T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANA BİLİM DALI

HAVADAN ALINAN GÖRÜNTÜLERDEKİ BULANIKLIĞIN HAVA ARACI OTONOM PERFORMANSI YÜKSELTİLEREK ÖNLENMESİ

Hazırlayan
Harun ÇELİK

Danışmanlar
Doç. Dr. İlke TÜRKMEN
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Doktora Tezi

Ekim 2017
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANA BİLİM DALI

HAVADAN ALINAN GÖRÜNTÜLERDEKİ BULANIKLIĞIN HAVA ARACI OTONOM PERFORMANSI YÜKSELTİLEREK ÖNLENMESİ

(Bütünleşik Doktora Tezi)

Hazırlayan
Harun ÇELİK

Danışman
Doç. Dr. İlke TÜRKMEN
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Ekim 2017
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Harun ÇELİK

YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI

"Havadan Alınan Görüntülerdeki Bulanıklığın Hava Aracı Otonom Performansı Yükseltilerek Önlenmesi" adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi'ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan	Danışman
Harun ÇELİK	Doç. Dr. İlke TÜRKMEN

Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. İlker YILMAZ

Doç. Dr. İlke TÜRKMEN ve Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında Harun ÇELİK tarafından hazırlanan "**Havadan Alınan Görüntülerdeki Bulanıklığın Hava Aracı Otonom Performansı Yükseltilerek Önlenmesi**" adlı bu çalışma, jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Ana Bilim Dalında **Doktora** tezi olarak kabul edilmiştir.

19/ 10/ 2017

JÜRİ:

Başkan: Doç. Dr. İlke TÜRKMEN .....

Üye: Doç. Dr. Aytekin BAĞIŞ .....

Üye: Yrd. Doç. Dr. Mustagime Tülin YILDIRIM .....

Üye: Yrd. Doç. Dr. Mehmet Kürşat YALÇIN .....

Üye: Yrd. Doç. Dr. Kamil Fatih DİLAVER .....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun 24/10/2017 tarih ve 2017/46-19 sayılı kararı ile onaylanmıştır.

25/10/2017

Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Teşekkür etmem gerekenlerin sayısının hadsiz olduğunu düşündüğüm için tezimi yazarken en fazla zorlandığım bölümlerden birisi de burası oldu. Geniş çerçevede bakacak olursam, şuan başında bulunduğum bilgisayarın her parçasının keşfinde ve üretiminde emeği geçenlerden; bu ve benzeri cihazların kullanımı için en temel şart olması bir yana, bütün yaşamımızda hayati bir öneme haiz olan elektriğin üretim, iletim ve dağıtımında emeği geçen herkese kadar teşekkür etmem gerektiğinin farkındayım. Geniş çerçevede teşekkürü hak eden sınırsız sayının sadece çok az bir kısmını belirtmekle yetinmek zorunda kalıyorum.

Dar çerçevede ise öncelikle, doktora çalışmalarım süresince verdiği maddi destek nedeniyle Yükseköğretim Kurumu'na, eğitim ve araştırma altyapısını özveriyle sunan Erciyes Üniversitesi'ne (ERÜ), eğitim sürecimi takip eden ve yöneten ERÜ Fen Bilimleri Enstitüsü'ne, eğitimime katkıda bulunan Sivil Havacılık Ana Bilim Dalındaki tüm Öğretim Üyelerine ve çalışmalarımın büyük bölümünü gerçekleştirdiğim ERÜ Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi'ne teşekkür ederim.

Doktora yeterlik sınavımda, tez izleme komitemde ve savunma sınavımda yer alan Aytekin BAĞIŞ, Mustagime Tülin YILDIRIM, Mehmet Kürşat YALÇIN, Tülay YILDIRIM, Kamil Fatih DİLAVER'e özellikle teşekkür ederim.

Çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları, bilimsel katkıları ve yakın ilgileriyle yardımlarını esirgemeyen; akademik hayatımda daima örnek alacağım danışmanlarım İlke TÜRKMEN ve Tuğrul OKTAY'a çok teşekkür ederim.

Ayrıca hayatıma yön vermek için kullandığım çoğu değeri kendilerinden aldığım, katkılarını kelimelerle ifade etmemin mümkün olmadığı ebeveynime; çok sevdiğim kardeşlerime ve çalışmalarım süresince manevi bir destekçim olarak da sürekli yanımda olan; sabır, anlayış ve teşvikiyle çocuklarım Mustafa ve Zeynep'i ihmal etmeden bu çalışmaları yapmamı sağlayan eşime en içten teşekkürlerimi sunarım.

Sonuç olarak, bilimin sadece inceleyebildiği veya bir halden başka bir hale dönüştürebildiği, aslında sınırsız sayıdaki teşekkür etmem gereken her şeyi var edene sonsuz teşekkür ederim.

Belirtmek istiyorum ki, tezimde herhangi bir şeyin hatalı olması veya gözden kaçması ve ancak yayımlandıktan sonra fark edilmesi halinde, şahsım dışında hiç kimse sorumlu değildir.

Harun ÇELİK
Kayseri, Ekim 2017

HAVADAN ALINAN GÖRÜNTÜLERDEKİ BULANIKLIĞIN HAVA ARACI OTONOM PERFORMANSI YÜKSELTİLEREK ÖNLENMESİ

Harun ÇELİK

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Ekim 2017
Danışman: Doç. Dr. İlke TÜRKMEN
İkinci Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Havadan görüntüleme son zamanlarda hava araçlarının oldukça fazla kullanıldığı bir alan haline gelmiştir. Ancak hava aracının sert hareketleri nedeniyle, alınan görüntüler önemli ölçüde bulanıklık içerebilmektedir.

Bu tezde, hava aracı hareketinin bulanıklığa olan etkisi üç boyutlu bulanıklık çekirdeği ile modellenmiştir. Alınan görüntülerdeki bulanıklığın önlenmesi için ise hava aracı otonom performansı yükseltilmiştir. Bulanıklığın önlenmesi, hem sabit kanatlı insansız hava aracı (İHA) hem de helikopter için çalışılmıştır. İHA performansının yükseltilmesi için, üretilen İHA dinamiğine kameranın etkisi de dahil edilerek gerçeğe uygun bir model elde edilmiş, kontrolcü değişkenleri ve en uygun kamera konumu da bu model ile birlikte ele alınarak belirlenmiştir. Bu şekilde performansı yükseltilen İHA ile bu iyileştirmelerin yapılmadığı standart İHA, gerçek zamanlı uçurulmuş ve takılı kamera ile çekilen görüntülerdeki bulanıklığı önleme performansları karşılaştırılmıştır.

Helikopter için ise yine bazı özel yaklaşımlar kullanılarak tasarlanan fiziksel temelli bir model kullanılmıştır. Bu model, modern bir kontrol yöntemi olan Çıkış Varyansı Kısıtlı Kontrolcü ile kontrol edilmiştir. Helikopter sıkı kontrolcüsünün, alınan görüntülerdeki bulanıklığı önleme performansını incelemek için ise dört farklı kontrolcü tasarlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı; Helikopter; Otomatik Kontrol; Çıkış Varyansı Kısıtlı Kontrolcü; Havadan Görüntüleme; Hareket Bulanıklığı.

REDUCING MOTION BLUR IN AERIAL IMAGES BY MAXIMIZING AUTONOMOUS PERFORMANCE OF AERIAL VEHICLE

Harun CELIK

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
PhD Dissertation, October 2017
Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Ilke TURKMEN
Co-Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tugrul OKTAY

ABSTRACT

Recently, aerial imagery has become one of the most common usage areas of aerial vehicles. However, images taken by aerial vehicle may suffer from high image blur due to its abrupt motions.

In this dissertation, effect of aerial vehicle motion on blur is modeled as three dimensional blur kernel. To reduce motion blur in images, autonomous performance of aerial vehicle is maximized. Reducing motion blur is studied in case of both fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) and helicopter. In order to maximize autonomous performance of UAV, effect of mounted camera is included to dynamic model of manufactured UAV to be compatible with real, and controller parameters and location of camera are estimated in terms of this model. Improved UAV, whose performance is maximized by these approaches, and standard UAV that improvements are not applied are flown real time, and their performances are compared with respect to reducing blur in images exposed by mounted camera.

For helicopter, a physics based model derived by applying particular approaches is used. This model is controlled by Output Variance Constrained Controller which is a modern control method. In order to examine performance of constrained controller in preventing taken images from motion blur, four different helicopter controllers are designed.

Keywords: Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles; Helicopter; Automatic Control; Output Variance Constrained Controller; Aerial Imagery; Motion Blur.

İÇİNDEKİLER

HAVADAN ALINAN GÖRÜNTÜLERDEKİ BULANIKLIĞIN HAVA ARACI OTONOM PERFORMANSI YÜKSELTİLEREK ÖNLENMESİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK SAYFASI iii
KABUL VE ONAY SAYFASI iv
TEŞEKKÜR v
ÖZET vii
ABSTRACT viii
İÇİNDEKİLER ix
KISALTMALAR VE SİMGELER xiii
TABLOLAR LİSTESİ xvii
ŞEKİLLER LİSTESİ xviii

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM
GENEL BİLGİLER

1.1. İlgili Çalışmalar 5
1.2. Temel Bilgiler 8
1.2.1. Sürekli ve Ayrık Zamanlı İşaretler 8
1.2.2. İşaretlerin Örneklenmesi 10
1.2.3. Kararlılık 10
1.2.4. Doğrusallık ve Zamanla Değişmeme 11
1.2.5. Kontrol Edilebilirlik 11

2. BÖLÜM
SAYISAL GÖRÜNTÜLEME VE KAMERA ÇEKİMİ

2.1. Sayısal Görüntülemede Temel Kavramlar 12

2.1.1. Enerji Kaynağı 13

2.1.2. Optik Sistem 13

2.1.3. Sensör 14

2.1.4. Sayısal Görüntüler 15

2.2. Görüntülerin Sayısallaştırılma İşlemleri 17

2.2.1. Örnekleme 17

2.2.2. Numaralandırma (Niceleme, Kuantalama) 19

2.3. Sabit Kamera ile Sabit Alanın Çekimi 20

3. BÖLÜM
HAVA ARACI HAREKETİNİN MODELLENMESİ

3.1. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Modeli 23

3.1.1. İHA Hareket Bağıntıları 24

3.1.1.1. Euler Açıları 29

3.1.1.2. İHA Hareketinin Doğrusallaştırılması 31

3.1.1.3. İHA Hareketinin Durum-Uzay Modeli 39

3.1.2. Üretilen Sabit Kanatlı Küçük İHA 42

3.2. Helikopter Modeli 45

3.2.1. Helikopter Hareket Bağıntıları 46

3.2.2. Kullanılan Helikopter Modeli ve Model Basitleştirme 51

3.2.2.1. Manevralı Uçuş 54

3.2.2.2. Doğrusallaştırma 56

4. BÖLÜM
GÖRÜNTÜLERDE HAREKET BULANIKLIĞI

4.1. Bulanıklığı Etkileyen Kamera Değişkenleri 60

4.1.1. Diyafram 61

4.1.2. Enstantane 61

4.2. Hareketli Kamera ile Sabit Alanın Çekimi 63

4.3. Hareket Bulanıklığının Yapısı 64

4.4. Bulanıklık Çekirdeğinin Tahmini 66

5. BÖLÜM
HAVA ARACI İLE ALINAN GÖRÜNTÜLERDE BULANIKLIĞIN ÖNLENMESİ

5.1. Sabit Kanatlı İHA İçin Yapılan Çalışmalar 70

5.1.1. Sayısal Hareket Modelinin Elde Edilmesi 71

5.1.2. Kontrolcü Tasarımı (PID) 73

5.1.2.1. Temel PID 74

5.1.2.2. Kullanılan PID 75

5.1.3. Kamera Konumunun Belirlenmesi 78

5.1.4. Eş zamanlı Dağılım Rastlantısalsal Yaklaşım (EDRY) Algoritması .. 79

5.2. Helikopter İçin Yapılan Çalışmalar 82

5.2.1. Kontrolcü Tasarımı (Varyans Kısıtlı Kontrolcü, VKK) 83

5.2.2. Tasarlanan Kontrolcüler 86

5.3. Hareketten Kaynaklanan Bulanıklık Çekirdeğinin Elde Edilmesi 89

6. BÖLÜM
BULGULAR VE YORUM

6.1. İHA İçin Bulgular ve Yorum..... 96

6.2. Helikopter İçin Bulgular ve Yorum..... 102

7. BÖLÜM
SONUÇ VE ÖNERİLER

KAYNAKLAR..... 113

ÖZGEÇMİŞ..... 120

KISALTMALAR VE SİMGELER

Kısaltmalar

Kısaltma	Anlamı
2B, 3B	İki boyutlu, üç boyutlu
CCD	Charge Coupled Device
CMOS	Complementary Metal Oxide Semiconductor
ÇVKK	Çıkış Varyansı Kısıtlı Kontrolcü
DKD	Doğrusal Karesel Düzenleyici
EDRY	Eş zamanlı Dağılım Rastlantısal Yaklaşım
ERÜ	Erciyes Üniversitesi
GPS	Global Positioning System
İHA	İnsansız Hava aracı
MÖK	Model Öngörülü Kontrolcü
OKH	Ortalama Karesel Hata
PSF	Point Spread Function
TSGO	Tepe Sinyal-Gürültü Oranı
VKK	Varyans Kısıtlı Kontrolcü

