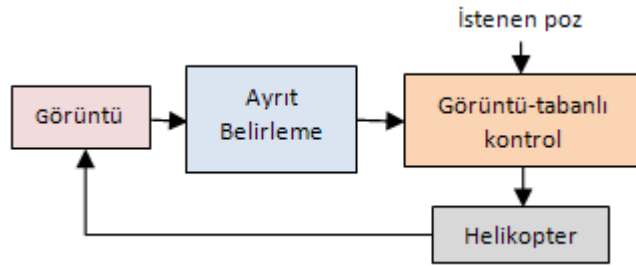
Yönelme kontrolü için helikopter girdisi denklem 4.31' de görülmektedir.

$$u_4 = kd_\psi(\psi^* - \psi) \quad (4.31)$$

Burada ψ^* referans açısal hızı v_h^* vektöründen elde edilmiştir.

5. BENZETİMLER

Görsel servolama benzetim sistemi mini helikopter, helikopter üzerine yerleşik sabit bir kamera ve sabit bir konumda sabit duran bir nesneden ibarettir. Helikopter verilen görevi yerine getirirken hedef nesnenin daima kamera görüş alanı içinde olduğu varsayılmıştır. Bu çalışmada geliştirilen sistem Şekil 5.1’de gösterilmiştir. Buna göre helikopter üzerine yerleşik kamera ile alınan görüntüler ayırt belirleme bloğu ile işlenip görsel kontrolcüye aktarılmakta ve helikopterin kontrolü sağlanmaktadır.

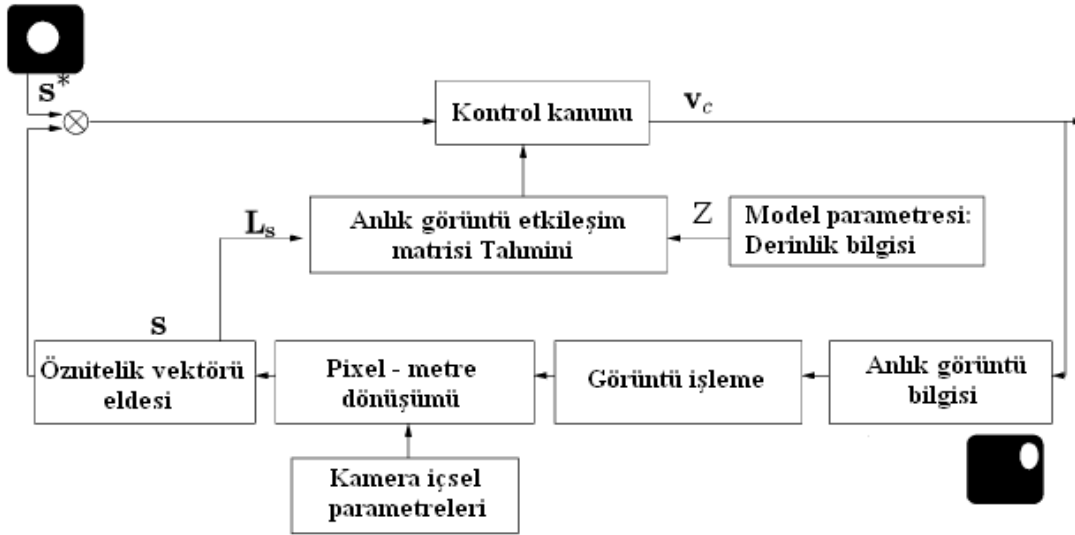


Şekil 5.1: Helikopter kontrolünde görsel servo kontrol kullanımı.

Bu bölümde Simulink programı ile modellenen iki ayrı sistem ele alınacaktır. İlk olarak görüntü esaslı görsel servo kontrol sisteminin yapısı, daha sonra ise hibrit servo kontrol sisteminin yapısı anlatılacaktır. Son kısımda ise her iki kontrol sisteminin işleyiş biçimi, bütün girdileri, çıktıları ve dönüşümleri izah eden ayrıntılı bir şema ile ortak olarak anlatılacaktır.

5.1 Görüntü Esaslı Görsel Servo Kontrol Sisteminin Yapısı

Görsel servolama kontrol sistemi üç alt modeli içerir. Bunlar helikopter modeli, görsel algılayıcı ve görüntü esaslı kontrolcüdür. Bu kısımda alt modeller ayrıntılı bir şekilde incelenmiştir. Görüntü esaslı görsel servo kontrol sisteminin yapısı Şekil 5.2’de görülmektedir.



Şekil 5.2: Görüntü esaslı görsel servo kontrol sisteminin yapısı.

5.1.1 Helikopter modeli

Bölüm 4’de anlatılan helikopterin dinamik denklemleri kendi tez çalışması esnasında Erginer [37] tarafından Simulink programına aktarılmıştır. Bu tez çalışmasında helikopter modeli bu şekilde elde edilmiş ve iki yöntemde de kullanılmıştır. Simulink modelinde kullanılan helikopter parametreleri Çizelge 5.1’de görülmektedir.

Çizelge 5.1: Helikopter parametreleri.

<i>Parametre</i>	<i>Sembol</i>	<i>Değer</i>	<i>Birim</i>
Yerçekimi	g	9.81	m/s ²
Kütle	m	0.468	kg
Rotor mesafesi	l	0.225	m
Rotor ataleti	J _r	3.4x10 ⁻⁵	kgm ²
Yalpalama ataleti	I _{xx}	4.9x10 ⁻³	kgm ²
Yunuslama ataleti	I _{yy}	9.8x10 ⁻³	kgm ²
Sapma ataleti	I _{zz}	8.8x10 ⁻³	kgm ²
İtme sabiti	b	2.9x10 ⁻⁵	
Sürüklenme sabiti	d	1.1x10 ⁻⁶	

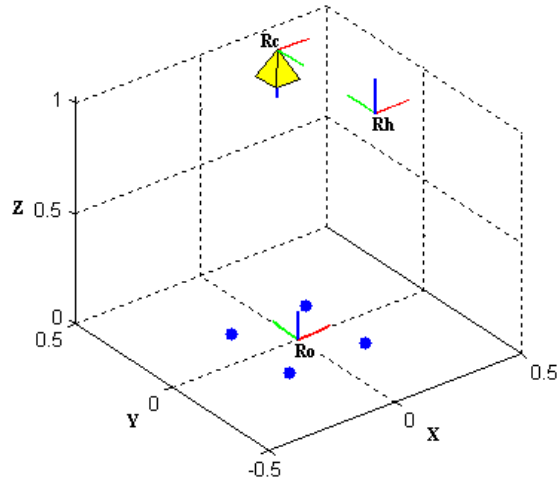
5.1.2 Görsel algılayıcı

Benzetimde nesne olarak ‘polyhedra’ [38] komutu ile her bir noktası 3x1’lik sütun vektör şeklinde yer eksenine göre tanımlanan 4 noktalı bir çokyüzlü kullanılmıştır.

Görsel algılayıcı kamera ve görüntü işleme bloğundan oluşur. Kamera görsel servolama araç kutusunun [38] ‘camera’ komutu ile kamera içsel parametreleri vasıtasıyla tanımlanmış, kamera ve nesnenin yere göre konumu ve yönelimi (x_c, x_o) kullanılarak modellenmiştir.

Görüntü işleme bloğu perspektif izdüşüm denklemleri ve kamera içsel parametreleri kullanılarak tasarlanmıştır. Görüntü işleme bloğu kullanılarak kamera eksenine göre $X=(X,Y,Z)$ şeklinde ifade edilen üç boyutlu bir nokta perspektif izdüşüm ile $\mathbf{x}=(x,y)$ şeklinde ifade edilen iki boyutlu bir nokta halini alır. Böylece nesneye ait 4 noktanın kullanılması ile öznitelik vektörü elde edilmiş olur.

Görsel algılayıcıyı modellerken kamera, nesne ve helikopter eksen takımları olan R_c , R_o ve R_h yere göre tanımlanmıştır. Eksen takımları Şekil 5.3’de görülmektedir.



Şekil 5.3: Kamera, nesne ve helikopter eksenleri.

T_h^0, T_o^0 sırasıyla helikopterin ve nesnenin yere göre konumunu belirten homojen dönüşüm matrisleridir. Yer eksenini 0 üst simgesi ile belirtilmiştir. Benzetimlerde helikopterin yere göre ilk konumu ve istenen konumu bilinmektedir. T_c^h kameranın helikoptere göre konumunu bildiren homojen dönüşüm matrisidir. Benzetimde kamera helikoptere sabit bağlı bir konumda olduğundan T_c^h sabit bir matristir. Kameranın ilk konumu ve istenen konumu ise helikopterin bilinen konumlarından T_c^h matrisi kullanılarak elde edilmektedir.

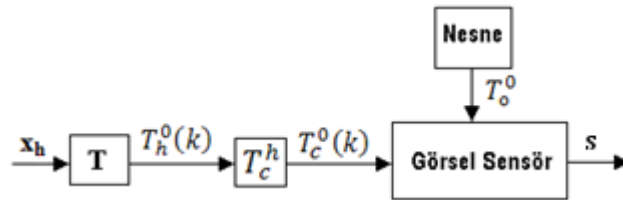
5.1.2.1 Görsel algılayıcının çalışma prensibi

Kontrolü yapılan helikopter çıktı olarak x_h vektörü olan konum bilgisini üretmektedir. Helikopterin konum bilgisi x, y, z eksenlerindeki öteleme ve dönme hareketinden ibarettir. Helikopterin konum bilgisi kısaca 6×1 'lik $x_h = \{x, y, z, \phi, \theta, \psi\}$ vektörü ile ifade edilmiştir. Kamera modeli yapısı gereği helikopter konum bilgisini 4×4 'lük homojen dönüşüm matrisi şeklinde girdi olarak alabilmektedir. 6×1 'lik vektör şeklindeki bilgiyi 4×4 'lük homojen dönüşüm matrisi şekline getiren bağıntı Denklem 5.6 ile verilmiştir. Böylece x_h vektörü homojen dönüşüm bağıntısı kullanılarak $T_h^0(k)$ şeklinde gösterilen helikopterin yere göre anlık konum bilgisini üretmektedir (Şekil 5.4).

$$T = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi & x \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi & y \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi & z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

Burada c kosinüs, s ise sinüs trigonometrik fonksiyonlarını ifade eder.

Yine T_c^h matrisi kullanılarak helikopterin anlık konum bilgisi $T_h^0(k)$, kameranın anlık konum bilgisine $T_c^0(k)$ dönüştürülmektedir. Böylece görsel algılayıcı girdi sinyali üretilmektedir. Sonuç olarak öznitelik vektörü s öznitelik çıkarma bloğu ile elde edilir. Görsel algılayıcı girdi ve çıktı sinyalleri Şekil 5.4'de açıkça görülmektedir.



Şekil 5.4: Görsel algılayıcı girdi ve çıktı sinyalleri.

5.1.3 Görsel kontrolcü

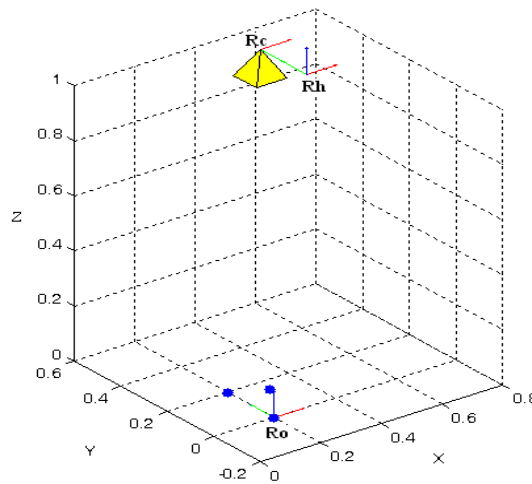
Benzetimlerde hareketsiz hedef nesne ve sabit hedef konum durumu göz önüne alınmıştır. Dolayısıyla s^* sabittir, s' deki değişimler ise yalnızca kameranın hareketine bağlıdır. Benzetimlerde s öznitelik vektörünün anlık değeri görsel algılayıcı tarafından elde edilmektedir. s^* referans öznitelik vektörünün değeri ise istenen kamera konumu bilindiği için daha benzetim başlamadan önce hesaplanabilmektedir. $e = s - s^*$ şeklinde elde edilen 2×4 'lük hata vektörü görüntü

5.2.1 Görsel algılayıcı

Benzetimde nesne olarak ‘polyhedra’ [38] komutu ile her bir noktası 3x1’lik sütun vektör şeklinde yer eksenine göre tanımlanan 3 noktalı bir çokyüzlü kullanılmıştır. Bu üç noktadan biri sanal kürenin merkezini belirlemede diğeri kürenin yarıçapının hesaplanmasında, sonuncusu ise kameranın açısal konumunun elde edilmesinde kullanılmaktadır.

Görsel algılayıcı kamera ve görüntü işleme bloğundan oluşur. Kamera görsel servolama araç kutusunun [38] ‘camera’ komutu ile kamera içsel parametreleri vasıtasıyla tanımlanmış, kamera ve nesnenin yere göre konumu ve yönelimi (x_c , x_o) kullanılarak modellenmiştir.

Görüntü işleme bloğu birleşik merkezli izdüşüm denklemleri ve kamera içsel parametreleri kullanılarak tasarlanmıştır. Görüntü işleme bloğu kullanılarak kamera eksenine göre tanımlanan üç boyutlu bir nokta birleşik merkezli izdüşüm ile temsili bir üç boyutlu bir nokta halini alır. Tanımlanan çokyüzlünün P_1 ve P_2 noktaları kullanılarak bir sanal küre oluşturulmakta ve bu kürenin görüntü düzlemindeki yarıçapı r hesaplanabilmektedir. Böylece P_1 küre merkezinin koordinatlarının r küre yarıçapına oranı ile kameranın öteleme kontrolü için gereken öznitelik ilgisi elde edilir. Kameranın yönelme kontrolü için gerekli öznitelik bilgisi ise P_1 , P_2 ve P_3 noktalarından kısım 2.2.2.2’de anlatılan yöntem vasıtasıyla dönme matrisinin kestirimi ile elde edilir. Benzetimde dönme matrisinden euler açılarının eldesi görsel servolama araç kutusunun ‘getRPY’ kodunun uyarlanması ile elde edilmiştir. Elde edilen öznitelik bilgilerinin birleştirilmesi ile 6x1’ lik $s(s1, \theta_u)$ şeklindeki öznitelik vektörü elde edilmiş olur.



Şekil 5.6: Kamera, nesne ve helikopter eksenleri.

Görsel algılayıcıyı modellerken kamera, nesne ve helikopter eksen takımları olan R_c , R_o ve R_h yere göre tanımlanmıştır. Eksen takımları Şekil 5.6’da görülmektedir.