Simgeler

Simge	Anlamı
a	Varyans kısıtı sabiti
b	Lens ile görüntü arasındaki mesafe
C_{D_0}	Referans sürükleme katsayısı
C_{D_u}	Hızdan kaynaklanan sürükleme Kararlılık Türev Katsayısı

C_{D_α}	Sürükleme-hücum açısı eğrisinin eğimi
C_{L_0}	Referans taşıma katsayısı
C_{L_α}	Taşıma eğrisinin eğimi
$C_{L_{\alpha_w}}$	Kanadın taşıma eğrisinin eğimi
$C_{L_{\alpha_t}}$	Kuyruğun taşıma eğrisinin eğimi
$C_{L_{\alpha_{vt}}}$	Düşey kuyruk taşıma eğrisinin eğimi
$C_{m_{\alpha_{gövde}}}$	Yunuslama momenti katsayısına gövdenin katkısı
C_{T_u}	İtki kararlılık katsayısı
d	Cismin lense olan uzaklığı
DY	Kamera harici matrisi
e	Oswald'un kanat açıklık verimlilik faktörü
f	Lens ile odak noktası arasındaki mesafe
F	Odak noktası düzlemi
H	Homografi
H	Açısal momentum
I_x, I_y, I_z	Momentum bileşenleri
K	Kamera dahili matrisi
K_p, K_i, K_d	PID kontrolcü değişkenleri
K_T	Kuyruk rotoru itki katsayısı
K_β	Çırpınma yayı katsayısı
K_δ	Bükülme yayı katsayısı
K_ζ	İlerleme gerileme yayı katsayısı
J	Kontrol başarısı
l_t	Ağırlık merkezi ile kuyruk çeyrek veter uzunluğu arasındaki mesafe

l_{vt}	Ağırlık merkezi ile düşey kuyruk aerodinamik merkezi arasındaki mesafe
L, M, N	Moment bileşenleri
m	Hava aracı kütlesi
m_c	Kamera kütlesi
M_a	Helikopter kütlesi
p, q, r	Açısal hız bileşenleri
$\mathbf{r}$	Kütle merkezine olan uzaklık
R	Görüntünün oluştuğu düzlem
R	Ana rotor yarıçapı
s	Saat
sn	Saniye
t	Zaman
T	Matrisin transpozu
T	Uçuş süresi
u	Doğrusal modelin kontrol vektörü
u, v, w	Doğrusal hız bileşenleri
υ	Doğrusal olmayan modelin kontrol vektörü
V_A	Helikopter gövde hızı
V_H	Yatay kuyruk hacim oranı
V_{vt}	Düşey kuyruk hacim oranı
x_i, y_i	Görüntü eksenleri
x_c, y_c, z_c	Kamera eksenleri
x_g, y_g, z_g	Hava aracı gövde eksenleri
τ	Yer değiştirme

τ_a	Kanatçık verimlilik değişkeni
τ_e	İrtifa dümeni verimlilik değişkeni
τ_r	İstikamet dümeni verimlilik değişkeni
α_F	Gövde hücum açısı
σ_ϕ, σ_θ, σ_ψ	Kontrolcünün dönme açıları kısıtları
β	İHA yana kayış açısı, Pal çırpınma açısı
β_F	Helikopter gövde yana kayış açısı
ϕ, θ, ψ	Euler dönme açıları
δ_a	İrtifa dümeni kontrol değişkeni
δ_e	Kanatçık kontrol değişkeni
δ_r	İstikamet dümeni kontrol değişkeni
δ_T	İtki kontrol değişkeni
γ_{FP}	Uçuş hattı açısı
Ω	Ana rotor sabit açısal hızı
*	Konvolüsyon

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 3.1. Uzunlamasına hareketinin kararlılık türev katsayıları……36

Tablo 3.2 Yanlamasına hareketinin kararlılık türev katsayıları…….…..37

Tablo 3.3. Uzunlamasına kararlılık türevleri…….…..38

Tablo 3.4. Yanlamasına kararlılık türevleri…….…....39

Tablo 3.5. Doğrusallaştırılmış modelin durum ve kontrol değişkenleri…….…….41

Tablo 3.6. İHA'nın tasarımsal özellikleri……..…….…….43

Tablo 3.7. Helikopter değişkenlerinin boyutsuz değerleri……..53

Tablo 3.8. Doğrusallaştırılmış Modelin Durum Değişkenleri…….……59

Tablo 3.9. Doğrusallaştırılmış Modelin Kontrol Değişkenleri……59

Tablo 5.1. İHA otonom performansını yükseltmek için yapılan çalışmalar……..….71

Tablo 5.2. EDRY algoritması ile en iyileme sonuçları…..……..82

Tablo 6.1. İHA için en büyük açıların oluştuğu hareketlerin enstantane aralıkları....96

Tablo 6.2. Helikopter için en büyük hareketlerin oluştuğu enstantane aralıkları ve bu hareketlerdeki en büyük açılar……..……..……..103

Tablo 7.1. İHA ve Helikopter sarsıntıları esnasında çekilen görüntülerin TSGO değerleri……..110

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. (a) Sürekli ve (b) ayrık zamanlı iki işaret…….. 9

Şekil 1.2. Esneyebilen bir iple iki tarafından bağlı bir top…….……10

Şekil 2.1. Sayısal görüntülerin elde edilmesi……. 12

Şekil 2.2. Frekans ve dalga boylarına göre elektromanyetik dalgalar……... 13

Şekil 2.3. Optik bir sistemin çalışma şekli……14

Şekil 2.4. (a) Sensör dizisi ve bu dizide yer alan (b) her bir sensör tanesi…… 15

Şekil 2.5. Sayısal bir siyah-beyaz görüntü……16

Şekil 2.6. (a) Radar, (b) kızılötesi ışınlar, (c) X ışınları, (d) görülebilen güneş ışınları ile elde edilen görüntüler……..……. 16

Şekil 2.7. Örnekleme işlemi temsili……... 17

Şekil 2.8. İki boyutlu konvolüsyon işlemi…… 19

Şekil 2.9. Örnekleme ve Numaralandırma……20

Şekil 2.10. Sabit kamera modeli…… 20

Şekil 3.1. Hava aracı eksenleri…….……...25

Şekil 3.2. Hava aracı düzlemi ile sabit dünya düzlemi arasındaki ilişki……....29

Şekil 3.3. İHA'nın (a) fotoğrafı ve (b) kamera konumu……..... 43

Şekil 3.4. Helikopterin hücum ve yana kayış açısı……..…….…… 46

Şekil 3.5. Dönen göbeğe bağlı dönen pal ……...…47

Şekil 3.6. Seviye yatışlı dönüş……...…… 54

Şekil 3.7. Helisel dönüş…….……54

Şekil 3.8. Uçuş hattı açısı…….……..55

Şekil 4.1. Diyafram açıklığının büyüklüğünü gösteren f-numaraları…… 61

Şekil 4.2. (a) 0.5 sn, (b) 0.03 sn ve (c) 0.0025 sn enstantane süresiyle çekilen aynı manzara…….. 62

Şekil 4.3. Görüntü kalite ve netliğini etkileyen önemli değişkenler…….…62

Şekil 4.4. Hava aracının çekim noktasına göre hareketi……...……63

Şekil 4.5. Hareketten kaynaklanan bulanıklığın temsili…….……65

Şekil 4.6. Kamera veya cismin enstantane süresindeki hareketi……66

Şekil 4.7. Kamera hareketinin bulanıklık çekirdeği şeklinde ifade edilişi……67

Şekil 4.8. 3B bulanıklık çekirdeği temsili…..……...69

Şekil 5.1. İHA'nın kameralı ve kamerasız uzunlamasına hareket modları……73

Şekil 5.2. Kutup yerleştirme……...74

Şekil 5.3. Katmanlı otopilot yapısı…….…76

Şekil 5.4. Kullanılan otopilot sisteminin akış şeması…....…….. 77

Şekil 5.5. PID performans kriterleri……... 77

Şekil 5.6. İHA'ya (a) önden (b) arkadan monte edilen kamera……. 78

Şekil 5.7. (a) kamera konumu, (b) PID değişkenleri ve (c) maliyet fonksiyonu değerleri……81

Şekil 5.8. İşlem adımları…….…... 83

Şekil 5.9. Helikopterin her bir kontrolcü ile istenen yörüngeyi takibi…….…..87

Şekil 5.10. ÇVKK'ler ile uçuşta en sarsıntılı 10 hareket……... 88

Şekil 5.11. Belli bir enstantane süresinde meydana gelen hareket…… 90

Şekil 5.12. Hava aracı hareketi ve oluşan 3B bulanıklık çekirdeği…….…….. 91

Şekil 5.13. Standart İHA'nın takip ettiği yörünge……...…..…… 92

Şekil 5.14. Yuvarlanma açısının en büyük değerine bir örnek…….……93

Şekil 5.15. İlk (a) Hava aracı hareketi ve (b) bulanıklık çekirdeği ve bulanık görüntü…….……..94

Şekil 5.16. İkinci (a) Hava aracı hareketi, (b) bulanıklık çekirdeği ve bulanık görüntü……...95

Şekil 6.1. En sarsıntılı üç yuvarlanma hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri……..99

Şekil 6.2. En sarsıntılı üç yunuslama hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri……..…….……..100

Şekil 6.3. En sarsıntılı üç sapma hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri……..…….…….. 101

Şekil 6.4. Birinci kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler……..…….……105

Şekil 6.5. İkinci kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler……..…….……106

Şekil 6.6. Üçüncü kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler……..…….……107

Şekil 6.7. Dördüncü kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler…….…….…….……108

GİRİŞ

Son yıllarda hava araçları askeri ve ticari ihtiyaçlar için oldukça geniş bir şekilde kullanılmaktadırlar. Nitekim hava araçları diğer araçlara nispeten birçok yönden daha üstündürler. Bu üstünlükler arasında üretim ve işletme maliyetlerinin uygun olması, farklı görevler için farklı özelliklerde tasarlanabilmeleri ve görev esnasında pilot hayatını riske atmamaları sayılabilir. Ayrıca hava araçları, tohum ekme ve izleme gibi tarımsal faaliyetlerde, fotoğraf ve video çekme gibi havadan görüntülemede, deniz ve kara sınırı gibi hudutları korumada, çevre kirliliğini engelleme ve haritalama çalışmaları gibi birçok alanda da kullanılmaktadırlar. Son zamanlarda en yaygın kullanım alanlarından biri ise havadan görüntülemedir. Ancak kullanıcılar çoğu zaman hava araçları ile alınan görüntülerin düşük kalitede olmalarıyla karşı karşıya kalmaktadırlar. Bu nedenle hava araçlarıyla alınan görüntülerin kalitelerinin arttırılması üzerine yapılacak araştırmalara büyük bir ihtiyaç vardır.

Hava araçlarıyla alınan görüntülerin kalitesini arttırmak için görüntülerde en fazla görülen bozucu etki olan bulanıklığın önlenmesi gerekir. Hareketten kaynaklanan bulanıklığı ortadan kaldırmak için oldukça fazla çalışma yapılmaktadır. Bu çalışmalar, genel olarak iki ana başlıkta toplanabilir. Bunların ilki bulanıklığın önlenmesi, diğeriyse bulanıklığın giderilmesi için yapılan çalışmalardır. Bulanıklığın önlenmesi için döneölçer (jiroskop) veya CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor, Bütünleyici Metal Oksit Yarı İletken) gibi sensörler içeren dahili ölçü aletleri (Inertial measurement unit, IMU) veya dengeleme halkası (gimbal) gibi dengeleyici aletler, kameralar ile birlikte kullanılmaktadırlar. Böylece kameradaki görüntüleme sensörü veya optik elemanlar, kamera hareketine göre hareket ettirilerek hareketten kaynaklanan bulanıklığın önlenmesi amaçlanmaktadır. Bulanıklığın giderilmesi için ise görüntü işleme yöntemleri kullanılmaktadır. Bu şekilde bulanıklığın giderilebilmesi için

bulanıklığa neden olan bulanıklık çekirdeğinin kamera hareketinden hesaplanması ya da hareket bilinmiyorsa bulanıklık çekirdeğinin tahmin edilmesi gerekmektedir.

Bu tezin konusu da hava aracı hareketinin neden olduğu bulanıklığın, ek bir alet kullanılması yerine, hava aracı otonom performansının yükseltilmesi ile önlenmesidir. Nitekim döneölçer ve GPS (Global positioning system, Küresel konumlama sistemi) gibi ölçü aletleri hava aracında zaten mevcuttur. Bunlar hava aracı için yüksek performanslı kontrolcü tasarımında kullanılarak, bu kontrolcüler sayesinde de görüntülerde bulanıklığa neden olan hava aracı sarsıntıları engellenebilmektedir.

Bu tezin amacı hava araçları ile alınan görüntülerdeki bulanıklığı önlemek için hava aracı dinamik modellerinin ve kontrolcü değişkenlerinin birlikte ele alınarak yüksek performanslı kontrolcüler tasarlanmasıdır. Nitekim görüntü çekimi esnasındaki hava aracı hareketi, bulanıklığa neden olduğundan ve sarsıntılar arttıkça bulanıklığın şiddeti de arttığından hava aracı ile kaliteli görüntülerin alınabilmesi için kontrol sisteminin bu sarsıntıları engellemedeki performansı oldukça önemlidir. Bu nedenle hava aracı otonom performansının yükseltilerek hava aracının sarsıntılardan korunması ve dolayısıyla görüntülerdeki bulanıklığın önlenmesi hedeflenmektedir.

Bu tezin önemi, bulanıklığın hava aracı görüntülerinde önemli bir sorun olmasına rağmen, hava aracı tasarımı ve kontrolü üzerine çalışan araştırmacıların, bu konu ile yeterince ilgilenmemelerinden kaynaklanmaktadır. Hava araçları ile alınan görüntülerde bulanıklığın önlenmesi üzerine literatürde henüz çalışmalar yapılmamıştır. Bu tezde ise hem insansız hava aracı (İHA) hem de helikopter ile alınan görüntülerdeki bulanıklığı önlemek için kapsamlı çalışmalar yapılmaktadır. Üretilen standart ve iyileştirilmiş (performansı yükseltilmiş) İHA ile gerçek zamanlı uçuşlar gerçekleştirilmekte; helikopter için ise ilk defa bu tezde modern kontrol yöntemleri, görüntülerdeki bulanıklığın önlenmesi için kullanılmaktadır. Ayrıca çekilen bulanık görüntülere hava aracı hareketinin etkisi modellenirken ekseriyetle iki boyutlu (2B) bulanıklık çekirdeği kullanılmışken, bu tezde üç boyutlu (3B) bir model uyarlanmaktadır.

Bu tezde yöntem, hava aracı otonom performansının arttırılması için hava aracı dinamiği, kontrolcü değişkenleri ve kamera konumu gibi değişkenlerin birlikte ele alınmasına dayalıdır. Nitekim hava araçlarından ilki olan İHA ile kaliteli görüntüler

alınması ve bulanıklığın önlenmesi için öncelikle kamera konumu da İHA dinamiğine dahil edilerek İHA'nın durum-uzay modeli elde edilmektedir. Kullanılan kontrolcü sisteminin (otopilotun) değişkenleri ise kamera konumu ve İHA dinamiği ile birlikte ele alınarak belirlenmektedir. Ancak kamera konumunun değişmesiyle birlikte İHA dinamiği de değiştiğinden, kamera konumu ve kontrolcü değişkenlerinin birlikte belirlenmesi oldukça karmaşık bir hal almaktadır. Bu nedenle, bu değişkenlerin en uygun değerlerinin bulunabilmesi için rastlantısal tahmine dayalı bir en iyileme algoritmasından faydalanılmaktadır. Bu şekilde tasarlanan ve üretilen, performansı iyileştirilmiş İHA'nın üstünlüklerini ortaya koymak için, bu İHA ile kamera konumu ve kontrolcü değişkenleri birlikte ele alınmadan tasarlanan standart İHA'nın aldıkları görüntülerdeki bulanıklıklar mukayese edilmektedir. Hava araçlarından ikincisi olan helikopter ile alınan görüntülerdeki bulanıklığa, helikopter otonom performansının etkisini kıyaslamak için ise dört farklı modern helikopter kontrolcüsü tasarlanmaktadır.

Ayrıca bu tezde hava aracı otonom performansının bulanıklığı önlemedeki etkisinin incelenmesi için hava aracı yuvarlanma, yunuslama ve sapma Euler (Öyler) açılarının etkilerini içeren bir 3B bulanıklık çekirdeği modeli kullanılmaktadır. Nitekim sıkı ve sarsıntıları azaltılan bir uçuş; hava aracı yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının kontrolcü ile yeterince kısıtlanması durumunda mümkün olabilmekte, hava aracının bu açılarla yaptığı hareketin görüntüye etkileri de bu açıların etkisini içeren 3B bulanıklık çekirdeği modeli ile bulunabilmektedir. Bu 3B model sayesinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının bulanıklığa etkileri ayrı ayrı da incelenebilmektedir.

Bu tezde okuyucuya daha iyi aktarabilmek için konu, basit veya temel bilgilerden başlanarak en ileri ve özel yönlerine kadar ele alınmaktadır. Dolayısıyla tez okunurken konu ile ilgili akla gelebilecek mümkün oldukça her soru için cevaplar verilmeye çalışılmaktadır. Böylece tezde, iyi bir bütünlüğün sağlanması amaçlanmaktadır. Bu bütünlük, tezin konuları arasındaki bağlantıların iyi kurulmasıyla ve her aşamada gelebilecek "neden?, nasıl?" sorularına karşı cevaplar barındıran bir şekilde yazılmasıyla sağlanmaya çalışılmaktadır. Böylece bilimde nedensellik ilkesine azami dikkat edilerek, öne sürülen her iddianın dayandığı hususlar da detaylı bir şekilde verilmektedir. Özellikle ele alınan bazı detayların daha önce yapılan Türkçe çalışmalarda çoğunlukla yer almaması bu kısımların Türkçe bilimsel çalışmalara bu tez sayesinde kazandırılmasını sağlamaktadır.

Havacılık alanında Türkçe yayımlanan çalışmaların kısıtlı olması nedeniyle yeterli Türkçe literatür de ne yazık ki oluşmamıştır. Ancak bu yetersizliğin bahane edilerek uygun Türkçe kelimeler bulmak yerine yabancı kelimelerin kullanılması yoluna da gidilmemesi gerekir. Bu nedenle, bu tezin yazımında mümkün olduğunca Türkçe terimler kullanılmıştır. Ancak yabancı kelimeler kullanmamak için gayret gösterilmesi bazı zorlukları da beraberinde getirmektedir. Örneğin rigid veya trim gibi kelimeleri karşılayabilen Türkçe kelimeler bulunamamış, bunların tezde geçtikleri her yerde anlamlarının da verilmesi yoluna gidilmiştir. Diğer taraftan longitudinal, lateral, horizontal, transverse ifadelerinin kullanımı ise kendi dillerinde dahi karışmaktadır. Bu nedenle bu tezde *x*, *y* ve *z* eksen isimleri olarak sırasıyla yatay, dikey ve düşey eksen; düzlem isimleri olarak da *x* yatay ekseninin olmadığı *yz* düzlemi için yanlamasına düzlem, *y* dikey eksenin olmadığı *xz* düzlemi için uzunlamasına düzlem ve *z* düşey ekseninin olmadığı *xy* düzlemi için düşey düzlem isimleri kullanılmıştır. Dolayısıyla yuvarlanma açısı, yanlamasına düzlemde; yunuslama açısı, uzunlamasına düzlemde; sapma açısı ise düşey düzlemde meydana gelmektedir.

1. BÖLÜM
GENEL BİLGİLER

Bu bölümde, tezde değinilen konularla ilgili farklı detayların bulunabileceği kaynaklar ile sonraki bölümlerde kullanılacak ve geliştirilecek model, kuram ve algoritmalara temel oluşturan bilgiler verilmiştir.

1.1. İlgili Çalışmalar

Hava araçları ile görüntüleme gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır. Ancak hava aracı hareketi nedeniyle görüntüler istenen kalitede elde edilemeyebilir [1, 2]. İstenen kalitenin yakalanamamasının en önemli nedenlerinden biri de hava aracı hareketinden kaynaklanan bulanıklıktır. Bulanıklık kamera için diyafram, enstantane ve sensör hassasiyeti gibi bazı çekim ayarlamaları yapılarak kısmen önlenebilir [3, 4]. Ancak bunlar, hava aracının hareketi nedeniyle, istenen net görüntülerin çekilmesi için çoğu zaman yeterli olmamaktadır.

Bulanıklığa neden olan sert hareketi, yani hava aracının yörüngeden kaymasını, ani sapmasını veya sarsıntılarını engellemek için hareketinin iyi bir şekilde modellenmesi ve kontrol edilmesi gerekmektedir. Hava aracı hareketi modellenirken, bir taraftan gerçeğe uygun bir modelin çıkarılması gerekirken diğer taraftan çıkarılan bu modelin kontrol edilebilmesi için aşırı karmaşık da olmaması gerekmektedir [5, 6, 7, 8, 9]. Modellenen hava aracı hareketi ile birlikte bu hareketin neden olduğu bulanıklık da belirlenebilir.