T_h^0 , T_o^0 sırasıyla helikopterin ve nesnenin yere göre konumunu belirten homojen dönüşüm matrisleridir. Yer eksenini ‘0’ üst simgesi ile belirtilmiştir. Benzetimlerde helikopterin yere göre ilk konumu ve istenen konumu bilinmektedir. T_c^h kameranin helikoptere göre konumunu bildiren homojen dönüşüm matrisidir. Benzetimde kamera helikoptere sabit bağlı bir konumda olduğundan T_c^h sabit bir matristir. Kameranin ilk konumu ve istenen konumu ise helikopterin bilinen konumlarından T_c^h matrisi kullanılarak elde edilmektedir.

Görsel algılayıcının işleyişi, girdi ve çıktılar kısım 5.1.2.1’ de anlatılmış ve Şekil 5.4 ile resmedilmiştir.

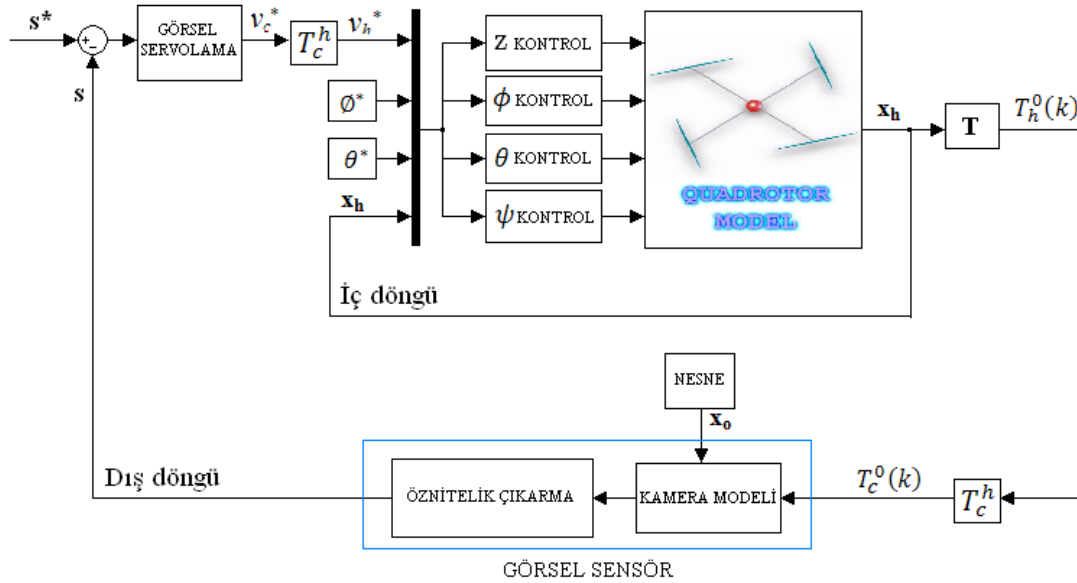
5.2.2 Görsel kontrolcü

Benzetimlerde hareketsiz hedef nesne ve sabit hedef konum durumu göz önüne alınmıştır. Dolayısıyla s^* sabittir, s ’deki değişimler ise yalnızca kameranin hareketine bağlıdır. Benzetimlerde s öznitelik vektörünün anlık değeri görsel algılayıcı tarafından elde edilmektedir. s^* referans öznitelik vektörünün değeri ise istenen kamera konumu bilindiği için daha benzetim başlamadan önce hesaplanabilmektedir. $e = s - s^*$ şeklinde elde edilen 6x1’lik hata vektörü görüntü esaslı kontrolcünün girdisidir. Bu hata vektörüne ilişkin görüntü etkileşim matrisinin hesaplanması önceki bölümlerde izah edilmiştir. Benzetimlerde etkileşim matrisinin tersi Denklem 2.48’ deki yapı esas alınarak hesaplanmıştır. Görüntü etkileşim matrisinin tersinin elde edilmesinde kullanılan R sanal küre yarıçapı $R=0.1$ metre olarak kullanılmıştır. R parametresinin değeri 3 noktalı çokyüzlünün P_1 ve P_2 noktaları arasındaki mesafe ölçülerek belirlenmiştir.

Görüntü etkileşim matrisinin tersinin de elde edilmesi ile $v_c^* = -\lambda L_e^{-1} e(t)$ şeklindeki kontrol kanunu uygulanarak v_c^* referans kamera hız bilgisi çıktı olarak elde edilir. Benzetimlerde $\lambda=2$ olarak alınmıştır. λ gereğinden küçük seçildiğinde sistem istenen konuma ulaşamamaktadır. Büyük seçildiğinde ise hata oranı aniden sönümlenmektedir.

5.3 Görsel Kontrol Sisteminin Çalışma Prensibi

Tasarlanan kapalı çevrim görsel servolama modeli Şekil 5.7’de görülmektedir. Bu model her iki görsel servolama yönteminin işleyişini açıklamaktadır.



Şekil 5.7: Benzetim sistemi yapısı.

Kamera görsel bir algılayıcı olarak kullanılarak görüntüden elde edilen bilgi ile s öznitelik vektörü bulunmuştur. Kapalı çevrim referans öznitelik vektörü s^* görsel algılayıcıdan elde edilen öznitelik vektörü s ile kıyaslanarak hata vektörü e elde edilir. Görüntü esaslı kontrolcü hata vektörünü kullanarak kontrol sinyali, v_c üretir. Bu vektör kamera için referans hız bilgisini içerir. 6×1 'lik vektör yapısında olan hız bilgisi sırasıyla x, y, z eksenlerindeki doğrusal ve açısal hızları temsil eder. Böylece görsel servolama sistemi girdisi referans hız bilgisi v_c^* ve çıktısı s özniteliklerinin koordinatları olan çok giriş çok çıkışlı (MIMO) bir sistemdir. Referans vektör v_c^* görüntü esaslı kontrolcü tarafından hata vektörünü en aza indirgeyecek şekilde meydana getirilmiştir. Bu çalışmada görsel kontrolcü için oransal kontrol kullanılmıştır. Açık çevrim sistem modeli iki kısma ayrılabilir. Birinci kısım hızı kontrol edilen helikopter ve ikinci kısım kamera ve görüntü toplama-işleme ünitesidir (görsel algılayıcı). Helikopter modelinin girdileri helikopterin durum vektörü x_h , referans yunuslama ve yalpalama açıları θ^*, ϕ^* , ve referans hız vektörü v_h^* 'dır. Helikopterin x_h durum vektörü modellenen helikopterin kendi çıktısıdır ve sırasıyla helikopterin x, y, z eksenlerindeki öteleme hareketleri ile yine bu eksenlerdeki dönme hareketlerinden meydana gelir. Bir diğer helikopter

girdisi olan referans yunuslama ve yalpalama açılarının elde edilmesi helikopter modeli konusunda ele alınmıştır. Son helikopter girdisi olan v_h^* , görsel kontrolcüden elde edilen kamera hız bilgisinden helikopter hız bilgisine çevrilerek elde edilmektedir. Diğer bir deyişle görsel kontrolcüden elde edilen kamera referans hız vektörü v_c^* kameranin helikoptere göre konum bilgisinden T_c^h , yararlanılarak helikopter hız bilgisine v_h^* , çevrilir.

Helikopterin yükseklik, yunuslama, yalpalama ve sapma kontrolü yapılmıştır. Çıktı olarak elde edilen helikopterin durum bilgisi x_h , denklem 5.6 ile ifade edilen T dönüşüm matrisi kullanılarak 4x4'lük homojen dönüşüm matrisi T_h^0 şeklinde görüntü sistemine aktarılır.

6. BENZETİM SONUÇLARI

Benzetimler Matlab programı kullanılarak test edildi. Hava aracı üzerine yerleşik klasik bir perspektif kamera ve hareketsiz nesne durumu ele alınmıştır. Hedef konum yer eksenine göre tanımlanmış dört noktadan ibarettir. Böyle basit bir nesne kullanılarak gerçek zamanlı görüntü işleme hatalarına yol açmadan öznitelik bilgisi kolayca elde edilmiştir. Görsel kontrolcü için oransal kontrol yapısı kullanılmış ve bütün benzetimlerde aynı kontrolcü katsayısı, $\lambda=2$ kullanılmıştır.

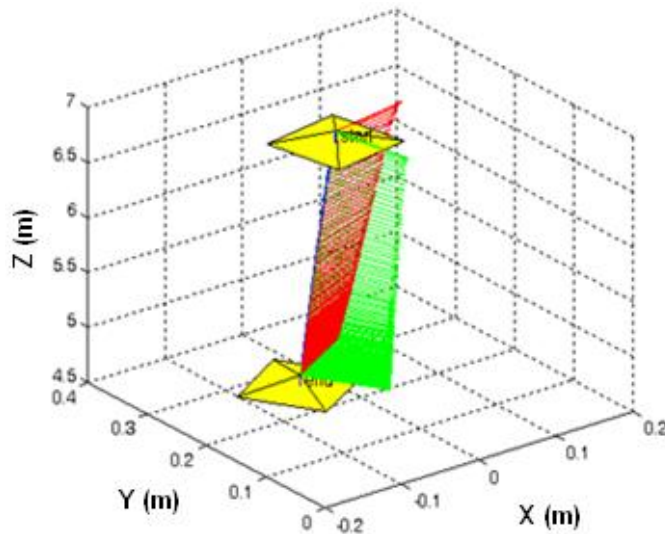
6.1 Görüntü Esaslı Görsel Servo Kontrol Benzetim Sonuçları

Birinci benzetim senaryosunda hava aracının yükseklik ve sapma kontrolü aşağıdaki üç durum için sınanmıştır:

- 1)İdeal durum,
- 2)Modelleme hataları,
- 3)Kalibrasyon hataları.

İkinci benzetim senaryosunda ise hava aracının yunuslama, yalpalama ve sapma kontrolleri ideal durum için sınanmıştır.

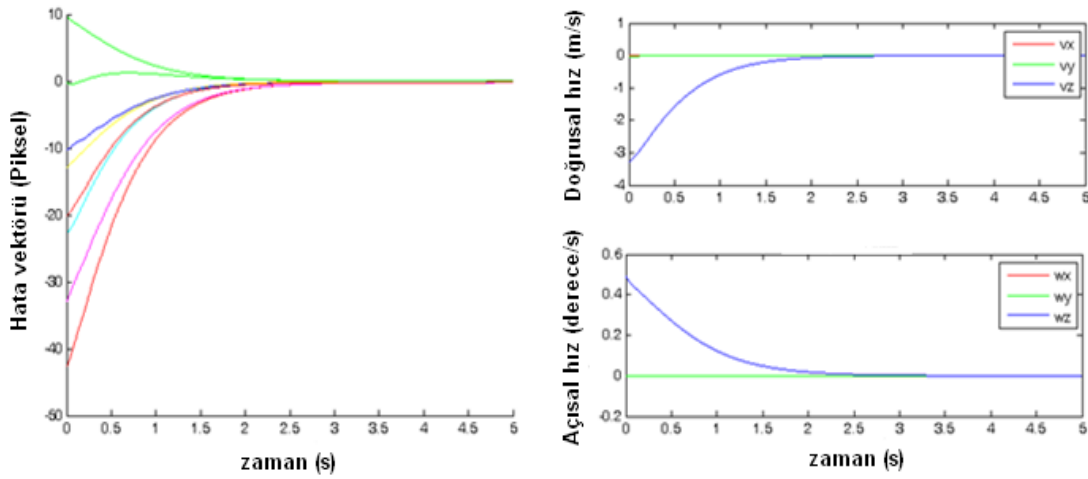
6.1.1 Birinci benzetim



Şekil 6.1: Kartezyen uzayda kamera yörüngesi.

Verilen görevde helikopterin iki metre aşağı inerken artı yönde 20° sapma açısı yapması istenmiştir. Şekil 6.1’de kameranın dolayısıyla helikopterin başlangıç ve bitiş konumu görülmektedir.

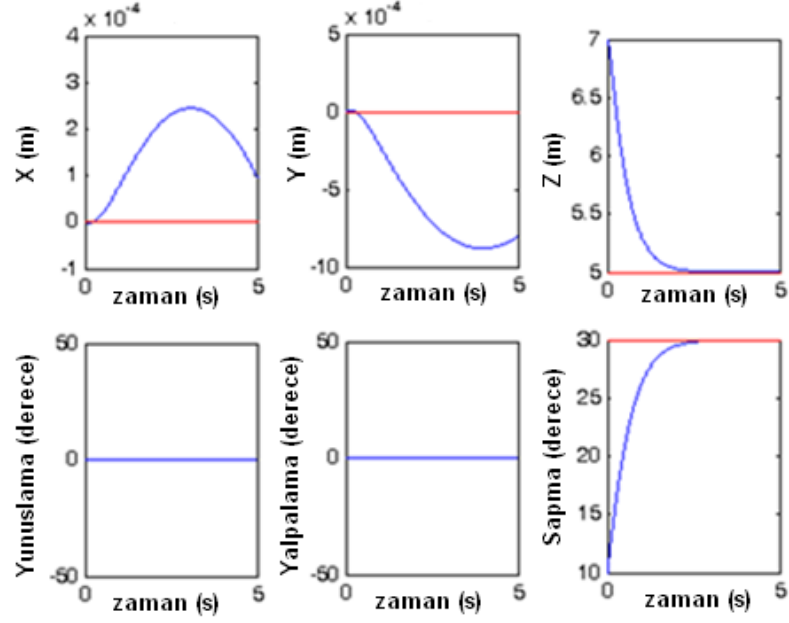
1) İdeal durum: İstenen konuma ulaşmak için öncelikle sistemin ideal durumdaki davranışı incelenmiştir. İdeal durumda doğru kamera kalibrasyon değerleri ve gerçeğe örtüşen bir derinlik bilgisine sahip olduğumuz varsayılmaktadır. Bu koşullarda açısal hızların küçük olmasından dolayı Şekil 6.1’de görüldüğü gibi kamera yörüngesi neredeyse düz bir çizgi şeklindedir. Beklenildiği gibi araç hedef konuma ulaşırken, mevcut hata vektöründe ve helikopter hızında eş zamanlı üstel bir azalma görülmüştür. Hata ve hız vektörü Şekil 6.2’de görülmektedir.



Şekil 6.2: İdeal durum (a) e hata vektörü, (b) Helikopter hızı.

v_x , v_y , v_z helikopterin doğrusal hızını gösterirken, w_x , w_y , w_z açısal hızlarını göstermektedir. Helikopterin hızlarının istenen konuma vardığında sıfıra ulaştığı görülmektedir.