Görüntülerdeki bulanıklığın giderilmesi için yapılan çalışmaların yarım asrı da geride bırakan bir mazisi vardır [10, 11]. Son yıllarda modelleme ve tahmin yöntemlerindeki gelişmelerle birlikte bulanıklık içermeyen, daha kaliteli görüntüler elde etmek için yapılan çalışmalar da artmıştır [3, 12, 13, 14, 15]. Bu çalışmalar çoğunlukla ya

görüntülerin bulanıklıktan etkilenmesini önlemek ya da bulanık görüntülerdeki bulanıklığı gidermek veya düzeltmek üzerine yoğunlaşmaktadırlar. Bu nedenle görüntülerdeki bulanıklık çalışmalarını, bulanıklığı önleme ve giderme çalışmaları olmak üzere iki sınıfa ayırmak mümkündür [16]. İlk sınıf olan bulanıklığı önleme çalışmalarında çoğunlukla döneölçer (jiroskop) veya CMOS gibi dahili sensörler [17, 18, 19] veya dengeleme halkası (gimbal) gibi dengeleyici aletler kullanılmaktadır. Böylece kameradaki görüntüleme sensörü ve optik elemanlar kamera hareketine göre hareket ettirilerek veya kamera, hava aracının sert hareketlerinden bağımsızlaştırılarak bulanıklık önlenmeye çalışılmaktadır. İkinci sınıf çalışmalarda ise bulanıklığın giderilmesi için görüntü işleme yöntemleri kullanılarak görüntüde oluşmuş bulanıklık giderilmektedir [3, 20]. İkinci sınıfta, bulanıklığın giderilebilmesi için bulanıklığa neden olan bulanıklık çekirdeğini kamera hareketinden hesaplamak ya da hareket bilinmiyorsa bulanıklık çekirdeğini tahmin etmek gerekmektedir (görüntü işleme tekniklerine dayalı bulanıklık giderme yöntemleri oldukça fazladır, bu konuda daha detaylı bilgi için [21] kaynağına bakılabilir.). Görüntülerde oluşan bulanıklığı giderme çalışmaları, bulanıklığı baştan önleme çalışmalarına nispeten daha geniş bir yelpazede devam etmektedir. Bunun nedenlerinden biri olarak bulanıklığı giderme çalışmalarında çoğu zaman donanımsal yapılar kullanmadan, sadece yazılım tabanlı görüntü işleme teknikleriyle sorununun çözümü üzerine çalışılması sayılabilir. Ancak hem donanım hem yazılım tabanlı yapılan çalışmalar (örneğin [19, 22]) hem daha başarılı hem de daha uygulanabilir veya kullanılabilir olmaktadırlar.

Hava araçları ile alınan görüntülerde oluşan bulanıklık, oldukça önemli bir problem olmasına rağmen bu görüntülerdeki bulanıklık üzerine yapılan çalışmalar birkaç taneyi (örneğin [23]) geçmemektedir. Oysa hava aracı ile alınan görüntülerin kalitesini havanın aydınlığı, görüntülenen alana olan uzaklık ve hava aracının hareketi önemli ölçüde etkilediğinden bunlar üzerine yapılacak çalışmalara büyük bir ihtiyaç vardır [24].

Görüntülerdeki bulanıklığı modellemek için kullanılan en yaygın yöntem konvolüsyondur. Bulanık görüntüler, net görüntüler ile bulanıklık çekirdeğinin konvolüsyonu şeklinde ifade edilmektedirler. Burada bulanıklık çekirdeği, kamera çekimi esnasında kamera hareketinin görüntü oluşturulurken nasıl bir etkiye sahip olduğunu ifade eden bir fonksiyondur ve nokta dağılım fonksiyonu (point spread function, PSF) olarak da adlandırılmaktadır. Bulanıklık, net görüntü ile bu fonksiyonun

konvolüsyonu olarak modellendiğinden bulanıklığın giderilmesi de PSF'nin bulanık görüntüden çıkarılması yani ters konvolüsyon olarak ifade edilebilir. Bulanıklık çekirdeğinin bilindiği durumlarda bulanıklığın giderilmesi kör olmayan ters konvolüsyon (non-blind deconvolution) [25, 26, 27, 28, 29], bulanıklık çekirdeğinin de bilinmediği durumlarda ise kör ters konvolüsyon [3, 4, 15, 30, 31, 32] olarak adlandırılmaktadır.

Bulanıklığın konvolüsyon ile ifade edildiği durumlarda, hesaplamada kolaylık olması için, bulanıklık çekirdeğinin çoğu zaman tüm görüntüde eşit olarak dağıldığı, böylece görüntünün her tarafının bulanıklıktan aynı şekilde etkilendiği kabul edilmektedir [33, 34]. Bu yaklaşım her ne kadar işe yarasa da kamera hareketi esnasında aslında görüntünün farklı bölgelerinde farklı bulanıklıklar meydana gelebilmektedir. Bu nedenle son yıllarda bulanıklık çekirdeği, kamera hareketinin görüntünün her bölgesini farklı miktarda etkileyebileceği bir şekilde modellenmeye başlanmıştır. Ayrıca 3B kamera hareketi 6 serbestlik dereceli olarak modellenerek bulanıklık çekirdeği bu hareketten tahmin edilmeye çalışılmıştır [19, 22, 35, 36]. Bu yöntemler oldukça başarılı olmakla birlikte kötü tarafları, kamerayla birlikte döneölçer gibi dahili sensörler kullanmayı gerektirmeleridir. Bu tezde ise hava aracı sensörleri kullanıldığından kamera için ek bir alete ihtiyaç duyulmamaktadır. Ayrıca literatürdeki çalışmalar ekseriyetle görüntü işleme teknikleriyle yani sadece yazılım ortamında yapılmışlardır. Bu tezde ise bulanıklık, gerçek zamanlı uçuşlarla incelenmektedir.

Hava araçlarında ek bir alete ve maliyete ihtiyaç duyulmadan bulanıklığın önlenmesi için geliştirilebilecek en önemli yöntemlerden biri olarak iyi bir kontrol sistemi tasarımı sayılabilir. Bu kontrol sistemlerinden ilk geliştirilenleri Kutup Yerleştirme [37, 38] ve Temel Geri Besleme [39, 40] teknikleridir. Daha sonra doğrusal matris cebrine dayalı Doğrusal Karesel Düzenleyici (DKD, Linear Quadratic Regulator- LQR) ve Doğrusal Karesel Gaussian Kontrolcüleri geliştirilmiş [41, 42], ancak bu yöntemler hava aracı kontrolünde yeterince gürbüz olamamışlardır. Bu nedenle gürbüzlüğü sağlaması için H_∞ Kontrol yaklaşımı geliştirilmiştir [43, 44]. Fakat bu tür gürbüz kontrolcüler de oldukça maliyetli olmuşlardır. Ayrıca, günümüze kadar, hava aracı kontrolü için Yapay Sinir Ağları Kontrolcüsü [45], Model Öngörülü Kontrolcü [46] ve Varyans Kısıtlı Kontrolcü (VKK) [47] de tasarlanmıştır.

Modern bir kontrol yöntemi olan VKK, birçok araştırmacı tarafından helikopter [6, 48, 49, 50], dikey iniş-kalkış yapabilen uçak [51] gibi karmaşık hava aracı modelleri ve Hubble uzay teleskobu [52] kontrolünde kullanılmıştır. VKK, durum kestirimi yapabilmesi, durum kovaryans matrisini kullanıyor olması ve kısıtları sağlamadaki başarısı [47, 49, 53, 54] nedeniyle bu tezde, helikopter için tercih edilmiştir.

Bu tezde ilk defa, üretilen bir İHA ve geliştirilen helikopter modeli ile görüntü alınırken karşılaşılan bulanıklığın önlenmesi için çalışılmıştır. İHA'nın modellenmesi için [5], helikopter modeli için ise [6] kaynağından yararlanılmıştır. Havadan görüntüleme esnasında oluşan bulanıklığın önlenmesi yönünden ise bu alanda literatürde yapılan ilk çalışmadır. Ayrıca hava aracının 3B hareketi ile kamera dahili ve harici matrislerinin kullanılarak bulanıklığın modellendiği nadir çalışmalardan biridir. Yapılan çalışmaların büyük bir çoğunluğunda (yukarıda verilen birkaç istisna dışında) bulanıklık, 2B olarak modellenmiştir. Burada geliştirilen 3B bulanıklık çekirdeği modeli sayesinde ise hava aracı yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının çekilen görüntülerdeki bulanıklığa etkileri ayrı ayrı incelenebilmektedir.

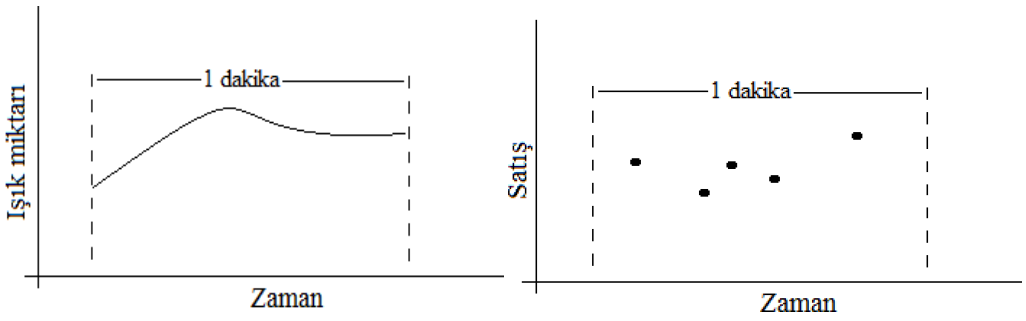
Bulanıklığı önlemek için İHA dinamiği, kameranın İHA'ya monte edildiği konum ve kontrolcü parametreleri birlikte ele alınarak hepsi için en uygun olan değerler bulunmuştur. Yapılan geliştirmelerin, bulanıklığı nasıl etkilediğini karşılaştırmak için kameranın tasarımına dahil edilmediği standart İHA ve iyileştirmelerin yapıldığı İHA ile gerçek zamanlı uçuşlar gerçekleştirilmiştir. Helikopter için ise fiziksel tabanlı olarak geliştirilen model, VKK ile kontrol edilmiştir. Bulanıklığın giderilmesi amacıyla İHA için de helikopter için de yapılan bu çalışmalar literatürde ilk olma özelliği taşımaktadırlar.

1.2. Temel Bilgiler

1.2.1. Sürekli ve Ayrık Zamanlı İşaretler

Sürekli zamanlı işaret, zamanın her anında belirli bir değere sahip olan işarettir ve fiziksel olarak mevcuttur. Kamera ile bir dakikalık video kaydı çekildiğinde çekim boyunca lense gelen ışık sürekli zamanlıdır. Yani bir dakikalık çekim boyunca on beş ile on yedinci saniye arası gibi herhangi bir zaman aralığında ışık miktarı belli bir değere sahiptir. Zaman aralığının küçüklüğünün de önemi yoktur, ışığın 15.0001 ile

15.0002 saniye zaman aralığında da bir değeri vardır, dolayısıyla zaman sonsuz derecede küçük oluncaya kadar ışık, miktarı ölçülemeyecek kadar küçük de olsa mevcuttur ve bir değere sahiptir. Ayrık zamanlı işaretler ise sadece belirli zaman noktalarında değer alabilen işaretlerdir. Değer aldıkları zaman noktası dışında mevcut değillerdir. Bir dakikalık süre zarfında bir markette gerçekleşen satış işlemleri ayrık zamanlı bir işarettir. Beş adet işlem gerçekleşmişse bunların hepsi sadece gerçekleşme anında mevcuttur. Dolayısıyla bu işaret, bir dakikalık süre zarfında sadece beş noktada değer alabilir, diğer zamanların hiçbirinde mevcut değildir. Ayrık zamanlı işaretler çoğunlukla istatistik verileri içeren işaretlerdir. Verilen bu iki işaret örneğinin gösterimleri Şekil 1.1 ile verilebilir. Bu her iki şekildeki 1 dakikalık zaman aralığının bin eşit parçaya bölünmesi durumunda, Şekil 1.1.a'daki işaretin bin değerinin mevcut olduğu, Şekil 1.1.b'deki işaretin ise sadece beş noktada değerinin olduğu görülür.



(a) (b)

Şekil 1.1. (a) Sürekli ve (b) ayrık zamanlı iki işaret

Bu iki örnekten sonra şöyle bir genelleme de yapılabilir: sürekli zamanlı işaretler fiziksel olarak mevcutken, ayrık zamanlı işaretlerin fiziksel dünyada karşılıkları yoktur. Ayrık zamanlı işaretlerin dünyası ise elektronik, dijital veya sanal dünyadır ve buralarda da sürekli zamanlı işaretler mevcut değillerdir. Yine görüntüler için de bir temsil verilecek olursa: dijital bir kamera ile bir elmanın fotoğrafının çekildiği durumda, fotoğrafı çekilen şey fiziksel olarak mevcuttur dolayısıyla elmanın fotoğraflanan dış yüzeyinin boyutu bir işaret olarak alındığında; boyut ne kadar küçülürse küçülsün bu işaret bir değere sahip olmaktadır. Yani elmanın kabuğu bin parçaya da bölünse her bir parçanın bir değeri olduğundan işaret, sürekli zamanlıdır. Fotoğraf çekildikten sonra dijital fotoğrafın kendisi ise artık sanaldır ve belirli sayıdaki piksellerden oluşmaktadır. Görüntüde söz gelimi iki yüz adet piksel varsa fotoğraf ancak iki yüz noktada değer

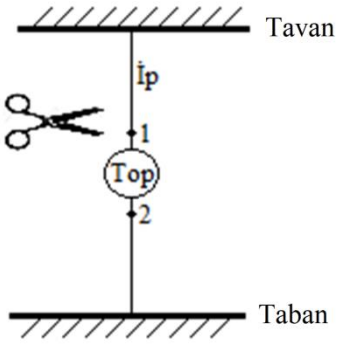
alabilmekte ve daha fazla bölünememektedir. Dolayısıyla, bu iki dünya arasında geçişlerin nasıl olduğuna bakmak gerekmektedir.

1.2.2. İşaretlerin Örneklenmesi

Fiziksel dünyadaki sürekli zamanlı işaretlerin elektronik ortama aktarılabilmeleri için belirli noktalarda ve yeteri kadar örneğinin alınarak ayrık zamanlı işarete dönüştürülmesi gerekmekte olup bu işleme örnekleme denilmektedir. Aksi takdirde işaretler üzerinde elektronik ortamda işlemler yapmak mümkün görülmemektedir. Dolayısıyla fiziksel dünyadan elektronik ortama aktarılan tüm verilerin geçtiği bir aşama da örneklemedir. İşaretlerin örneklenmesi detaylı bir şekilde "Bölüm 2"de ele alınmaktadır.

1.2.3. Kararlılık

Bir sistemde işaretler ile işlemler yapabilmek için gereken bazı temel şartlardan biri sistemin kararlı olmasıdır. Bir sistemin kararlı olabilmesi için sınırlı bir giriş işaretine göre sadece sınırlı bir çıkış işareti üretmesi gerekmektedir yani herhangi bir sınırlı giriş işareti değerine karşı sapan veya belirlenemeyen bir çıkışın üretilmemesi gerekir. Şekil 1.2'de kararlı bir sisteme örnek olarak iki tarafından bağlanmış bir top verilmektedir. Esneyebilen bir iple bağlı topa vurulması durumunda top, belli bir süre sonra tekrar eski konumuna gelebilir. İpin, 2 noktasından kesildiği ve topa sınırlı bir kuvvet uygulandığı durumda ise yine kararlıdır ve top eski konumuna tekrar gelebilir. Ancak ip, 1 noktasından kesilirse sistem kararlılığını yitirmektedir.



Şekil 1.2. Esneyebilen bir iple iki tarafından bağlı bir top

Kararlılık, statik ve dinamik kararlılık olmak üzere iki başlık altında incelenebilir. Sistem, bozulan denge noktasına yeniden dönmeye yönleniyorsa statik kararlı, sadece

yönelmekle kalmayıp aynı zamanda denge noktasına gelebiliyorsa dinamik kararlıdır. Bu nedenle her statik kararlı sistem aynı zamanda dinamik kararlı olmayabilirken, dinamik kararlı bir sistem her zaman ayrıca statik kararlı olmaktadır. Yukarıdaki örnekte 2 numaralı noktadan kesilen ipe asılı topa vurulduğunda denge noktasına doğru yönlenir, fakat sallanma açısı küçülmeden top sürekli sallanmaya devam ederse bu durumda sistem statik kararlı olurken dinamik kararlı olamaz.

1.2.4. Doğrusallık ve Zamanla Değişmeme

Bir sistemin doğrusal olması için sistem çıkışının sadece girişinin etkisine orantısal olarak bağlı olması gerekmektedir. Zamanla değişmeme ise sistem davranış ve özelliklerinin zamandan bağımsız olarak, değişmeden sabit kalmasıdır. Yine Şekil 1.2'deki örneğe bakılacak olursa esnek iple bağlı topa yavaş vurulduğunda az, hızlı vurulduğunda çok sallandığından kabaca bu sistemin doğrusal olduğu anlaşılabilmektedir. Yine topa aynı şiddetle bugün de vurulsa bir ay sonra da vurulsa aynı miktarda sallanarak sönümlenmesi sistemin, zamandan bağımsız olduğunu göstermektedir. Doğrusallık ve zamanla değişmeme sistemlerin tasarımında ve analizinde oldukça önemli bir yere sahiptir. Uygulamalarda kullanılan birçok sistemin doğrusal ve zamandan bağımsız olarak başarılı bir şekilde modellenmeleri mümkündür.

1.2.5. Kontrol Edilebilirlik

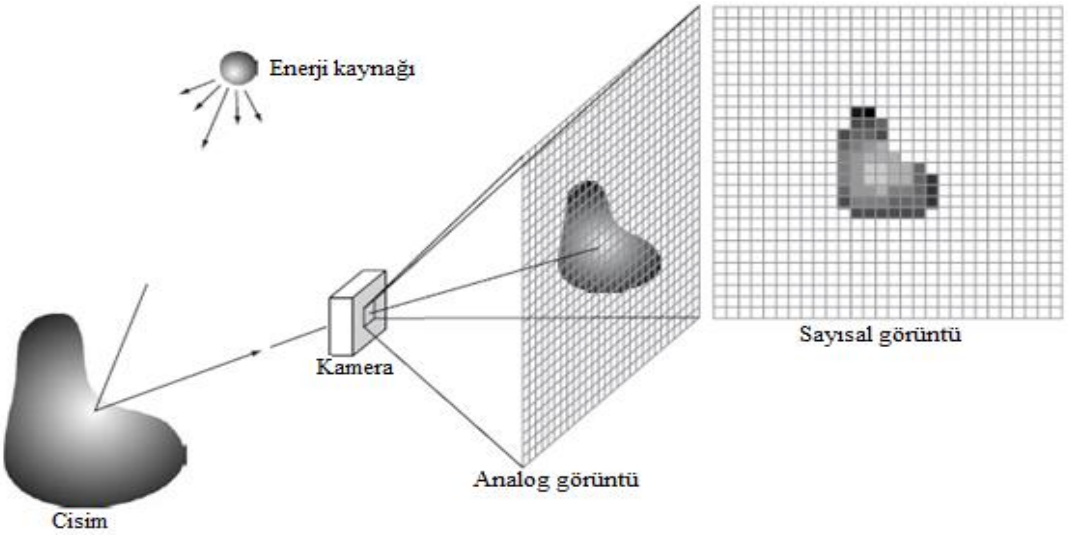
Modellenen bir sistem için kontrolcü tasarımı yapılırken öncelikle sistemin kontrol edilebilir olması şartını sağlayıp sağlamadığına bakılması gerekmektedir. Nitekim sistemin kontrol edilebilir olması kutupların farklı yerlere yerleştirildiğinde de çalışacağını temin etmektedir. Bir sistemin kontrol edilebilir olup olmadığı, ilerleyen bölümlerde anlatılacak modern kontrol yöntemleri için oldukça önemli olan durum-uzay modelinden elde edilen kontrol edilebilirlik matrisinin rankına bakılarak anlaşılabilir. Zira rank matris içerisindeki doğrusal bağımsız değişken sayısını vermektedir. Matriste herhangi bir satır diğer bir satırın veya herhangi bir sütun diğer bir sütunun belli bir katı olması bağımsız olmayan değişkenlerin varlığı anlamına gelmektedir. Bu da kontrol edilebilirliği ortadan kaldırmaktadır.

2. BÖLÜM
SAYISAL GÖRÜNTÜLEME VE KAMERA ÇEKİMİ

Görüntüleri analog ve sayısal olmak üzere ikiye ayırmak mümkündür. Çektiği görüntüyü doğrudan film üzerine basan fotoğraf makinalarından elde edilen görüntüler gibi bilgisayar ortamına aktarılmayan görüntüler analog görüntülerdir. Sayısal görüntüler ise bilgisayarların işlem yapabilmeleri için analog işaretlere, sayısal değerler atanarak elde edilen görüntülerdir.

2.1. Sayısal Görüntülemede Temel Kavramlar

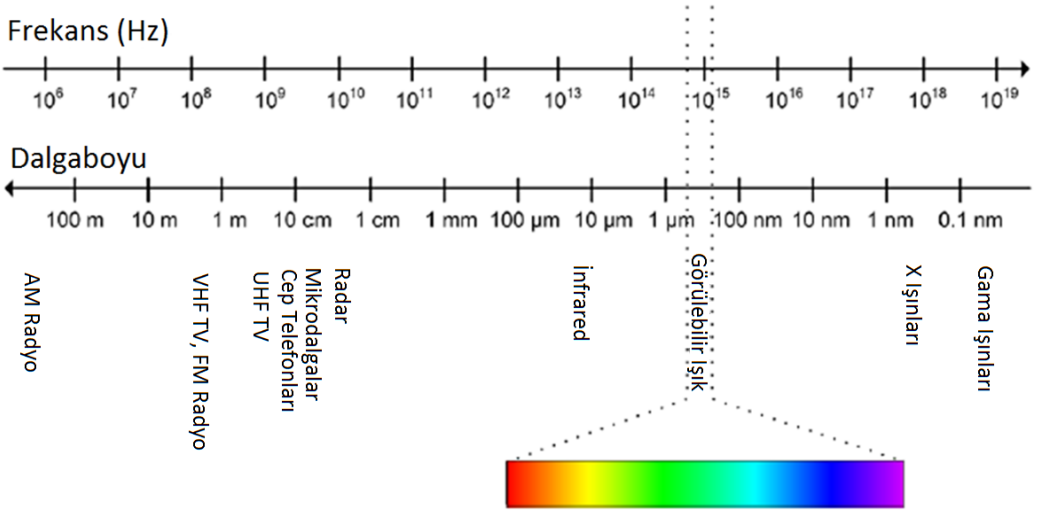
Görüntülerin oluşturulması için gereken temel bileşenler enerji, görüntüsü oluşturulmak istenen cisimden yansıyan bu enerjiyi toplayacak bir görüntüleme sistemi ve toplanan enerjinin miktarını ölçen bir sensör olarak sıralanabilir (Şekil 2.1). Bu sensörün çıkışı analog bir işaret olduğundan bilgisayar ortamına aktarılabilmesi ve üzerinde sayısal işlemler yapılabilmesi için sayısal bir işarete çevrilmesi gerekmektedir. Bu şekilde sayısal görüntüler elde edilmektedir.



Şekil 2.1. Sayısal görüntülerin elde edilmesi [55]

2.1.1. Enerji Kaynağı

Görüntü oluşturmak için ekseriyetle kullanılanlar, enerji ve elektromanyetik dalgalardır. Enerji kaynağı olarak elektromanyetik dalga üretme kapasitesine haiz birçok kaynak kullanılabilir. Güneş ise en yaygın olarak kullanılan enerji kaynağıdır. Güneş ışınlarının görülebilir kısmını oluşturan dalga boyu Şekil 2.2'deki gibi 390 ile 700 nanometre ve frekansı 430-770 THz olan dalgalardır.



Şekil 2.2. Frekans ve dalga boylarına göre elektromanyetik dalgalar

Elektromanyetik dalgalar çoğunlukla kullanıldıkları alanlara göre isimlendirilmişlerdir. Radyo olarak isimlendirilen FM aralık sesin dinleyiciye 100.10^6 Hz civarında dalgalarla iletildiğini göstermektedir. Elektromanyetik dalgalar aslında aynı olmakla birlikte değişen sadece frekans, genlik veya dalga boylarıdır. Yani şayet insan, frekansı 2 GHz civarında olan dalgaları da görebilseydi kullandığı cep telefonunun küçük bir güneş gibi aydınlık verdiğini de görebilirdi [56].