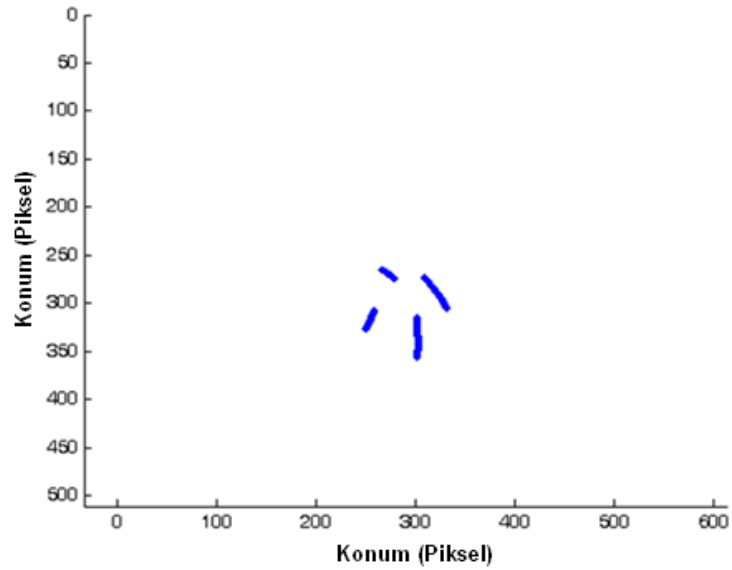
Başlangıç konumdan istenen konuma geliş esnasında helikopterin durumu Şekil 6.3’de görülmektedir.



Şekil 6.3: İdeal durum: Helikopterin konumu.

Burada helikopterin yunuslama ve yalpalama açılarını sabit tutarken istenen değerde sapma hareketini gerçekleştirdiği görülmüştür. Aynı şekilde z ekseninde istenen alçalmayı sağlamıştır. Helikopterin x ve y eksenlerindeki hareketi oldukça küçük olduğu için kabul edilebilir alınmıştır.

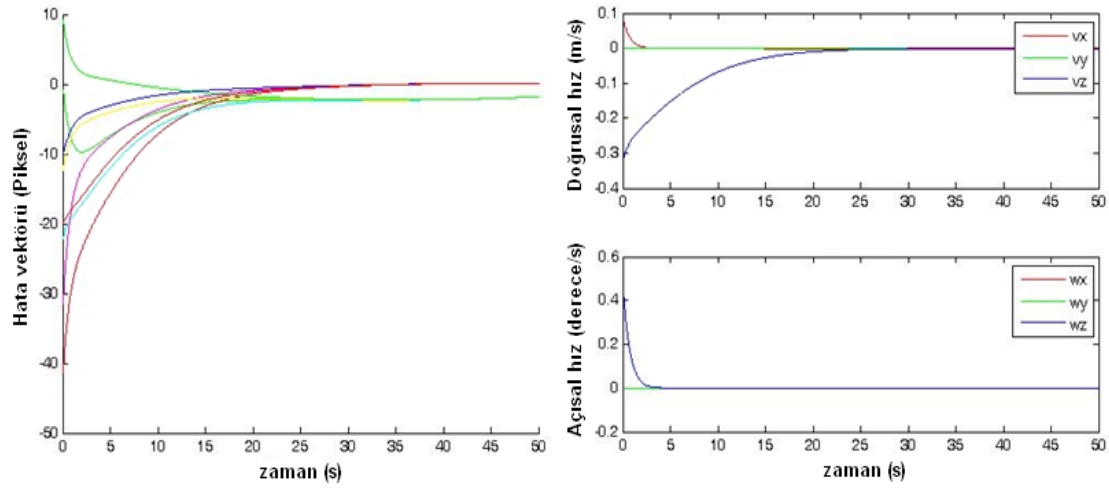
Helikopterin hareketi esnasında görsel yüzeylerin hareketi Şekil 6.4’de görülmektedir. Helikopter aşağı indiği için daire şeklinde temsil edilen kenarların hareketi dışarı doğru gerçekleşmiştir. Helikopterin sapma hareketi nedeniyle de dışa doğru hareket saat yönünün tersine doğru kıvrılmış görülmektedir.



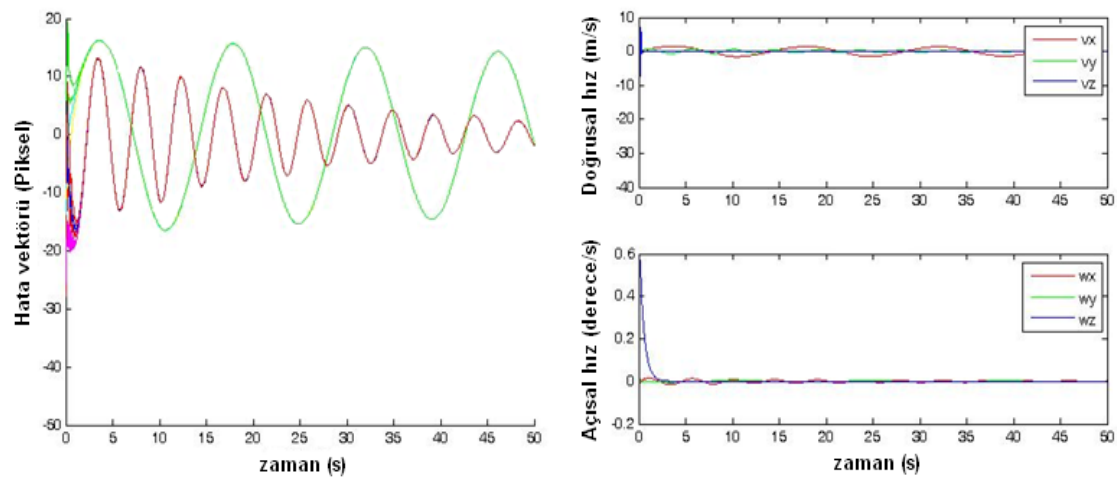
Şekil 6.4: İdeal durum: Yüzeylerin takip ettiği yörünge.

Ayrıca bu çalışmada yapılan bütün benzetim ve deneylerden elde edilen sonuçlarda gürültü bulunmadığı gözlenmektedir. Bu durum kullanılan nesnenin iyi ayırıklaştırılmış olmasından kaynaklanmaktadır.

2) Modelleme Hatası: Yapılan benzetimlerde helikopterin yüksekliği kameranın nesneye göre konumundan elde edilmektedir. Bu bilginin yanlış ölçülmesi durumunda sistemin kararlılığı yapılan 2 benzetim ile incelenmiştir. Böylece $Z = 0.1Z$ ve $Z = 10Z$ durumları ele alınarak elde edilen sonuçlar incelenmiştir. İki durum için hata ve helikopter hız vektörü sırasıyla Şekil 6.5 ve şekil 6.6'da görülmektedir.

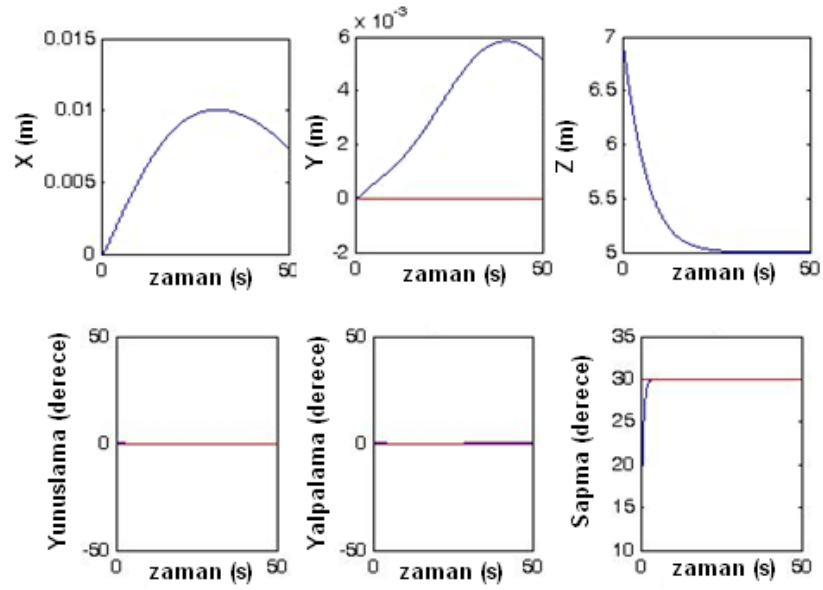


Şekil 6.5: Modelleme hatası $z=0.1z$ (a) e hata vektörü, (b) Helikopter hızı.

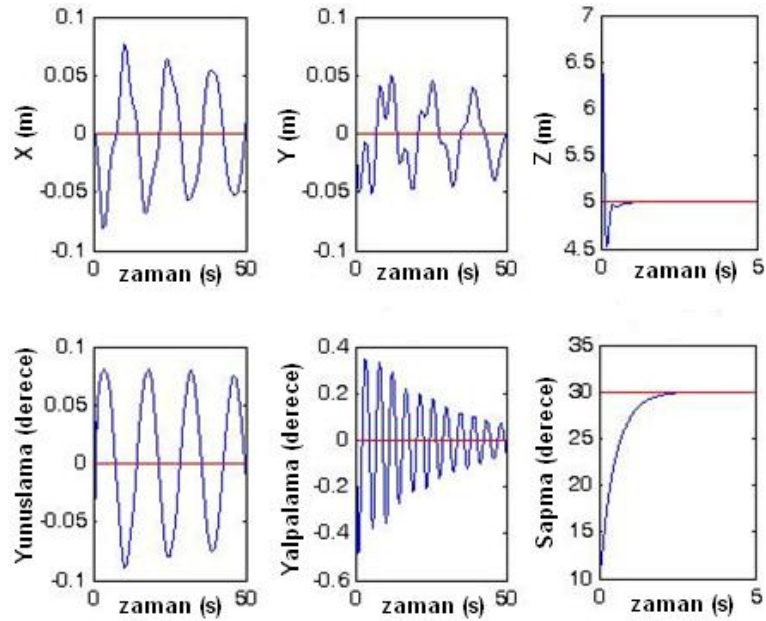


Şekil 6.6: Modelleme hatası $z=10z$ (a) e hata vektörü, (b) Helikopter hızı.

Şekil 6.5 ve şekil 6.6’da görüldüğü üzere her iki durumda da sistem yakınsamaktadır. Fakat yakınsama hızı ideal duruma göre epeyce düşüktür. Şekil 6.5(b)’de helikopterin yüksek doğrusal hızda olduğu, Şekil 6.6(b)’de ise düşük doğrusal hızda olduğu gözlemlenmiştir. Bunun nedeni doğrusal hız bilgisinin yükseklik bilgisine karşı daha hassas olmasıdır. Pratikte bu durum yani yükseklik bilgisinin aslından çok daha büyük ölçülmesi durumu daha yüksek bir kontrolcü katsayısı λ , kullanılarak aşılabilmektedir.



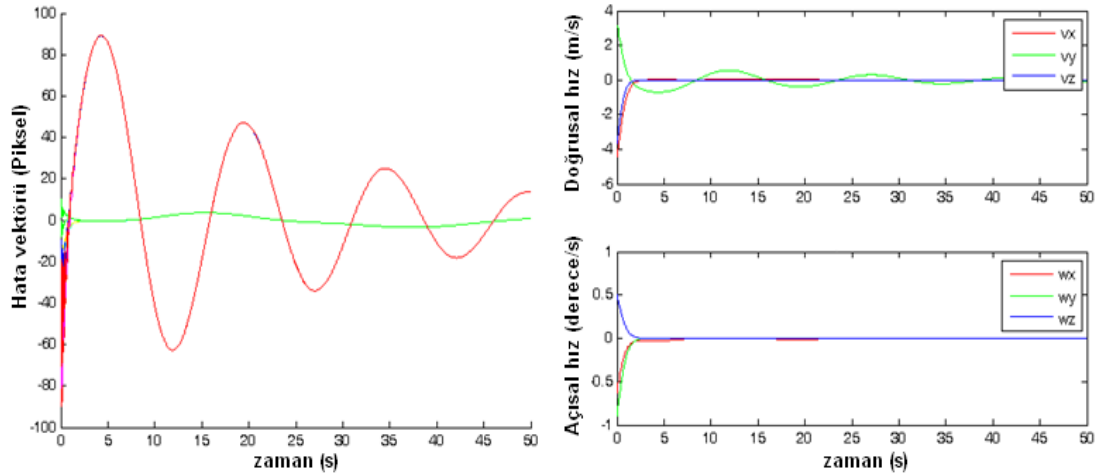
Şekil 6.7: Modelleme hatası $z=0.1z$: Helikopterin konumu.



Şekil 6.8: Modelleme hatası $z=10z$: Helikopterin konumu.

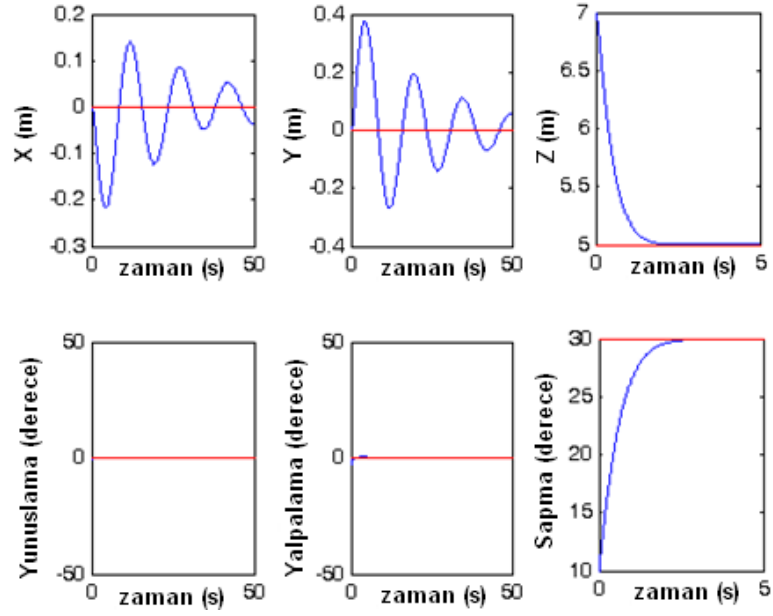
Yine helikopterin bu iki koşuldaki konumu da sırasıyla Şekil 6.7 ve 6.8’de gösterilmiştir. Her ne kadar helikopter istenen son konuma ulaşmış olsa da özellikle yükseklik bilgisi aslından büyük ölçüldüğü durumda helikopter hareketi salınımlara uğramaktadır.