2.1.2. Optik Sistem

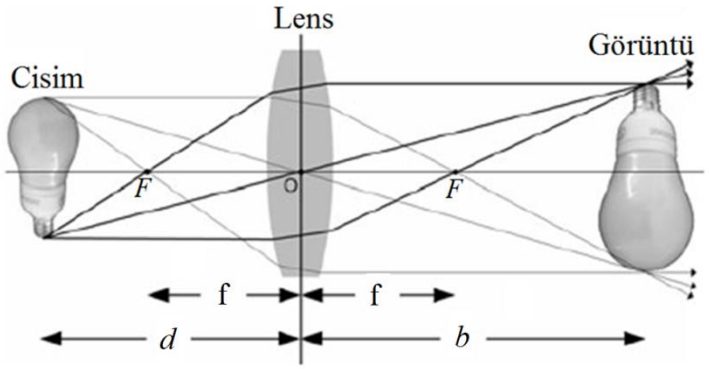
Bir cismin görüntüsünün oluşturulması için cisme çarparak yansıyan enerjinin toplanıp işlenmesi gerekmektedir. Güneş ışığıyla oluşturulan görüntüler için ışığın toplanma işlemi optik sistemler tarafından yapılmaktadır. Optik sistemler toplanan enerjinin sensörlere yönlendirilmesini sağlamaktadırlar.

Optik sistemin temelini ise lensler oluşturmaktadır. Lensler optik sisteme gelen ışınların belli bir noktaya odaklanmalarını sağlamaktadır. Nesneden yansıyan ışınlar birçok yönde ve farklı açılarda saçıldıklarından kullanışlı hale getirilip, bir görüntü oluşturulabilmesi için bu ışınların belli bir düzenle yönlendirilerek toplanması gerekmektedir.

Bir lensin odak noktası F, merkezi O ile gösterilirse F ile O'dan geçen eksene optik eksen denilmektedir. Cismin lense olan uzaklığı *d*, lensin görüntünün oluşturulduğu yere olan uzaklığı *b* ve odak noktası ile lens arasındaki mesafe de f olarak ifade edilirse;

$$\frac{1}{b}+\frac{1}{d}=\frac{1}{\mathrm{f}} \tag{2.1}$$

şeklinde tanımlanabilir. Şekil 2.3'te verildiği gibi f ve *d* genellikle 1 ile 100 mm arasında olduğundan cisim lensten birkaç metre uzak olduğu durumda *b* yaklaşık olarak f'ye eşit olmaktadır. Bu da kamera içinde oluşan görüntünün lensin odak noktasına çok yakın bir yerde olduğunu göstermektedir.



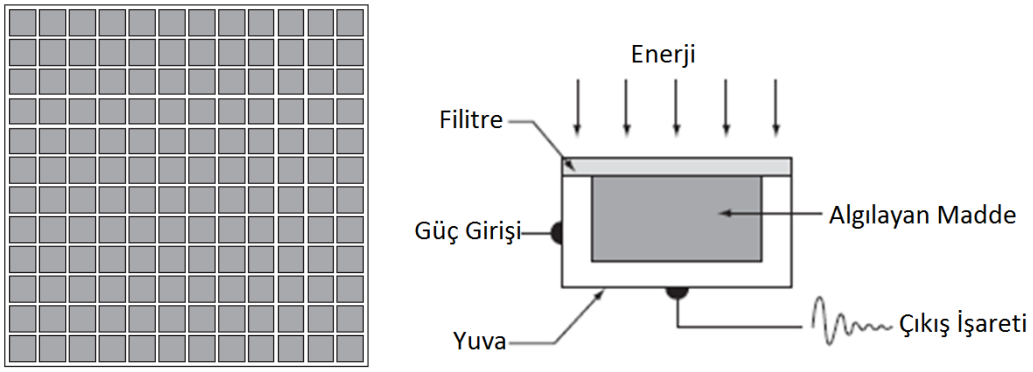
Şekil 2.3. Optik bir sistemin çalışma şekli [56]

Lenslerin görüntülerde meydana gelen bulanıklık üzerinde diyafram açıklığı ve alan derinliğine (depth of field) bağlı olarak önemli etkileri vardır. Bunlara ileriki bölümlerde değinilmektedir.

2.1.3. Sensör

Görüntüleme sisteminde kullanılan sensörler optik sistemin odakladığı enerjinin şiddetine göre gerilim üreten elemanlardır. Görüntüleme sisteminde kullanılan enerjinin

yapısına göre -söz gelimi X ışını, radar, kızılötesi veya ultrason ışınları gibi- sensörler de değişiklik göstermektedir. Ancak dijital kameralarda kullanılan sensör tipi çoğunlukla Şekil 2.4'te gösterildiği gibi 2B dizi sensörlerdir. Bu tür sensörlerin tipik bir örneği ise CCD (Charge Coupled Device) sensörleridir

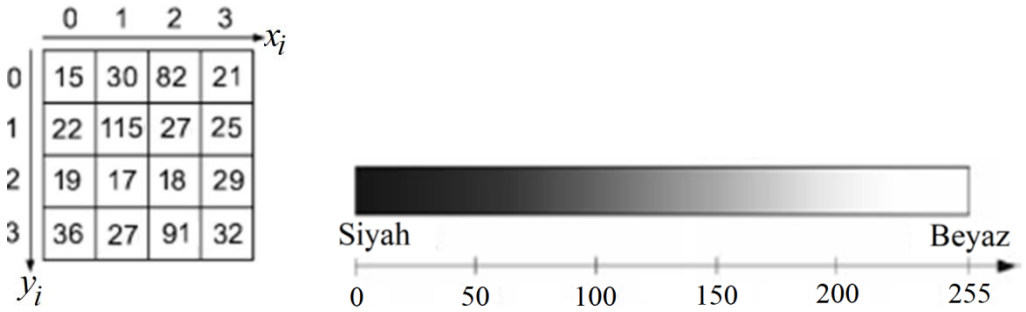


Şekil 2.4. (a) Sensör dizisi ve bu dizide yer alan (b) her bir sensör tanesi

Sensörler tarafından üretilen çıkış analog bir işarettir. Dizide yer alan her bir sensör, üzerine gelen enerjiye göre -ki bu dijital kameralarda ışıktır- elektriksel bir işaret üretmektedir. Bu işaret de daha sonra sayısal görüntüler oluşturabilmek için sayısal işaretlere dönüştürülmektedir. Sayısallaştırma işlemi "Bölüm 2.2"de ele alınmaktadır.

2.1.4. Sayısal Görüntüler

Her bir sensörden elde edilen analog çıkış sayısal işarete dönüştürüldükten sonra bu işaret değerleri belirli piksellere atanarak piksel değerleri belirlenmektedir. Sayısal bir görüntüyü oluşturan temel yapı taşları piksellerdir. Örnek olarak görüntüyü oluşturan piksellerden görüntünün nasıl elde edildiğini anlamak için, burada her bir piksel değerinin, sayısal işaretinin büyüklüğüne göre 0 ile 255 değerleri arasında bir sayıya atandığı siyah beyaz (gri seviye) görüntüler verilebilir. Her bir piksel $f(x_i, y_i)$ formatında tanımlanabilir. Böylece dizi halinde bulunan piksellerin bulunduğu satırı göstermek için x_i, sütunu göstermek için de y_i kullanılacak olursa, $f(x_i, y_i)$ pikselin bu koordinatlardaki değerini gösterecektir. Yani Şekil 2.5'teki 4×4 pikselden oluşan küçük görüntü örnek olarak alınırsa $f(3,2) = 22$ veya $f(0,1) = 17$ olur.



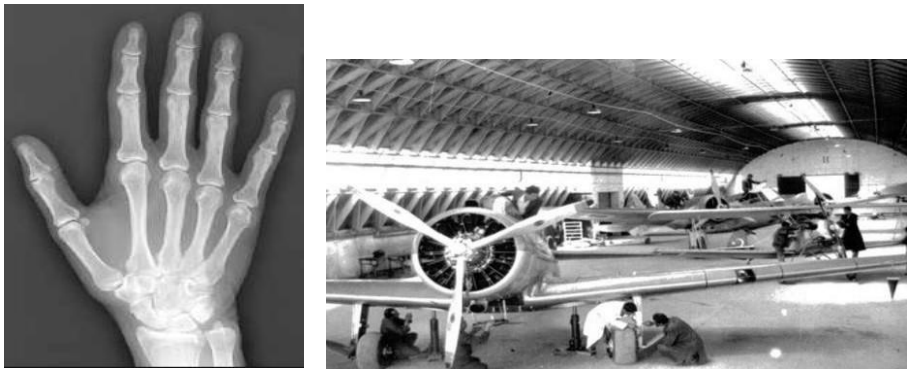
(a) (b)

Şekil 2.5. Sayısal bir siyah-beyaz görüntü

Bu şekilde her ne kadar farklı enerji kaynağı, optik sistem ve sensör kullanılıyor olsa da tüm görüntüler sayısal görüntülere çevrilebilmektedirler. Sayısal görüntüler elde edildikten sonra da bilgisayarlarda işlem görmeleri mümkün hale gelerek muazzam bir çalışma alanı haline gelmiş, görüntü ve görüntü işleme teknikleri birçok alanda kullanılır olmuştur. Şekil 2.2'de gösterilen elektromanyetik dalgalardan bazılarının kullanılmasıyla elde edilen görüntülere örnekler Şekil 2.6'da verilmiştir.



(a) (b)



(c) (d)

Şekil 2.6. (a) Radar, (b) kızılötesi ışınlar, (c) X ışınları, (d) görülebilen güneş ışınları ile elde edilen görüntüler

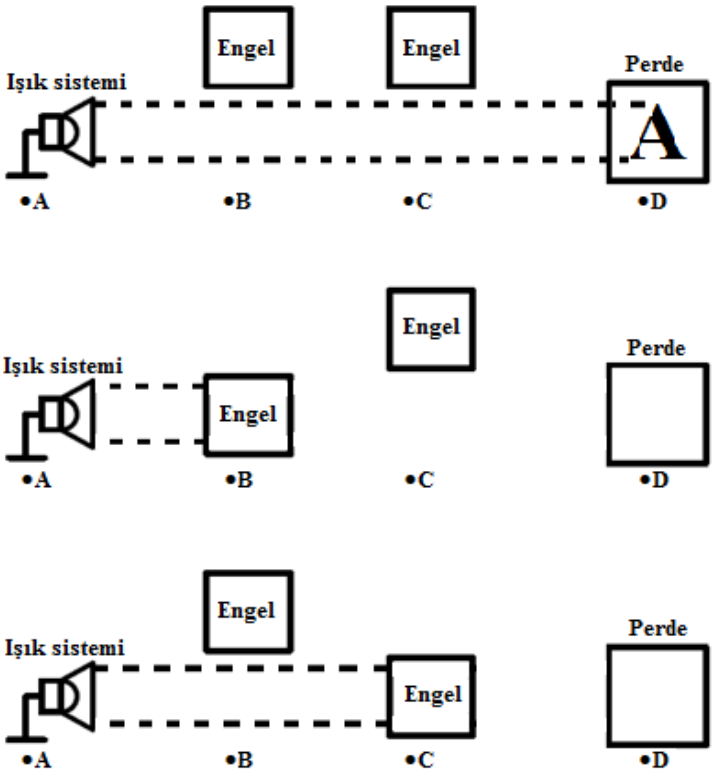
2.2. Görüntülerin Sayısallaştırılma İşlemleri

Sayısal görüntüler sayısal işaretlerle elde edilen görüntülerdir. Görüntüyü oluşturan sayısal işaretler ise gerçek görüntüyü oluşturan analog işaretlerin sayısal işaretlere dönüştürülmesiyle elde edilmektedir. Nitekim bilgisayar için anlamlı olması ve verimli bir şekilde kullanılabilmesi, işaretin sayısallaştırılmasını gerektirmektedir.

İşaretlerin sayısallaştırılmasında önemli iki adım örnekleme ve numaralandırmadır. Örnekleme, koordinat sisteminin sayısallaştırılması iken numaralandırma ise genliğin veya şiddetin sayısallaştırılma işlemidir.