3) Kalibrasyon hatası: Son olarak kamera kalibrasyon hatalarına karşı kontrol sisteminin kararlılığı incelenecektir. $\hat{f}_u > 0$ ve $\hat{f}_v > 0$ koşulu göz önüne alınarak kamera içsel parametreleri % 5 f_u , % -5 f_v , % -10 u_0 , % 10 v_0 şeklinde hatalı olarak sisteme aktarılmıştır. Elde edilen hata ve helikopter hız vektörü Şekil 6.9’da görülmektedir. Bu koşullar altında da sistemin yakınsadığı görülmektedir. Sistemin yakınsaması f_u ve f_v parametrelerine son derece duyarlıdır. Şekil 6.9(b)’de %5’ lik bir hata oranıyla bile bu parametrelere ilişkin görsel hatanın salınıma uğradığı görülmektedir. Buna karşın u_0 ve v_0 parametrelerindeki hata oranı çok daha esnektir ve bu parametrelere ilişkin hata bilgisi kalibrasyon hatalarına karşı daha az hassasiyet gösterir.



Şekil 6.9: Kalibrasyon hatası (a) e hata vektörü, (b) Helikopter hızı.

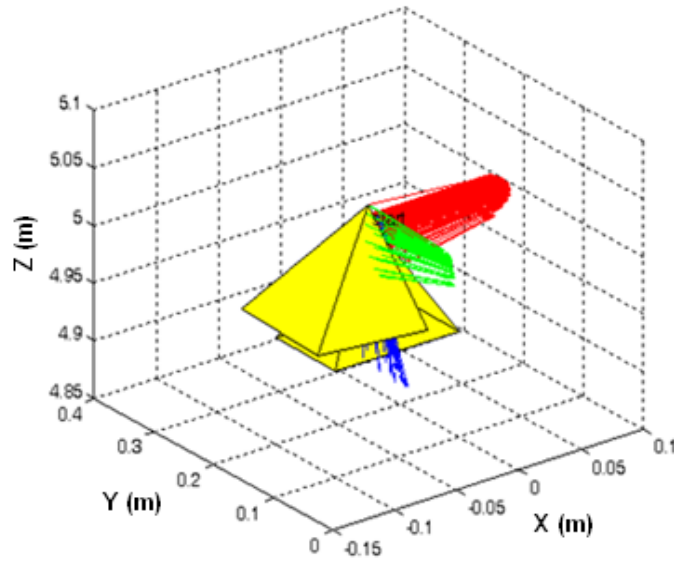
Yine helikopterin bu koşuldaki konumu 6.10’da gösterilmiştir. Her ne kadar helikopter istenen son konuma ulaşmış olsa da özellikle X ve Y eksenlerinde salınımların arttığı gözlenmektedir.



Şekil 6.10: Kalibrasyon hatası: Helikopterin konumu.

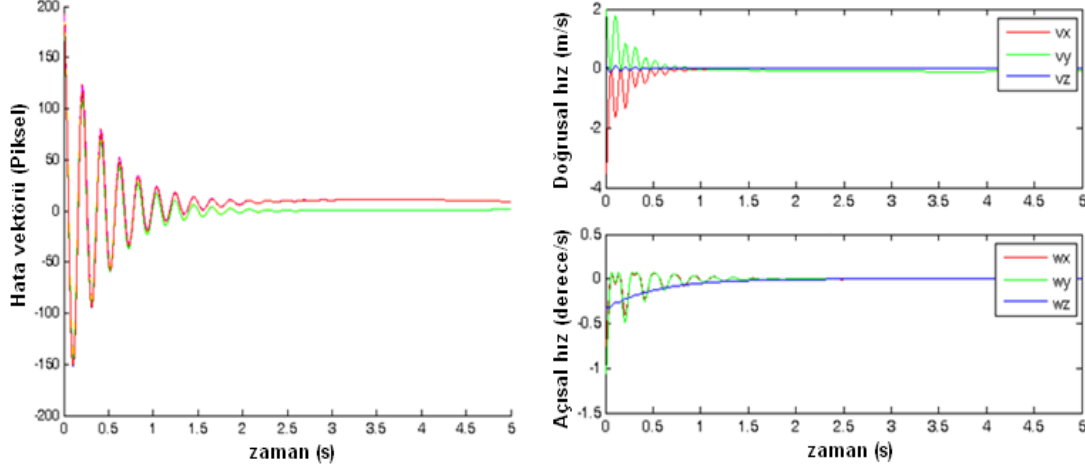
6.1.2 İkinci benzetim

İkinci benzetimde helikoptere başlangıç konum olarak 10’ar derece yunuslama, yalpalama ve sapma açısı verilerek, bütün açılarını sıfırlayarak konumunu koruması istenmiştir. Şekil 6.11’de kameranın dolayısıyla helikopterin başlangıç ve bitiş konumu görülmektedir. Sadece açı farkı olduğu, konum farkı olmadığı için kameranın başlangıç ve bitiş eksenleri çakışmıştır.



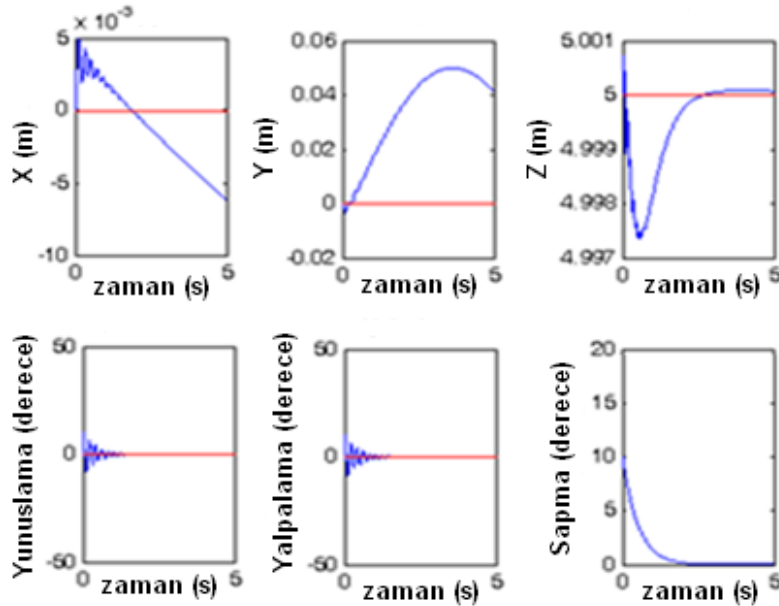
Şekil 6.11: Kartezyen uzayda kamera yörüngesi.

1) **İdeal durum:** İstenen konuma ulaşmak için sistemin ideal durumdaki davranışı incelenmiştir. İdeal durumda doğru kamera kalibrasyon değerleri ve gerçekte örtüşen derinlik bilgisine sahip olduğumuz varsayılmaktadır. Bu koşullarda araç hedef konuma ulaşırken, mevcut hata vektöründe ve helikopter hızında eş zamanlı üstel bir azalma görülmüştür. Hata ve hız vektörü Şekil 6.12’de görülmektedir.



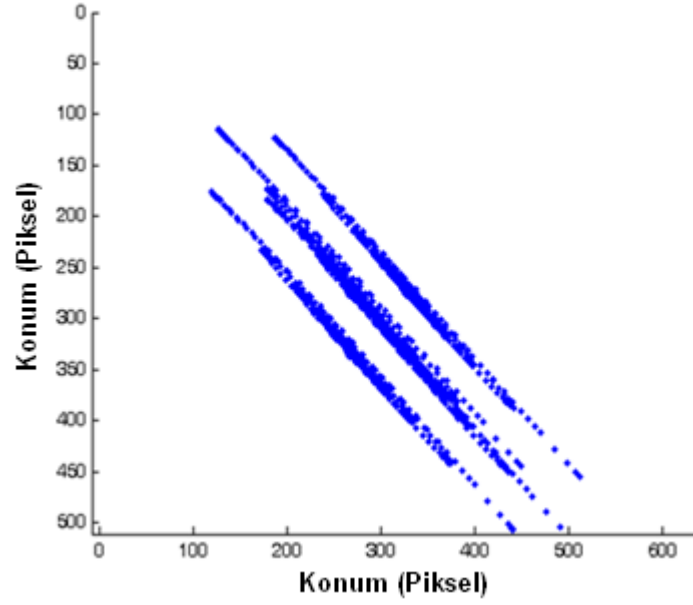
Şekil 6.12: İdeal durum (a) e hata vektörü, (b) Helikopter hızı.

Başlangıç konumdan istenen konuma geliş esnasında helikopterin durumu Şekil 6.13’de görülmektedir. Burada helikopterin açıları sıfır derecede sabit tuttuğu gözlenmiştir. Helikopterin x ve y ve z eksenlerindeki hareketi oldukça küçük olduğu için kabul edilebilir alınmıştır.



Şekil 6.13: İdeal durum: Helikopterin konumu.

Helikopterin hareketi esnasında yüzeylerin konumu Şekil 6.14’de görülmektedir. Helikopter üç yönde açısal hareket yaptığı için daire şeklinde temsil edilen kenarların hareketi savrulmuş ve çakışık haldedir. Burada sapma hareketi nedeniyle yine saat yönünün tersine kayan noktalar, yunuslama hareketi ile uzun çizgiler halinde görülmektedir. Yalpalama hareketi ise uzun çizgi haline gelen noktalar kümesine bir miktar kalınlık sağlamıştır.



Şekil 6.14: İdeal durum: Yüzeylerin takip ettiği yörünge.

7. DENEYLER

Önceki bölümlerde helikopterin ve görsel algılayıcının modellenmesi yapılmış, quadrotorun açısal ve doğrusal hareketlerini kontrol edebilen PD kontrolcüler tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrolcülerle yapılan benzetimlerin tatmin edici bulunması sonucu algoritma kontrolcülerin verimini daha iyi görmek açısından gerçek deney ortamında sınanmıştır.

Bunun için bir deney düzeneği hazırlanmış ve quadrotorun bilgisayarla kontrol edilmesi amaçlanmıştır. Bu kısımda aracın sapma açısının kontrolü gösterilmiştir. İrtifa ve x,y,z eksenlerindeki doğrusal hızları ölçebilecek algılayıcıların deney düzeneğine eklenmesiyle tasarlanan kontrolcülerin bu konumları kontrol etmesiyle ilgili deneylerin de yapılması mümkündür. Sapma açısının kontrolü önce görüntü esaslı görsel servolama sistemi ile sonra ise hibrit servolama sistemi ile sağlanmış ve elde edilen sonuçlar sergilenmiştir.

7.1 Deney Düzeneği



Şekil 7.1: Deney düzeneği.

Deney düzeneği quadrotor, IMU ve kameraların teleskopik ayak üzerine yerleştirilmesi ile oluşturulmuştur. Quadrotor ve quadrotorun pili mafsalın üzerindeki tablanın tam ortasına bağlanarak ağırlık dengesi deney düzeneğinin

ortasında, mafsalda sağlanmıştır. Kameralar ve IMU yerleştirilirken ise yine bu dengenin korunması sağlanmıştır. Böylece quadrotor hareketsiz iken bütün ağırlıklarla birlikte mafsalın tüm açıları sıfır konumunda ve kameralar yere paralel durumdadır. Hareketli kamera teleskopik ayağın tablasına yerleştirilmiş, IMU cihazı ve tüm yönlü kameranın yerleştirilmesi için ise tahta bir platform hazırlanarak tablanın diğer ucuna eklenmiştir. Hazırlanılan deney düzeneği şekil 7.1’de görülmektedir.

Teleskopik ayak

Teleskopik ayak dört adet kilitlenebilir tekerlek sayesinde x, y eksenlerindeki hareketi sağlayabilmektedir. Düşey yönde hareket de mümkündür ancak helikopterin üzerindeki kameralarla birlikte ağırlığından dolayı deney kapsamında sadece quadrotorun aı kontrolü incelenmiştir. Yerden yüksekliği 1.43 metredir. Teleskopik ayak tepesindeki oynar mafsal üzerindeki tabla ile üzerine yerleştirilen cihazın 360° sapma ve yaklaşık $\pm 20^\circ$ yalpalama ve yunuslama hareketine müsaade etmektedir.

Quadrotor

Deneylerde şekil 7.2’de görülen Draganflyer markalı radyo kontrollü helikopter kullanılmıştır. Draganflyer IV Helikopter 48 cm’lik çapı ile küçük ve atak bir helikopterdir. Gövdesi hafif karbon fiber malzemedendir. Pervaneleri ise kompozit köpüktür. Termal plastik rotorları etkin, sağlam ve ucuzdur. zerinde mikro-kamera taşıyıcı kiti mevcuttur. Dört adet yüksek hızlı elektrik motoru vardır.



şekil 7.2: Draganflyer IV.

4 kanallı Futaba radyo verici ile kontrol edilmektedir. Ağırlık ve yunuslama, yalpalama, sapma açılarını içeren uçuş komutlarını kontrol etmek için 4 pervane ve beraberinde üç adet piezo cayroskop kullanılır. Ayrıca açık hava uçuşları için dört

adet kızıl ötesi algılayıcı vardır. Bu kızıl ötesi algılayıcılar gökyüzü ile yer arasındaki kızıl ötesi ışık farkından yararlanarak quadrotoru dengede tutmaya yardımcı olurlar. Araçta bulunan bilgisayar vericiden gelen komutu okur ve uygular. Araçta bulunan 3 hücreli lityum polimer batarya 15-20 dk. uçuşa müsade etmektedir. Araca ait teknik özellikler EK B.1 kısmında Çizelge B.1’ de görülmektedir.

Radio Verici

Quadrotora sinyaller Şekil 7.3’de görülen radyo vericiyle gönderilmektedir. Verici üzerindeki iki kol vasıtasıyla dört farklı kontrol sinyali üretilebilir. Bunlar quadrotor modeline uygun olarak motor dönüş hızlarını değiştirerek sırasıyla düşey yöndeki hareketi, yunuslamayı, yalpalamayı ve sapmayı kontrol eder. Verici, paralel port vasıtasıyla ana bilgisayara bağlanmıştır ve yazılan kod vasıtasıyla komutlar ana bilgisayardan quadrotora gönderilebilmektedir. Quadrotor üzerindeki yerleşik devre bu sinyalleri işleyerek motorlara iletir.



Şekil 7.3: Futaba T4VF FM radyo verici.

Kamera

Deney düzeneğine PTZ özellikli bir hareketli kamera eklenmiştir. Aslında quadrotor gerçekte bu ağırlıktaki bir kamerayı taşıyamamaktadır. Fakat deneylerin test düzeneğine bağlı gerçekleştirilmesi nedeniyle bu kameranın kullanımı uygun görülmüştür. Böylece görüntü kalitesinin daha da artırılması sağlanmıştır. Kamera kalibrasyonu Matlab kamera kalibrasyon araç kutusu kullanılarak gerçekleştirilmiştir [39]. PTZ kameraya ek olarak tüm-yönlü bir kamera deney düzeneğine eklenmiştir. Algoritma ve kontrolcülerin gelecek çalışmalarda tüm yönlü kamera ile de sınanması amaçlanmaktadır. SONY EVI-D70P marka PTZ kamera ve VStone VS-C450N-TK

marka katadioptrik tüm yönlü kamera şekil 7.4’de görülmektedir. Kameraya ait teknik özellikler EK B.2 kısmında Çizelge B.2’de görülmektedir [40].



Şekil 7.4: Sony EVI-D70P PTZ kamera, VStone VS-C450N-TK kamera.

Ataletsel Ölçüm Ünitesi (IMU)

Helikopteri kontrol etmek için önce helikopterin hareketini algılamak gerekir. Bu görevi sağlaması için deney düzeneğine bir adet IMU yerleştirilmiştir. IMU yerleştirilirken manyetik alandan etkilenmemesi dikkate alınarak tahta bir yüzey üzerine yerleştirilmiştir. Deneylerde kullanılan IMU Şekil 7.5’de görülmektedir.



Şekil 7.5: 3DM-GX1 adlı IMU.

Matlab’de yapılan benzetimlerde helikopter modeli kullanılmaktaydı. Deneylerde ise aracın anlık yunuslama, yalpalama, sapma açıları ve bu açıların zamana göre değişimi olan açısal hızlar IMU cihazı kullanımı ile elde edilmektedir. Deneyler esnasında IMU seri port ile bilgisayara ve güç kablosu ile elektriğe bağlı bulunmaktadır. Cihaza ait teknik özellikler EK B.3 kısmında Çizelge B.3’de görülmektedir [41].

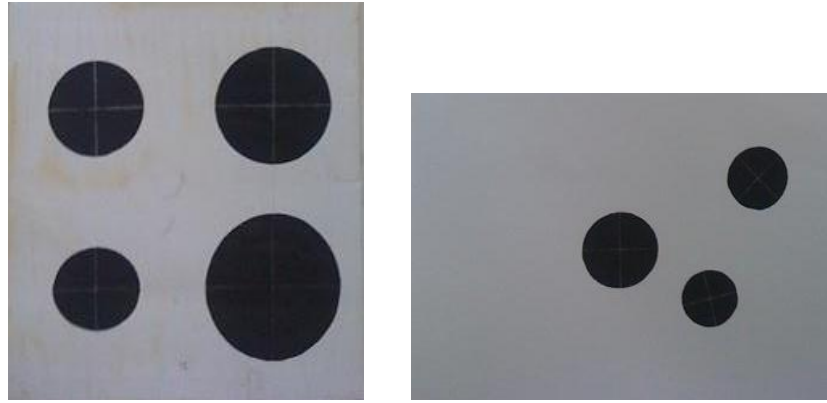
Diğerleri

Kullanılan ana bilgisayar dört çekirdekli Intel Core2Quad 2.40Ghz işlemciye ve 4 GB RAME sahiptir. İşletim sistemi Windows XP’dir. Görüntü işleme kartı Matrox Morphis

olup üzerinde iki ayrı resim sayısallaştırıcı barındırır. Bu, iki ayrı kameradan gelen verilerin birbirlerinden bağımsız olarak kart üzerinde işlenebilmesine olanak sağlar.

7.2 Deney Sonuçları

Deneylerde kamera ile takip edilecek nesne; beyaz arka plan üzerinde siyah daireler olan düzlemsel bir örüntüden ibarettir. Nesnenin basit yapısı görüntü işlemede kolaylık ve hız sağlamaktadır. Görüntü esaslı görsel servolama için dört dairesel 23x21 cm ebatlarında düzlemsel bir örüntü kullanılmıştır. Hibrit servo kontrolde ise bölüm 3.2’de anlatıldığı gibi sanal bir küreyi oluşturacak özellikte 3 daireden oluşan 21x23 cm’lik düzlemsel bir örüntü kullanılmıştır. Deneyler esnasında örüntü yani nesne yerde durmakta ve deney boyunca kameraya paralel bir konumda bulunmaktadır. Deneylerde kullanılan örüntüler Şekil 7.6’da görülmektedir.



Şekil 7.6: Deneylerde kullanılan örüntüler.

Görüntü işlemede hız ve kalite açısından Matrox Görüntüleme Kütüphanesi 8.0 (Matrox Imaging Library, MIL) kullanılmıştır. Öznitelik vektörünün elde edilmesi, referans hızın hesaplanması ve quadrotorun gerçek zamanlı kontrol için oluşturulan kodlar C++ dilinde yazılmıştır. Elde edilen sonuçlar MATLAB programına aktarılarak resmedilmiştir.

Sistemin çalışma prensibi kısaca şöyledir: Sony PTZ kamera ile yerde duran hedef görüntülenir ve elde edilen bilgi bilgisayarın görüntü işleme kartına iletilir. Bilgisayar IMU ve kameradan gelen bilgileri, yazılan algoritmaya göre işlemekte ve elde edilen bilgileri vericiye sinyal olarak iletmektedir. Quadrotor alıcısından gelen bu sinyallere göre istenen davranışı sergilemektedir. Böylece helikoptere bütünleşik bir kamerayı ana algılayıcı olarak kullanıp iç döngüde helikopterin kontrolü sağlanmıştır. Görsel

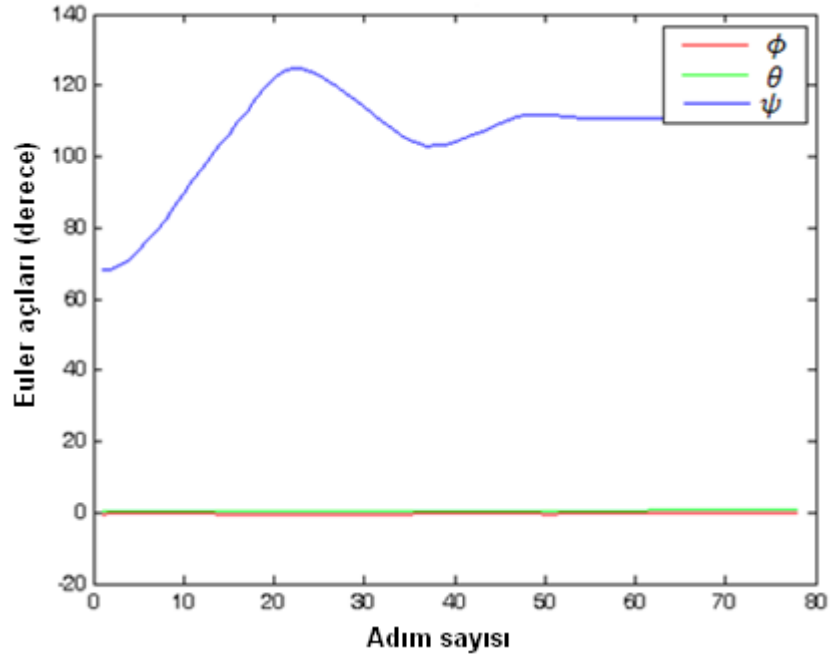
The diagram illustrates a parallel connection setup. A computer is connected to three different devices: a black handheld remote control, a blue receiver module, and a black camera. The connection to the remote control is labeled "Paralel Bağlantı". The connections to the receiver and camera are both labeled "RS232". A lightning bolt symbol is placed between the remote control and the receiver/camera section. A photograph of a quadcopter drone is shown on the right side of the diagram.

Gerçekleştirilen deney çalışmasında helikopterin yönelme aç

7.2.1.1 Birinci deney

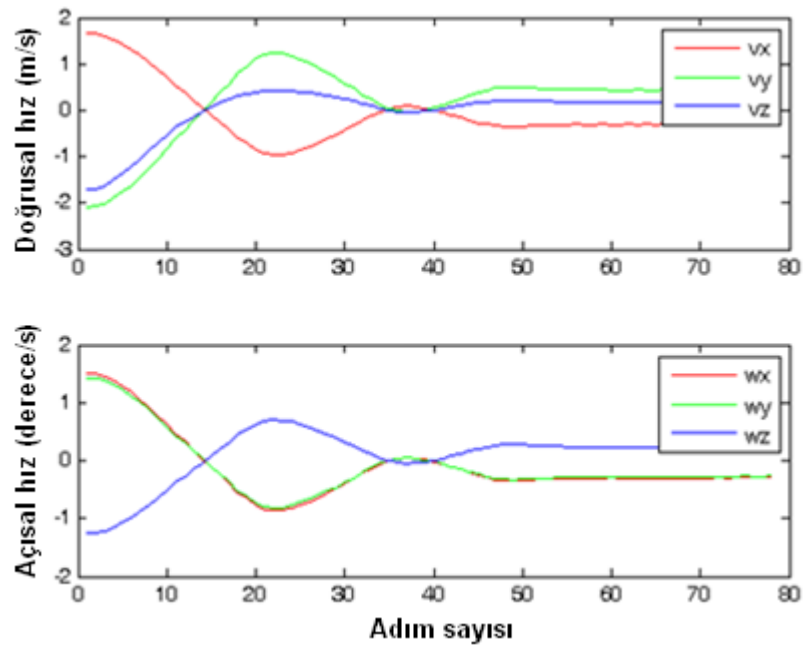
Bu deneyde örüntü yerde sabittir. Helikopterin artı yönde 40 derece kadar dönmesi hedeflenmiştir. Helikopterin sapma açısının deney esnasındaki değişimi Şekil 7.8’ de gösterilmiştir. Şekilde de görüldüğü üzere araç 70 derece yönelme açısı ile başlayarak, 110 derece yönelme açısına hafif bir salınıma uğrayarak ulaşmaktadır. Deney esnasında yunuslama ve yalpalama açılarını sıfır derecedir.

Bu deneyde oruntu ye



Şekil 7.8: Deney 1, Sapma açısının değişimi.

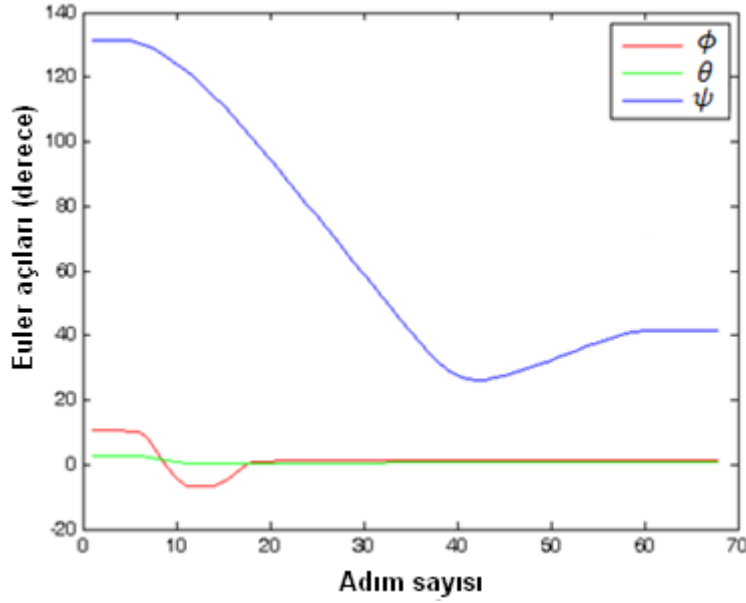
Deney süresince hedefe ulaşmak için gereken referans hızlar görsel kontrolcü tarafından hesaplanmıştır. Referans hız bilgisi Şekil 7.9’da verilmiştir. Doğrusal hızlardaki küçük değişimler daha yüksek dereceden momentlerin kullanımı ile giderilebilmektedir [26]. Burada istenen yönelme açısının sağlanmasıyla birlikte w_z sapma açısal hızının da istenildiği gibi sıfıra gittiği görülmektedir.



Şekil 7.9: Deney 1, Sapma açısal hızının değişimi.

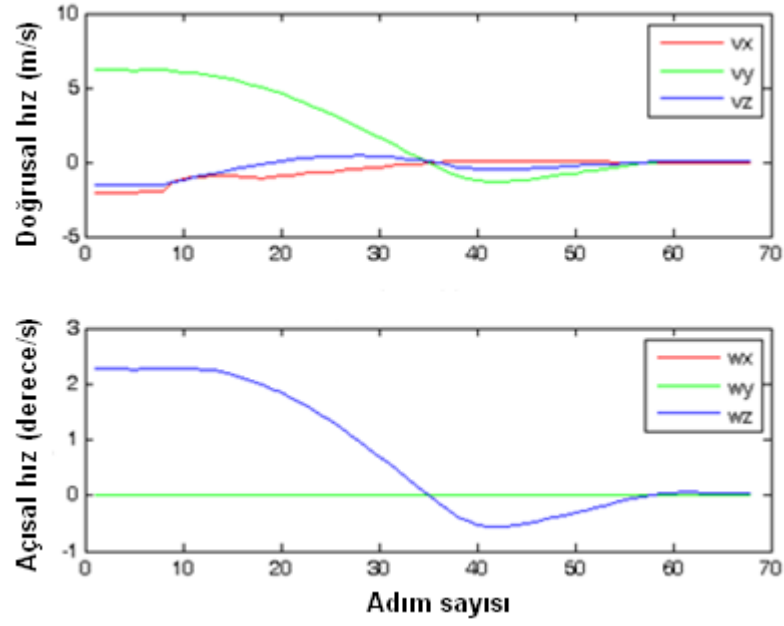
7.2.1.2 İkinci deney

Bu deneyde örüntü hareket etmekte helikopter ise onu takip etmektedir. Helikopterin örüntüyü başarılı bir şekilde takip ettiği gözlenmiştir. Deney süresince helikopterin sapma açısı değişimi Şekil 7.10’da gösterilmiştir. 130 dereceden yaklaşık 20 dereceye kadar takip sağlandıktan sonra örüntünün ters tarafa hareket ettirilmesi sonucu ters yönde sapma açısı ile helikopter 40 derece civarına gelmiş ve deney bitirilmiştir.



Şekil 7.10: Deney 2, Sapma açısının değişimi.

Referans hız bilgisi Şekil 7.11’ de verilmiştir. İstenen yönelme açısının sağlanmasıyla birlikte w_z sapma açısal hızının da istenildiği gibi sıfıra gittiği görülmektedir.