2.2.1. Örnekleme

Örnekleme bir işaretin belli bir zaman aralığındaki davranışının ölçeklenmesidir. Yani işaretin davranışı aynı kalacak şekilde işaret belli bir aralığa sıkıştırılmaktadır. Örnekleme işlemi yapılırken cevaplanması gereken en önemli soru örnekleme aralığıdır. Örneklemenin daha iyi anlaşılması için yine basit bir temsil Şekil 2.7 ile verilebilir.



Şekil 2.7. Örnekleme işlemi temsili

Şekil 2.7'de harflerin görüntüsünü D konumundaki perdeye yansıtan bir yansı cihazı A konumunda bulunmaktadır. B ve C konumunda ise aşağı-yukarı hareket eden engeller bulunmaktadır. B engeli saniyede bir kere aşağı ve yukarı hareket ettirilmekte yani yarım saniye aşağıda yarım saniye de yukarıda tutulmaktadır. Böyle bir sistemden anlaşılmaktadır ki perdede, harfin tam görüntüsünü yakalayabilmek için C'deki engel en az bir saniye boyunca yukarıda kalmalıdır. Çünkü C'nin yukarıda kalma süresi bir saniyeden daha küçük olursa B, aşağı-yukarı hareketini bu aralığa sığdıramamaktadır, bu nedenle de ilerleyen sürelerde tam bir görüntü alınamamaktadır. C, bir saniye veya daha uzun bir aralık süresince yukarıda kalırsa perde üzerinde tam bir görüntü örneği, herhangi bir zaman aralığında muhakkak elde edilebilmektedir.

B'nin aşağıda ve yukarıda durmasının oluşturduğu her bir hareketin müstakil süresi, periyodu belirler ki bu T_B ile ifade edilirse, T_B =1s'dir. Aynı şekilde C'nin periyodu da $T_C \geq 2s$ olmalıdır. Frekans ise $\frac{1}{T}$ olduğundan $f_B = 1Hz$ ve $f_C = 1/2Hz$ olur. Frekans olarak ifade edilirse C'nin engel teşkil etmediği durumda yani yukarıdayken, B en az bir kere hareketini tamamlayabilmelidir. Yani B aşağı ve yukarı iki hareketi de C'nin sadece yukarıda olduğu süreye sıkıştırabilmeli, C bir tam hareket yaparken B en az iki tam hareket yapabilmelidir. Bu yorumun matematiksel ifadesi Shanon kuramıdır [57] ve $f_B \geq 2 f_C$ olarak ifade edilir. Bu kuramın örnekleme işleminde oldukça önemli bir yeri vardır ve MÖK gibi kontrolcü tasarımında da bir kıstas olarak kullanılmaktadır [58]. Örneklenen herhangi bir işaretin tekrar eski haline dönüştürülebilmesi için bu kurama uyulması gerekmektedir.

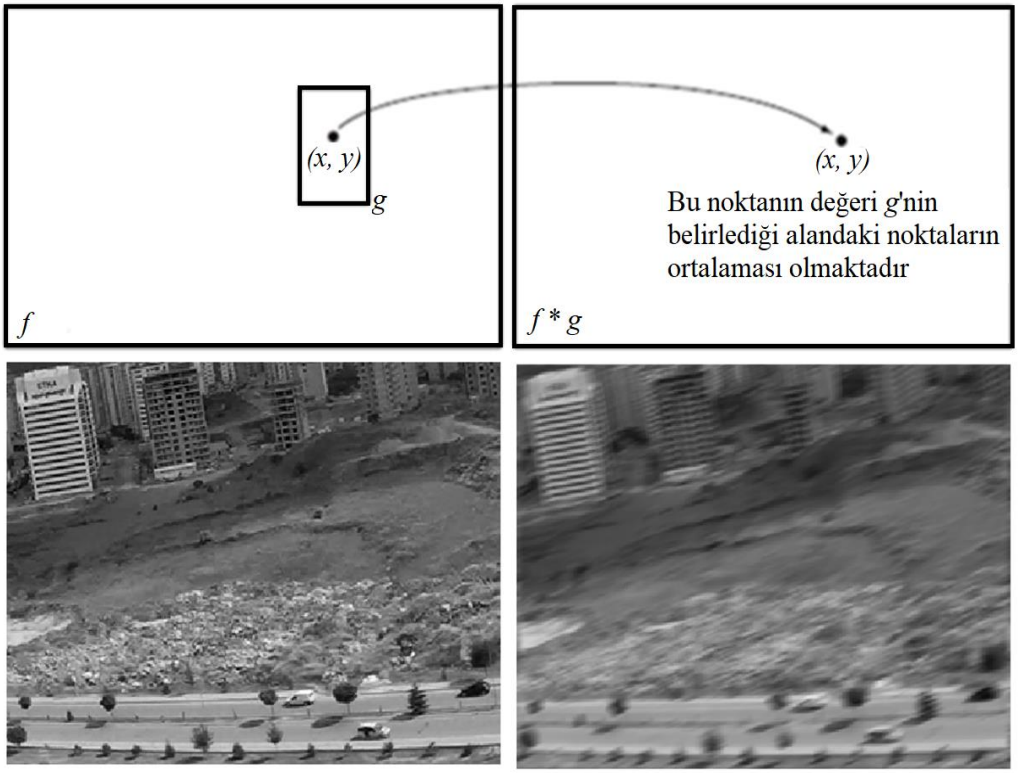
Zaman ekseninde bir işaretin örneklenmesinin matematiksel ifadesi konvolüsyon işlemidir. Yani konvolüsyon, aslında bir $f(x)$ fonksiyonunun $g(x)$ örnekleme aralığını ifade eden fonksiyon ile örneklenmesidir ve $f * g$ ile gösterilmektedir. $f, g : R \to R$ olması koşuluyla;

$$(f * g)(x) = \int_{-\infty}^{\infty} f(a) g(x-a) da \tag{2.2}$$

olur. Konvolüsyon da çarpma işlemi gibi yer değiştirme özelliğine sahiptir yani $f * g = g * f$ 'dir. İki boyutlu olan görüntüler için konvolüsyon ise;

$$(f * g)(x, y) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} f(a, b) g(x - a, y - b) da db \tag{2.3}$$

şeklinde ifade edilebilir. Konvolüsyon işleminin görüntülerdeki karşılığına bir örnek olarak Şekil 2.8 verilebilir.

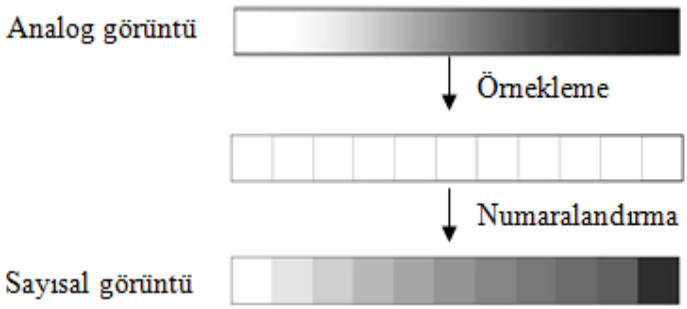


Şekil 2.8. İki boyutlu konvolüsyon işlemi [55]

2.2.2. Numaralandırma (Niceleme, Kuantalama)

Sadece örnekleme yapılarak analog veya sürekli işaretten sayısal veya ayrık zamanlı işaret elde edilmesi mümkün değildir. Sayısallaştırma işleminin tamamlanabilmesi için örneklenen işaretin genliğinin veya şiddetinin de belirli bir aralığa çekilmesi, yani ayrık zamanlı hale getirilmesi gerekir. Şekil 2.9'daki görüntü için 11 seviye bulunmakta ve işaret ancak bu seviyelerden birinin değerini alabilmektedir. Benzer şekilde gri seviye görüntülerde de 256 farklı seviye kullanılmaktadır. Numaralandırma işleminde işaretin gerçek değerinden uzaklaşarak başka yakın bir değer alması nedeniyle, örneklemenin

aksine, artık işaretin dönüştürülerek yeniden elde edilmesi mümkün değildir. Nitekim numaralandırma işlemi bilginin kaybolmasına sebep olmaktadır.

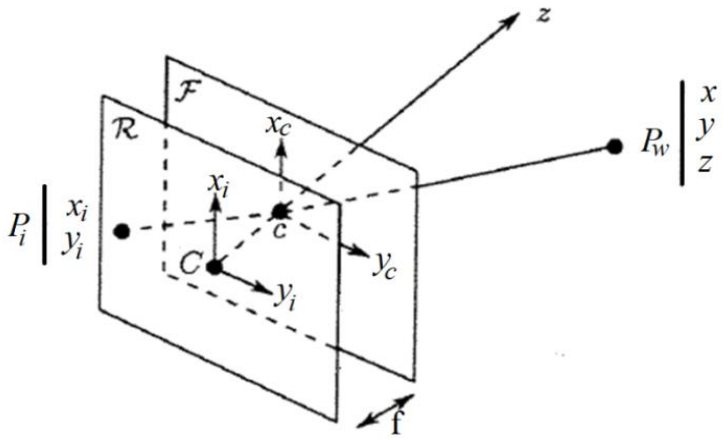


Şekil 2.9. Örnekleme ve Numaralandırma

Numaralandırma işleminde en önemli husus, değerlerin çekileceği aralığın sayısıdır. Bu aralıkların sayısı arttığı ölçüde işaret veya görüntü, aslına daha yakın bir hal almaktadır. Yani numaralandırma, görüntü çözünürlüğü ile doğrudan ilgilidir. Numaralandırma işlemi dijital kameralarda, içlerinde bu amaçla barındırdıkları sensörlerle yapılmaktadır.

2.3. Sabit Kamera ile Sabit Alanın Çekimi

Yukarıda temel sayısal görüntüleme ile ilgili detaylar verildikten sonra, bu bölümde, görüntü çekilmesini etkileyen kamera değişkenleri sunulmaktadır. Sabit bir kamera ile sabit bir alanın çekimi yapılırken 2B görüntü ile 3B kamera koordinatları arasındaki ilişki bir kamera dahili (intrinsic) matrisi ile tanımlanabilir. Bu amaçla öncelikle 3B uzay için koordinat sistemi (c, x, y, z) ve optik görüntüleme içerisindeki görüntü uzayı da Şekil 2.10'daki gibi 2B (C, x_i, y_i) olarak tanımlanabilir.



Şekil 2.10. Sabit kamera modeli [59]

Kamera odak noktası ekseni (*F*) ile görüntünün düştüğü (*R*) ekseni, bir birlerine odak uzunluğu (f) kadar bir mesafede ve paraleldirler. $z = \mathrm{f}$ olarak ayarlandığında şekilden de görüldüğü üzere görüntü düzlemi ile 3B uzay koordinatı arasındaki ilişki geometrik benzerlikten;

$$-\frac{\mathrm{f}}{z} = \frac{x_i}{x} = \frac{y_i}{y} \tag{2.4}$$

şeklinde yazılabilir. Dolayısıyla *x, y, z* koordinatlarındaki cisim, görüntü düzleminde $-\frac{x}{z}\mathrm{f}$, $-\frac{y}{z}\mathrm{f}$ şeklinde iki boyutlu olmaktadır. 3B uzay ile 2B görüntü düzlemleri arasındaki ilişki, matris formatında

$$\begin{bmatrix} \mathrm{f}x_i \\ \mathrm{f}y_i \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathrm{f} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\mathrm{f} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

olarak verilebilir. Böylece bir kamera, 3B uzayı 2B uzaya dönüştüren doğrusal bir sistem olmaktadır. Bu durum, odak noktası ekseni ile kamera derinlik (*z*) eksenin çakıştığı durum için geçerlidir. Ancak tasarımlarda her zaman bu çakışma durumunun kullanılması gerekmemektedir. Çakışmanın olmadığı durumlarda aradaki fark $-\frac{x}{z}\mathrm{f} + C_{x_i}$, $-\frac{y}{z}\mathrm{f} + C_{y_i}$ şeklinde ifade edilebilir. Dolayısıyla (2.5) ifadesi de

$$\begin{bmatrix} \mathrm{f}x_i + zC_{x_i} \\ \mathrm{f}y_i + zC_{y_i} \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathrm{f} & 0 & C_x & 0 \\ 0 & -\mathrm{f} & C_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

şeklinde elde edilebilir. Böylece kamera dahili matrisi

$$K = \begin{bmatrix} -\mathrm{f} & 0 & C_{x_i} & 0 \\ 0 & -\mathrm{f} & C_{y_i} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathrm{f}_{x_i} & s & C_{x_i 0} \\ 0 & \mathrm{f}_{y_i} & C_{y_i 0} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

şeklinde de verilebilir [60]. Burada f_{x_i} ve f_{y_i}'nin farklı olması, görüntüleme sensörlerinin en ve boylarının eşit olmadığı -kare yerine dikdörtgen olmaları gibi- durumlarda geçerlidir. *s* ise yansıtma farkını ifade etmektedir. Kamera sensörünün

ayarlı olduğu, lens etkisi içermeyen ve çok küçük bir diyafram genişliğine sahip olan kamera -pinhole kamera- kabulü ile $s = 0$ alınabilmektedir[1].