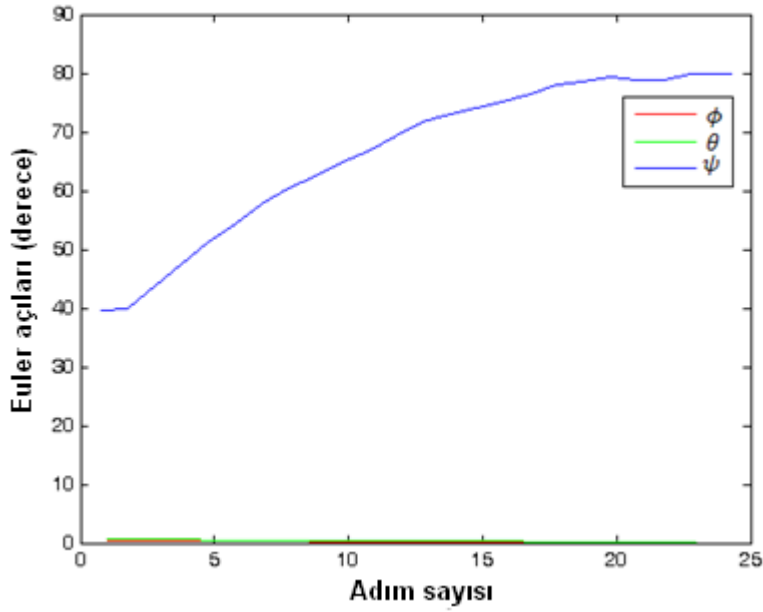
Şekil 7.11: Deney 2, Sapma açısal hızının değişimi.

7.2.2 Hibrit servolama ile yapılan deneyler

Bu kısımda gerçekleştirilen deney çalışmasında helikopterin yönelme açısı hibrit görsel servolama yöntemi ile kontrol edilmiştir. İki adet deney yapılmıştır. İlk deneyde nesne yerde sabit kalmakta helikopter nesneyi referans alarak gitmesi istenen sapma açısına ulaşmaya çalışmaktadır. İkinci deneyde ise nesne yerde hareket halinde ve helikopter ise sapma açısını değiştirerek nesneyi takip etmektedir. Takip esnasında helikopterin nesne üzerindeki sanal kürenin merkezi olarak kabul edilen noktaya bakacak şekilde üzerinde kalması gerekmektedir. Deney süresi boyunca kamera yerdeki düzlemsel örüntüye paralel bir konumda durmaktadır.

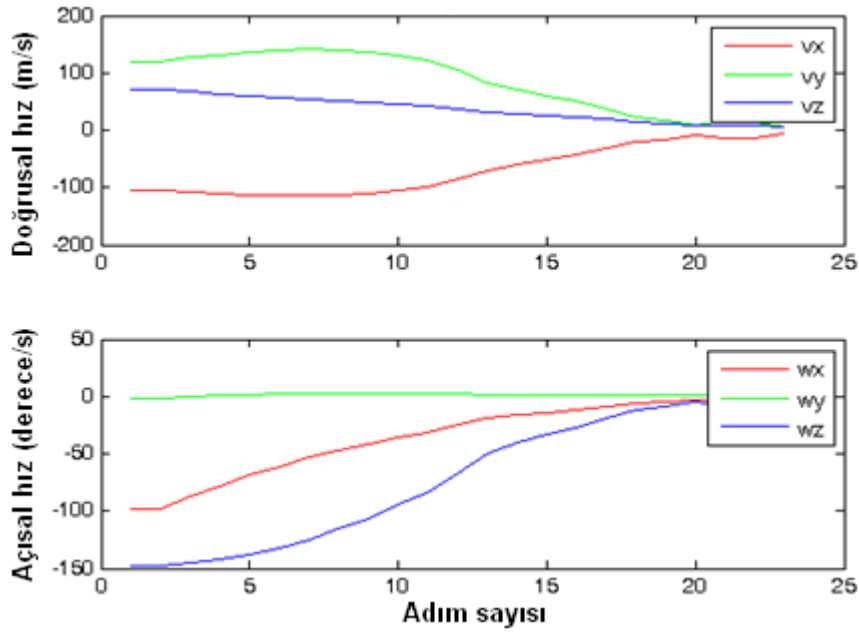
7.2.2.1 Birinci deney

Bu deneyde nesne yerde sabittir. Helikopterin artı yönde 40 derece kadar ilerlemesi hedeflenmiştir. Bu deneye ait helikopter Euler açıları Şekil 7.12’de verilmiştir. Şekilde de görüldüğü üzere araç 40 derece yönelme açısı ile başlayarak, 80 derece yönelme açısına ulaşmıştır. Deney esnasında helikopterin yunuslama ve yalpalama açıları sıfırdır.



Şekil 7.12: Deney 1, Sapma açısının değişimi.

Referans hız bilgisi Şekil 7.13’de verilmiştir. İstenen yönelme açısının sağlanmasıyla birlikte w_z sapma açısal hızının da istenildiği gibi sıfıra gittiği görülmektedir.

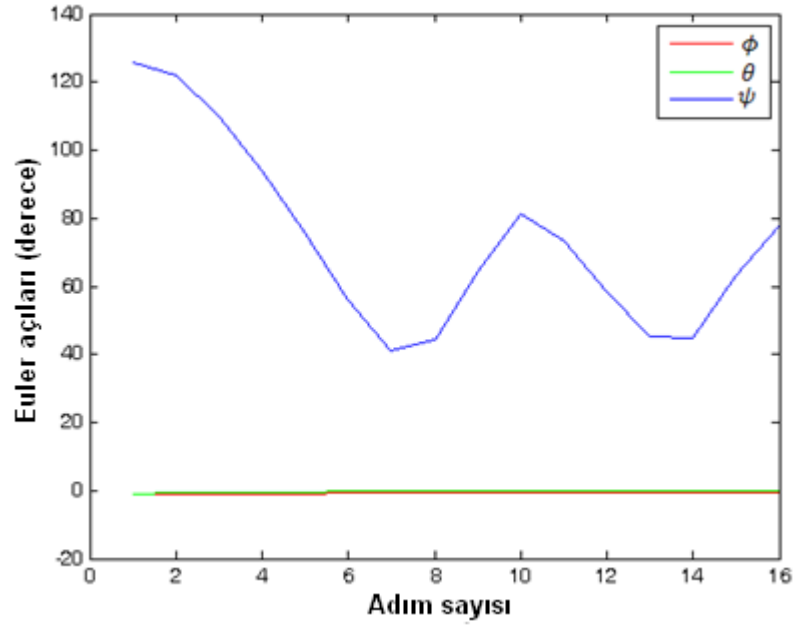


Şekil 7.13: Deney 1, Sapma açısal hızının değişimi.

7.2.2.2 İkinci deney

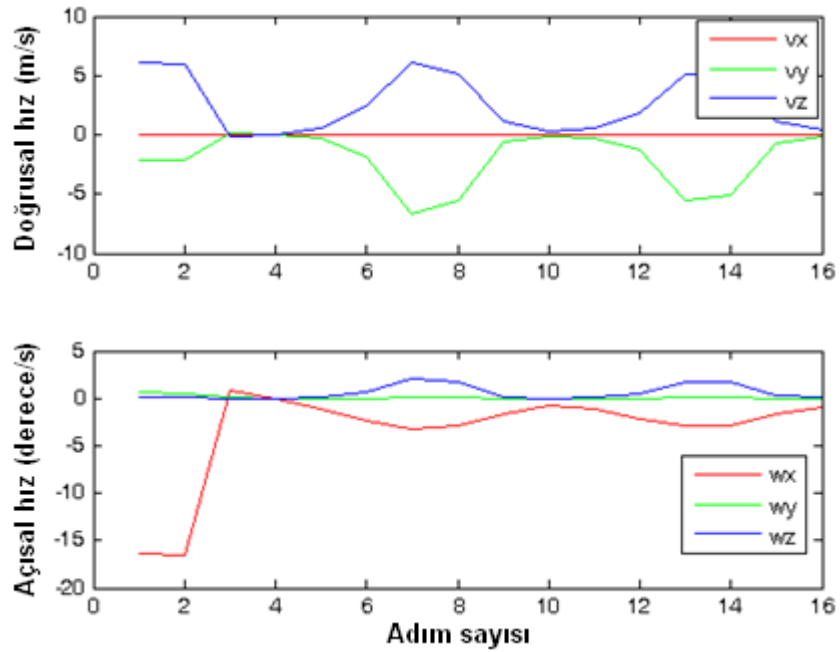
Bu deneyde nesne hareket etmekte helikopter ise onu takip etmektedir. Helikopterin nesneyi başarılı bir şekilde takip ettiği gözlenmiştir. Bu deneye ait helikopterin sapma açısı değişimi Şekil 7.14’de verilmiştir. 130 dereceden yaklaşık 40 dereceye kadar takip sağlandıktan sonra nesnenin ters tarafa hareket ettirilmesi sonucu ters yönde

sapma açısı ile helikopter 80 derece civarına gelmiş ve nesnenin bu şekilde ileri geri hareket ettirilmesi ile deney bitirilmiştir.



Şekil 7.14: Deney 2, Sapma açısının değişimi.

Deney süresince elde edilen referans hız bilgisi Şekil 7.15' de verilmiştir. İstenen yönelme açısının sağlanmasıyla birlikte w_z sapma açısal hızının da istenildiği gibi sıfıra gittiği görülmektedir.



Şekil 7.15: Deney 2, Sapma açısal hızının değişimi.

8. SONUÇLAR

Bu çalışmada quadrotor hava aracının görsel servo kontrol yöntemi ile kontrol edilmesi gerçekleştirilmiştir. Çalışmada görsel algılayıcı, öncelikle klasik görüntü esaslı görsel servo kontrol ilkeleri benimsenerek tamamen 2 boyutlu görsel bilgiyi kullanarak tasarlanmıştır. Daha sonra ise bu çalışmadan elde edilen bilgi ve tecrübeler doğrultusunda daha iyi bir sistem elde etmek adına daha farklı bir yöntem denenmiştir. Bu yöntem görüntü esaslı görsel servo kontrol (2B görsel servo kontrol) ve konum bilgisi esaslı görsel servo kontrol (3B görsel servo kontrol) yöntemlerinin melez olan hibrit bir görsel servo kontrol yöntemi şeklinde ifade edilmektedir. Yeni çalışmada görsel algılayıcı 2 ve 3 boyutlu görsel bilgiyi bir arada kullanacak şekilde tasarlanmıştır. 3 boyutlu görsel bilginin kestirimi yine görüntü düzleminden elde edilmekte; sistem, konum bilgisi esaslı görsel servo kontrol yönteminde olduğu gibi nesnenin katı modeli vb. harici bir 3 boyutlu bilgi gerektirmemektedir. Öte yandan hibrit kontrol yöntemiyle elde edilen görüntü etkileşim matrisi daha basit yapıda olup, görüntü esaslı metotta olduğu gibi kameranın anlık yüksekliğinin hesaplanmasına ihtiyaç duyulmamaktadır. Görüntü etkileşim matrisinin karmaşık yapısının giderilmesi isteği ikinci çalışmanın gerçekleştirilmesinin ana nedenlerinden biridir. Bu zorluğun aşılmasında hibrit görsel servo kontrol yönteminde kullanılan birleşik merkezli izdüşüm metodu ve bir kürenin küresel izdüşümü metodu oldukça etkili olmuştur. Alışlagelmiş perspektif izdüşüm yöntemi ile 3 boyutlu gerçek bir nokta 2 boyutlu bir yapıda temsil edilebilirken, birleşik merkezli izdüşüm yöntemi ile gerçek nokta oransal bir şekilde yine 3 boyutlu olarak temsil edilmektedir. Böylece gerçek noktanın yükseklik bilgisi tamamen kaybedilmemektedir.

Küresel bir nesnenin kamera eksenine çakışık olduğu varsayılan birim küre üzerine izdüşümü bir süredir gündeme gelmiş ve halen gelişmekte bir konudur (küresel momentlerin öznitelik bilgisi olarak kullanılması vb.). Üç boyutlu iki nokta kullanılarak sanal bir küre elde edilmesi fikri ise son zamanlarda ortaya atılmış oldukça ilginç bir çalışmadır. Küresel cisim kullanımının sakıncalı veya imkansız olduğu durumlarda (hava aracının pistteki nesne üzerine inişi vb. durumlar) oldukça yararlıdır. Bu tez çalışmasında hibrit kontrol deneylerinde kullanılan nesne sanal bir

küre meydana getirmek üzere düzlemsel bir platforma yapıştırılmış üç adet daireden ibarettir.

Çalışmanın teorik kısmı bittikten sonra uygulama kısmına geçilmiştir. Bu nedenle Matlab programı ile Simulink' te quadrotor hava aracının görüntü esaslı görsel servo kontrol ve hibrit görsel servo kontrol yöntemleri ile kontrol edilmesini içeren birer benzetim modeli geliştirilmiştir. Hibrit görsel servo kontrol yöntemine ait benzetim sonuçlarına bu çalışmada değinilmemiştir. İki ayrı yöntem ile elde edilen benzetim sonuçlarının yeterli görülmesi neticesinde deney aşamasına geçilmiştir. Bu iş için Quadrotor, kamera ve IMU cihazının yerleştirildiği bir deney düzeneği hazırlanmıştır. Algoritma C++ dilinde programlanarak laboratuvar ortamında gerçek zamanlı deneyler yapılmıştır. Deneylerde görüntü işleme için C dilinde tasarlanmış olan Matrox görüntü işleme kütüphanesi (MIL 9) kullanılmıştır. Elde edilen deney sonuçları sistemin başarılı olarak çalıştığını ve İHA sistemlerinde görsel servo kontrolün başarıyla uygulanabileceğini göstermektedir.

Bu noktada görsel servo kontrolün bir kontrol yöntemi olarak kalitesi sorgulanabilir.

Bu iş ise bazı kararlılık ve verim kriterleri göz önüne alınarak gerçekleştirilebilir.

Kararlılık sorunları söz konusu olduğunda görüntü esaslı görsel servo kontrol yönteminin mükemmel olduğu söylenemez. Bu yöntemde, görüntü etkileşim matrisinde yer almaları nedeniyle üç boyutlu bilgiyi içeren parametrelerin tahmin edilmesi oldukça önemlidir. Aslından çok daha küçük bir tahmin sistemi karasız hale getirebilir. Çok büyük bir tahmin ise istenen konuma ulaşmayı engellemez fakat bu konuma ulaşmak için katedilen yörüngede bozuntulara yol açar. Görüntü esaslı görsel servo kontrolde görsel algılayıcı, öznitelik bilgisinin direkt görüntü uzayından elde edilmesi nedeniyle iki boyutlu bir algılayıcı olarak ele alınır. Bu yaklaşım monoküler kamera (tek bakış açılı kamera) kullanıldığında oldukça gerçekçidir ve görüntü esaslı görsel servo kontrolün kalibrasyon ve görüntü işleme hatalarına karşı oldukça dayanıklı olmasına olanak sağlar. Bununla birlikte görüntü esaslı görsel servo kontrol yöntemi kusursuz değildir. Fark edilmesi gereken alan büyüdükçe görüntü etkileşim matrisi yerel minimuma ulaşabilir veya tekil bir noktaya temas edebilir. Buna ek olarak, kamera yörüngesi öngörülemez hale gelebilir. Hatta sık sık verimsiz kartezyen yörüngeleri izlemeye başlayabilir.

Hibrit görsel servo kontrol yöntemi kararlılık açısından ele alınmadan önce sınıflandırılması yapılacaktır. İlk olarak; bu yöntemde öznitelik bilgisi iki adet 3 boyutlu noktanın görüntüsünden direkt olarak (kamera içsel parametreleri ile) elde

edildiği için yöntem salt 2B görsel servolama yöntemi gibi davranmaktadır. Diğer taraftan bu yöntemde öznitelik bilgisi aracın açısal konum bilgisinin (euler açıları) oransal bir değerini içerdiği için yöntem neredeyse salt 3B görsel servolama yöntemi gibi davranmaktadır. Son olarak ise öznitelik bilgisinin ilk üç terimi nesne olarak kullanılan kürenin yarıçapı ile ya da yarıçapın tahmini bir değeri ile çarpılarak yöntem tamamen 3B görsel servolama yöntemine dönüştürülebilmektedir. Bu nedenlerle yeni bir sınıflandırmaya gidilmesi gereği doğmuş ve bu hibrit görsel servo kontrol yöntemi literatürde $2 \frac{1}{2}$ B görsel servolama yöntemi adını almıştır [6].

Bu melez yöntem kararlılık açısından incelendiğinde ise şu sonuçlar ortaya çıkmaktadır: Bu yöntemde de görüntü etkileşim matrisinde üç boyutlu bilgiyi içeren R parametresi yer almaktadır. Fakat bu parametrenin doğru tahmini hassas bir mesele değildir. $\hat{R} \in]0, +\infty[$ genel asimptotik kararlılık için yeterlidir. $\hat{R} < 0$ için ise sistem kararsız hale gelir. Yani modelleme hatalarına karşı $2 \frac{1}{2}$ B görsel kontrol son derece dayanıklıdır. Öte yandan görsel bilginin ilave bir işleme sokulmadan direkt kontrolcü girdisi olarak kullanılması nedeniyle görüntüden kaynaklanan gürültüye ve görüntü işleme hatalarına karşı 2B görsel kontrolden daha hassastır.

Sonuç olarak bu çalışmada anlatılan, tartışılan bu temel yöntemler pratik uygulamalarda çoğu zaman tatmin edici sonuçlar verse de, mevcut kusurlarını telafi etmek için daha çok çaba gerektirmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] **Chaumette, F., Hutchinson, S.,** 2006. Visual Servo Control Part I: Basic Approaches, *IEEE Robotics and Automation Magazine*, Vol. **13**, no. 4, pp: 82-90.
- [2] **Chaumette, F.,** 1998. Potential problems of stability and convergence in image based and position-based visual servoing, in *The Conference of Vision and Control* (Lecture Notes In Control and Information Sciences, no. 237), Kriegman, D., Hager, G., Morse, A. S., 1998. Eds. New York: Springer-Verlag, pp. 66–78.
- [3] **Deng, D., Wilson, W., Janabi-Sharifi, F.,** 2003. Dynamic performance of the position-based visual servoing method in the cartesian and image spaces, in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. Intell. Robots Syst.*, Las Vegas, Nevada, Vol. **1**, pp. 510–515.
- [4] **Martinet, P., Gallice, J., Khadraoui, D.,** 1996. Vision based control law using 3d visual features, in *Proc. World Autom. Congr., Robot. Manuf. Syst.*, Vol. **3**, Montpellier, France, pp. 497–502.
- [5] **Espiau, B.,** 1993. Effect of camera calibration errors on visual servoing in robotics, *presented at the 3rd Int. Symp. Exp. Robot. Conference*, Kyoto, Japan.
- [6] **Malis, E., Chaumette, F., Boudet, S.,** 1999. 2 1/2 d visual vervoing, in *Proc. IEEE Int. Conf. Trans. Robot. Autom.*, Vol. **15**, no. 2, pp. 238–250.
- [7] **Burschka, D., Hager, G.,** 2001. Vision-based control of mobile robots, in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Autom.*, Seoul, Korea, pp. 1707–1713.
- [8] **Hamel, T., Mahony, R.,** 2002. Visual servoing of an under actuated dynamic rigid-body system: An image-based approach, *IEEE Trans. Robot. Autom.*, Vol. **18**, no. 2, pp. 187–198.
- [9] **Cowan, N., Chang, D.,** 2005. Geometric visual servoing, *IEEE Trans. Robot.*, Vol. **21**, no. 6, pp. 1128–1138.
- [10] **Altuğ, E., Ostrowski, J. P., Mahony, R.,** 2002. Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback, *Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, Washington, DC.

- [11] **Romero, H., Benosman, R., Lozano, R.,** 2006. *Stabilizational location of a four rotor helicopter applying vision*, ACC, 3930.3936, Minneapolis, USA.
- [12] **Saripalli, S., Montgomery, J. F., Sukhatme, G. S.,** 2003. Visually-guided landing of an UAV, *IEEE Trans. on Rob.and Autom.*, **19(3)**:371.381.
- [13] **Wu, A. D., Johnson, E. N., Proctor, A. A.,** 2005. Vision-aided inertial navigation for flight control, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. and Exhibit*, San Francisco, USA.
- [14] **Azinheira, J. R., Rives, P., Carvalho, J. R. H., Silveira, G. F., de Paiva E. D., Bueno, S. S.,** 2002. Visual servo control for the hovering of an outdoor robotic airship, *ICRA*, 3:2787. 2792, Washington, USA.
- [15] **Bourquardez, O., Chaumette, F.,** 2007. Visual servoing of an airplane for auto-landing, *IROS*, San Diego, USA.
- [16] **Proctor, A. A., Johnson, E. N., Apker, T. B.,** 2006. Vision-only Control and Guidance for Aircraft, *Journal of Field Robotics* **23(10)**, 863–890.
- [17] **Sukhatme, G. S., Mejias, L., Saripalli, S., Campoy, P.,** 2006. Visual Servoing of an Autonomous Helicopter in Urban Areas Using Feature Tracking, *Journal of Field Robotics*, **23(3/4)**, 185–199.
- [18] **Lazar, C., Burlacu, A.,** 2007. Dynamic Simulation Model for Image Based Visual Servo Control Systems, *IEEE International Conference on Robotics & Automation*.
- [19] **Ceren, Z., Altuğ, E.,** 2009. Vision-based Servo Control of a Quadrotor Air Vehicle. *IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA2009)*, DCC, Daejeon, Korea.
- [20] **Michel, H., Rives, P.,** 1993. *Singularities in the determination of the situation of a robot effector from the perspective view of three points*, INRIA Research Report, Tech. Rep. 1850.
- [21] **Fischler, M., Bolles, R.,** 1981. Random sample consensus: A paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography, *Communicat. ACM*, Vol. **24**, pp. 381–395.
- [22] **Hutchinson, S., Hager, G., Corke, P.,** 1996. A tutorial on visual servo control, *IEEE Trans. Robot. Automat.*, Vol. **12**, pp. 651–670.

- [23] **Espiau, B., Chaumette, F., Rives, P.,** 1992. A new approach to visual servoing in robotics, *IEEE Trans. Robotics and Automation*, Vol. **8**, pp. 313–326.
- [24] **Malis, E.,** 2004. Improving vision-based control using efficient second-order minimization techniques, in *Proc. IEEE Int. Conf. Robot. Automat.*, pp. 1843–1848.
- [25] **Geyer, C., Daniilidis, K.,** 2000. A unifying theory for central panoramic systems and practical implications, In *European Conference on Computer Vision*, Volume **29**, pages 159–179, Dublin, Ireland.
- [26] **Fomena, R. T., Chaumette, F.,** 2009. Improvements on Visual Servoing From Spherical Targets Using a Spherical Projection Model, *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. **25**, no. 4.
- [27] **Hadj-Abdelkader, H., Mezouar, Y., Martinet, P.,** 2009. Decoupled visual servoing based on the spherical projection of a set of points, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Kobe International Conference Center, Kobe, Japan.
- [28] **Fomena, R. T., Chaumette, F.,** 2007. Visual servoing from spheres using a spherical projection model, in *Proc. IEEE ICRA*, pp. 2080–2085, Rome, Italy.
- [29] **Leishman, J. G.,** 2000. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. New York, NY: Cambridge University Press.
- [30] **Anderson, S. B.,** 1981. *Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology*, NASA Technical Memorandum 81280.
- [31] **Hoffmann, G. M., Rajnarayan, D. G., Waslander, S. L., Dostal, D., Jang, J. S., Tomlin, C. J.,** 2004. The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi Agent Control (STARMAC), In *the Proceedings of the 23rd Digital Avionics System Conference*. Salt Lake City, UT. pp. 12.E.4/1-10.
- [32] **Pounds, P., Mahony, R., Corke, P.,** 2006. Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot, In *the Proceedings of the Australian Conference on Robotics and Automation*. Auckland, New Zealand.

- [33] **Hoffman, G., Huang, H., Waslander, S. L., Tomlin, C. J.,** 2007. Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, *In the Conference of the American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Hilton Head, South Carolina.
- [34] **Bouabdallah, S., Murrieri, P., Siegwart, R.,** 2004. Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor, *Proc. of Int. C. on Robotics and Automation*, New Orleans, LA, USA. pp. 4393-4398.
- [35] **Bouabdallah, S., Siegwart, R.,** 2007. *Design and Control of a Miniature Quadrotor*, *Advances In Unmanned Aerial Vehicles*, Springer, pp. 171–210.
- [36] **Tayebi, A., McGilvray, S.,** 2006. Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, *IEEE Transactions on control systems technology*, Vol. **14**, no.3.
- [37] **Erginer, B.,** 2007. Quadrotor VTOL Aracının Modellenmesi ve Kontrolü, *Yüksek Lisans Tezi*, İTÜ, İstanbul.
- [38] **Cervera, E.,** 2003. *Visual Servoing Toolbox*, Jaume I University, Castello.
- [39] **Bouguet, J. Y.,** 2005. *Camera Calibration Toolbox for Matlab*, California Institute of Technology, California.
- [40] **Url-1** <<http://www.videocentric.co.uk/cameras/sony-cameras/sony-evid70>>, 10.05.2007.
- [41] **Url-2** <<http://www.microstrain.com/3dm-gx1.aspx>>, 10.05.2007.

EKLER

EK A: Dönme Matrisinin Tayini

Bir cismin hareketinin tanımlanması için bir koordinat sistemi başka bir koordinat sistemine göre tanımlanmalıdır. A atalet, B de gövde eksenidir dersek, B ekseninin A eksenine göre yönelimi dönme matrisi ile ifade edilir. A ve B eksenlerini başlangıçta çakışık kabul edelim. B ekseninin sırasıyla x eksen etrafında ϕ , y eksen etrafında θ ve z eksen etrafında ψ açısı kadar dönmesi $R_{ab}(\phi, \theta, \psi)$ şeklinde ifade edilir. (ϕ, θ, ψ) açıları YXZ Euler açılarıdır.

B ekseninin toplam yönelimi; B'nin A'ya göre olan bu üç dönme matrisinin çarpımı şeklinde ifade edilir:

$$R_{ab}(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \quad (\text{A.1})$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) & 0 \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.2})$$

Bu dönme matrisinin açık hali aşağıda görülmektedir:

$$= \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \cos(\psi)\sin(\phi)\sin(\theta) - \cos(\phi)\sin(\psi) & \cos(\phi)\cos(\psi)\sin(\theta) + \sin(\phi)\sin(\psi) & 0 \\ \cos(\theta)\sin(\psi) & \cos(\phi)\sin(\psi) + \sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) & -\cos(\psi)\sin(\phi) + \cos(\phi)\sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta)\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta)\sin(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{A.3})$$

EK B. Deney Aletleri

EK B.1: Draganflyer IV hava aracının teknik özellikleri

Çizelge B.1: Draganflyer IV hava aracının genel özellikleri.

Modelin adı	: Draganflyer IV
Modelin Tipi	: 4 rotorlu model helikopter
Üretici	: Draganfly Innovations
Uçuş seviyesi	: Başlangıç ve orta seviye
Uzunluk/genişlik	: 48 cm
Yükseklik	: 14 cm
Ağırlık (Bataryasız)	: 362.873 g
Güç sistemi	: 4 adet Gear-reduced 370 sınıfı motor
Radyo sistemi	: Futaba Skysport 4 kanallı radyo
Batarya	: 3 hücreli lityum-polimer
Uçuş süresi	: 15-20 dk.

EK B.2: PTZ kameranın teknik özellikleri

Çizelge B.2 : PTZ kameranın teknik özellikleri.

Sistem modeli	Sony EVI D70P - CCTV kamera
Kamera modeli	CCTV kamera - pan / tilt / zum
Sinyal sistemi	NTSC/PAL
Görsel algılayıcı	¼ inç renkli CCD
Efektif Piksel Sayısı	752 (yatay) x 582 (düşey)
Yatay çözünürlük	460 TVL’ den fazla
Senkronizasyon sistemi	Dahili
Bakış açısı (yatay)	2.7° (tele end) - 48° (wide end)
En az nesne mesafesi	10mm (wide end), 800mm (tele end)
Pan/Tilt	Pan: +/- 170° (azami hız: 100°/s) Tilt: -30° to + 90° (azami hız: 90°/s)
Optik algılayıcı tipi	EXview HAD CCD - ¼ inç
Lens	Fokal uzunluk f = 4.1 mm (tele), 73.8 mm (wide)
Lens iris	F/1.4-3.0
Zum	18x Optik, 12x Dijital
Odak mesafesi	4.1-73.8 mm
En az aydınlatma	1 lux, F1.4
Görüntü oranı	100 – 100,000 lux
S/N	50dB’ den fazla
Obtüratör hızı	1/1 – 1/10,000 saniye
İlerleme	Otomatik/Manüel (-3 ~ 28dB, 2 dB adım)
Beyaz Dengesi	Otomatik/ATW/PWB/MWB
Konum ön ayarı	6 konum
Analog çıktı	VBS, Y/C
Video çıkışı	RCA ve S-Video
Kamera kontrol	RS-232C / RS-422 VISCA
Güç Kaynağı	13.2 V 10.8 DC
Güç Tüketimi	12W
Boyutlar (Düşey-Yatay-Genişlik)	132 x 144 x 144 mm
Ağırlık	950 gram
Çevre etkisi	0 °C ... 40 °C

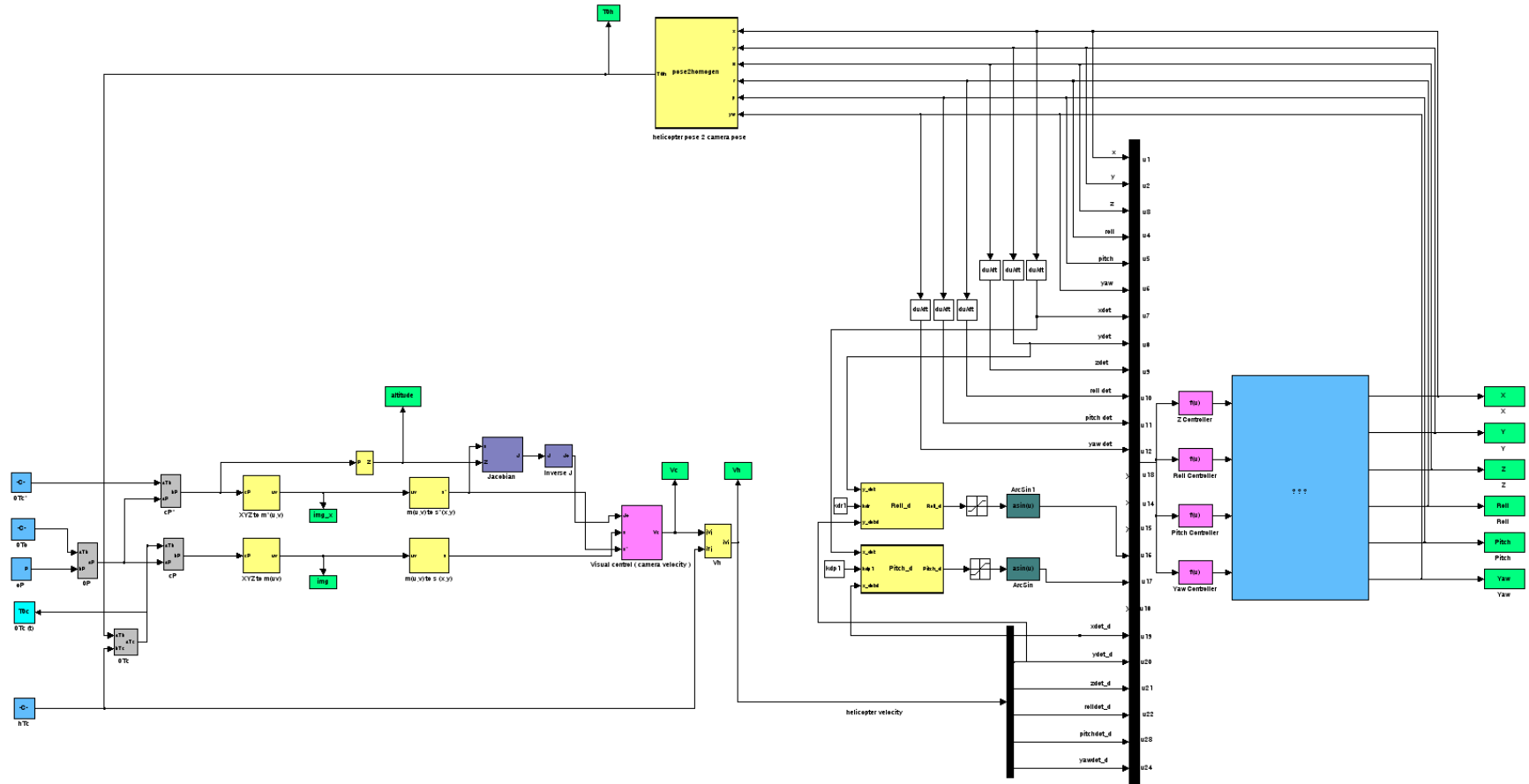
EK B.3: IMU teknik özellikleri

Çizelge B.3 : IMU teknik özellikleri.

Model	(MicroStrain) 3DM-GX1
Yönelim Erimi	360° tüm eksenler (matris, quaternion) $\pm 90^\circ, \pm 180^\circ, \pm 180^\circ$ (yunuslama, yalpalama, sapma)
Algılayıcı Erimi	Cayrolar: $\pm 300^\circ/\text{sn}$ FS İvmeölçer: ± 5 g FS Manyetikölçer: ± 1.2 Gauss FS
A/D Çözünürlük	16 bit
İvmeölçer Doğrusalsızlığı	% 0.2
İvmeölçer Yanlılık Dengesi	0.010g
Cayro Doğrusalsızlığı	% 0.2
Cayro Yanlılık Dengesi	0.7°/sn
Manyetikölçer Doğrusalsızlığı	% 0.4
Manyetikölçer Yanlılık Dengesi	0.010 Gauss
Yönelim Çözünürlüğü	<0.1° en az
Kesinlik	0.20°
Doğruluk	$\pm 0.5^\circ$ statik test şartlarında $\pm 2.0^\circ$ dinamik test şartlarında
Çıkış Modları	Matris, Kuaterniyon, Euler açıları, 9 algılayıcı bilgisi
Sayısal Çıkışlar	RS232, RS485 seri
Analog Çıkışlar	4 Kanal, 0-5V tam ölçek
Sayısal Çıkış Hızları	100Hz Matris, Kuaterniyon, Euler 350Hz sadece dokuz ortogonal algılayıcı
Seri Veri Hızı	19.2/38.4/115.2 kbaud programlanabilir
Besleme Voltajı	5.2 VDC en az, 12VDC en fazla
Besleme Akımı	65mA
Bağlantılar	Tek anahtarlı LEMO, iki RS-485
Çalışma Sıcaklığı	-40 +70°C (kapaklı) -40 +85°C (kapaksız)
Boyut	64 x 90 x 25 mm
Ağırlık	75g kapaklı, 30g kapaksız
Darbe Sınırı	1000g (güç yokken), 500g (güç varken)

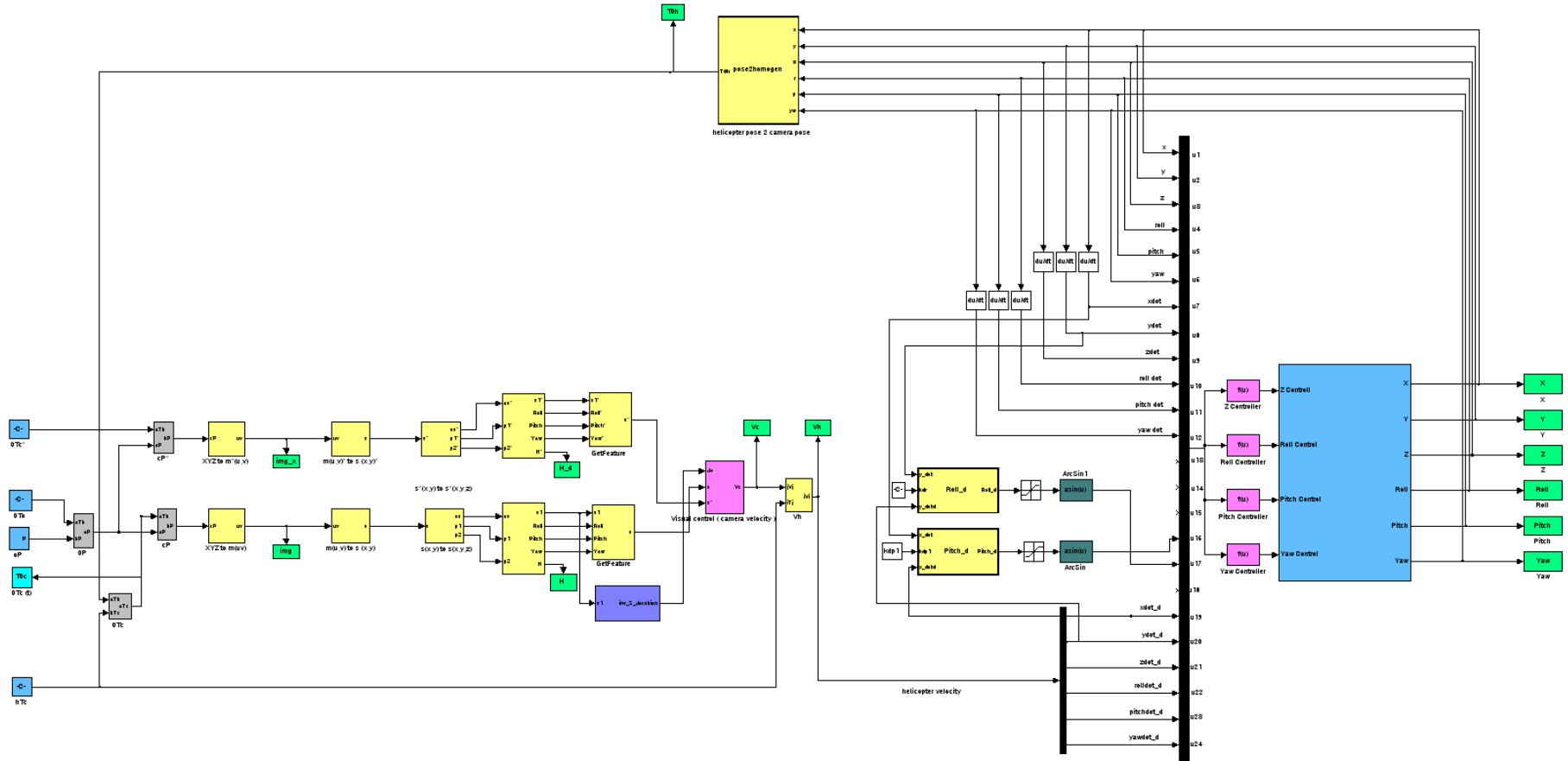
EK C. SIMULINK Diyagramları

EK C.1: Görüntü esaslı görsel servolama sistemi



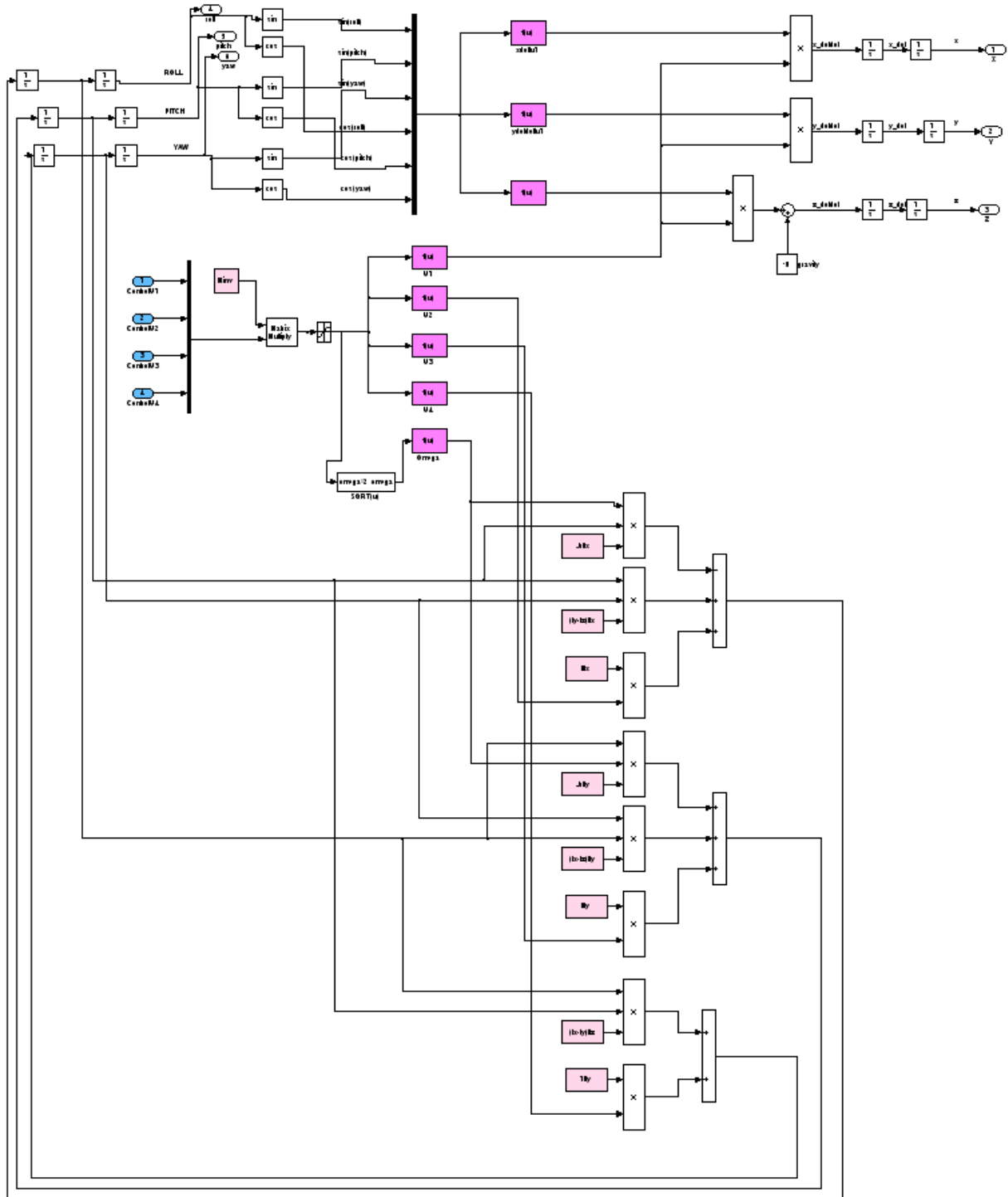
Şekil C.1: Görüntü esaslı görsel servolama sistemi benzetim modeli.

EK C.2: Hibrit görsel servolama sistemi



Şekil C.2: Hibrit görsel servolama sistemi benzetim modeli.

EK C.3: Quadrotor modeli



Şekil C.3: Quadrotor Simulink modeli.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Zehra CEREN

Doğum Yeri ve Tarihi: Kırıkkale, 24.07.1983

Lisans Üniversitesi: İTÜ Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi

Yayın Listesi:

- Ceren, Z., Altuğ, E., 2008. Dört Rotorlu bir Hava Aracının Görsel Kontrolü. *Türkiye Otomatik Kontrol Konferansı*.
- Ceren, Z., Altuğ, E., 2009. Quadrotor Hava Aracının Görüntü Tabanlı Servo Kontrolü. *Türkiye Otomatik Kontrol Konferansı*.
- Ceren, Z., Altuğ, E., 2009. Vision-based Servo Control of a Quadrotor Air Vehicle. *IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA2009), DCC, Daejeon, Korea*.