Böylece konumu bilinen sabit cismin, sabit kamera ile çekimi esnasında görüntü üzerindeki yeri yukarıdaki ilişkiler sayesinde kolayca bulunabilmektedir. Ancak kameranın hareketli olduğu durumda cismin görüntü üzerindeki yerini bulmak sadece dahili matrisi bilmek ile mümkün değildir. Hareketli kamera ile çekim esnasında, kamera harici matrisini de bilmek gerekir. Bu kısım "Bölüm 4.2"de anlatılmaktadır.

[1] Bu kamera değişkenlerinin çekilen görüntüye etkileri [95] numaralı kaynakta sunulan benzetimler ile incelenebilir.

3. BÖLÜM
HAVA ARACI HAREKETİNİN MODELLENMESİ

Bu bölümde, bulanıklığa neden olan hava aracı hareketleri için geliştirilen matematiksel modellerden bu tezde kullanılanları, detaylarıyla birlikte açıklanmaktadır. Tezde kullanılan sabit kanatlı İHA ve helikopter ile bunlar için geliştirilen modellere bu bölümde yer verilmiştir.

3.1. Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı Modeli

Son yıllardaki teknolojik gelişmeler İHA'ları, popülerliği giderek artan bir akademik araştırma konusu ve mühendislik uygulama sahası haline getirmiştir. İHA'lar askeri uygulamalar, havadan mayın tespiti, dijital haritalama, elektronik harp, radar doygunluk ve karıştırma, kurtarma, meteoroloji, havadan fotoğraflama ve video çekimi, trafik gözetleme, küçük paket taşıma, bilimsel araştırmalar, kaçak yapılaşma tespiti ve benzeri birçok durumun gözlem ve analizini, hızlı ve güvenli bir şekilde gerçekleştirmektedir [61]. Kullanım alanlarına göre elektrikli ve sıvı yakıtlı olan bu araçların boyları bir böcek kadar küçük olabileceği gibi, binlerce kilograma çıkabilecek kadar büyük de olabilmektedir. Oldukça fazla çeşidi bulunan İHA sistemlerinin sınıflandırılmasında farklı kıstaslar kullanılmaktadır. İHA'lar uçuş menzili, havada kalış süresi ve irtifalarına göre Özel Görevli İHA'lar, HALE (yüksek irtifa, uzun uçuş süreli stratejik İHA), MALE (orta irtifa, uzun uçuş süreli İHA), EN-TUAV (uzun süre havada kalan Taktik İHA, TİHA), LR-TUAV (uzun menzil TİHA), MR-TUAV (orta menzil TİHA), SR-TUAV (kısa menzil TİHA), CR-TUAV (yakın menzil TİHA), MUAV (mini İHA), MAV (mikro İHA) ve düşey iniş kalkış yapabilen İHA (VTOL UAV) şeklinde sınıflandırılabilir [62].

Bu bölümde kısa menzilli MUAV türünde, ERÜ Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atölyesinde üretilen İHA'nın hareket bağıntıları türetilmiş ve hesaplanan aerodinamik ve geometrik özellikleri verilmiştir.

3.1.1. İHA Hareket Bağıntıları

Bu bölümde İHA'nın hareket bağıntıları çoğunlukla [5] kaynağından yararlanılarak çıkarılmıştır. Uçuş hareket bağıntılarını çıkarmak için hava aracı, hareket esnasında şekli değişmeyen veya açısal hızın her parçası için eşit olduğu bir cisim (rijit) olarak kabul edilirse Newton'un ikinci kanununa göre cisme etkiyen kuvvetlerin vektörel toplamı cismin kütlesi ile ivmesinin çarpımına ya da cismin momentumunun zamansal değişimine, cisme etkiyen momentlerin toplamı da açısal momentum momentinin zamana göre değişimine eşittir. Bu açıklama aşağıdaki bağıntılarla ifade edilir:

$$\sum \mathbf{F} = ma = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(m\mathbf{v}) \tag{3.1}$$

$$\sum \mathbf{M} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\mathbf{H} \tag{3.2}$$

Burada **F** toplam kuvveti, **M** toplam momenti, *m* kütleyi, *a* ivmeyi, **v** cismin hızını ve **H** açısal momentumu ifade etmektedir. (3.1) ve (3.2)'de vektörel olarak yazılan bağıntılar 3 adet kuvvet ve 3 adet moment bağıntısı içerecek şekilde skaler olarak da yazılabilir. Yani kuvvet bağıntıları:

$$F_x = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(mu) \qquad F_y = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(mv) \qquad F_z = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(mw) \tag{3.3}$$

olur. Burada F_x, F_y, F_z ve *u*, *v*, *w* sırasıyla *x*, *y* ve *z* eksenindeki kuvvet ve hız bileşenleridir. Kuvvet bileşenlerini hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik, itki ve yer çekimi kuvvetleri oluşturmaktadır. Benzer şekilde moment bağıntıları da

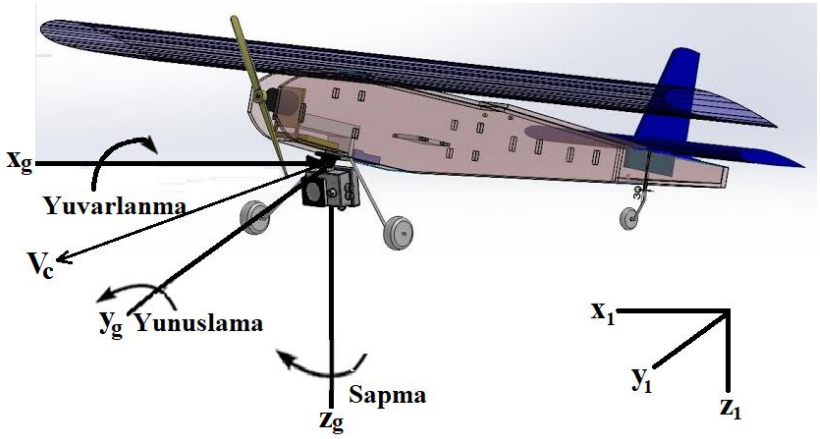
$$L = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(H_x) \qquad M = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(H_y) \qquad N = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(H_z) \tag{3.4}$$

şeklinde verilebilir. Burada *L, M, N* ve H_x, H_y, H_z sırasıyla *x, y* ve *z* ekseni boyunca moment bileşenleri ve açısal momentumlardır.

Şekil 3.1'deki hava aracının rasgele bir kesitinin kütlesi δm, bu kesitin referans x_1, y_1, z_1 eksenlerine göre hızı **v** ve kesitin kütlesine etkiyen kuvvet de $\delta \mathbf{F}$ olursa Newton'un ikinci kanunu

$$\delta \mathbf{F} = \delta m \frac{\mathrm{d}\mathbf{v}}{\mathrm{d}t} \tag{3.5}$$

şeklini alır.



Şekil 3.1. Hava aracı eksenleri

Böylece hava aracının herbir kesitine etkiyen kuvvetler toplanarak hava aracına etkiyen toplam kuvvet

$$\sum \delta \mathbf{F} = \mathbf{F} \tag{3.6}$$

şeklinde bulunabilir. δm kütlesinin hızı ise

$$\mathbf{v} = \mathbf{v_g} + \frac{\mathrm{d}\mathbf{r}}{\mathrm{d}t} \tag{3.7}$$

olur. Burada $\mathbf{v_g}$, hava aracı kütle merkezinin hızı; $\mathbf{r}$, kesitin hava aracı kütle merkezine olan uzaklığı; $\frac{\mathrm{d}\mathbf{r}}{\mathrm{d}t}$ ise alınan kesitin kütle merkezine göre hızıdır. Böylece (3.7) bağıntısı (3.5)'te yerine yazılırsa

$$\sum \delta\mathbf{F} = \mathbf{F} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\sum\left(\mathbf{v_g} + \frac{\mathrm{d}\mathbf{r}}{\mathrm{d}t}\right)\delta m \tag{3.8}$$

olur. Hava aracı kütlesinin sabit olduğu kabul edilirse bu bağıntı

$$\mathbf{F} = m\frac{\mathrm{d}\mathbf{v_g}}{\mathrm{d}t} + \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\sum\frac{\mathrm{d}\mathbf{r}}{\mathrm{d}t}\delta m \text{ veya } \mathbf{F} = m\frac{\mathrm{d}\mathbf{v_g}}{\mathrm{d}t} + \frac{\mathrm{d}^2}{\mathrm{d}t^2}\sum\mathbf{r}\,\delta m \tag{3.9}$$

şeklinde de yazılabilir. Nitekim kütle merkezi sabit olduğundan $\sum\mathbf{r}\,\delta m$ toplamı da sıfıra eşit olur. Böylece kuvvet bağıntısı hava aracı kütle merkezinin hızı ile ilişkili olarak

$$\mathbf{F} = m\frac{\mathrm{d}\mathbf{v_g}}{\mathrm{d}t} \tag{3.10}$$

şeklinde yazılabilir.

Benzer şekilde kütle merkezinin hareketi ile moment bağıntısı da geliştirilebilir. δm kütlesi için moment bağıntısı

$$\delta\mathbf{M} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\delta\mathbf{H} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\mathbf{r}\times\mathbf{v}\right)\delta m \tag{3.11}$$

olarak ifade edilebilir. Kütle kesitinin hızı da kütle merkezinin hızı ile kütle merkezine göre kütle kesitinin hızıyla

$$\mathbf{v} = \mathbf{v_g} + \frac{\mathrm{d}\mathbf{r}}{\mathrm{d}t} = \mathbf{v_g} + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{r} \tag{3.12}$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada $\boldsymbol{\omega}$ açısal hızı ifade etmektedir. Momentum toplam momenti

$$\mathbf{H} = \sum \delta \mathbf{H} = \sum \left(\mathbf{r} \times \mathbf{v}_g \right) \delta m + \sum \left[\mathbf{r} \times \left(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} \right) \right] \delta m \tag{3.13}$$

olarak yazılabilir. Toplama işleminde $\mathbf{v_g}$ bir sabittir ve

$$\mathbf{H} = \sum \mathbf{r}\, \delta m \times \mathbf{v}_g + \sum \left[\mathbf{r} \times \left(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} \right) \right] \delta m \tag{3.14}$$

şeklinde toplam dışına alınabilir. Burada ilk kısım, yine $\sum \mathbf{r}\, \delta m = 0$ olduğundan dolayı sıfır olur. Açısal hız ve konum vektörü

$$\boldsymbol{\omega} = p\mathbf{i} + q\mathbf{j} + r\mathbf{k} \text{ ve } \mathbf{r} = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k} \tag{3.15}$$

şeklinde ifade edilirse, (3.14) bağıntısında $\mathbf{H}$

$$\mathbf{H} = (p\mathbf{i} + q\mathbf{j} + r\mathbf{k}) \sum (x^2 + y^2 + z^2) \delta m - \sum (x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k})(px + qy + rz) \delta m \tag{3.16}$$

olarak yazılabilir. $\mathbf{H}$'nin skaler bileşenleri de

$$\begin{aligned} H_x &= p \sum \left(y^2 + z^2 \right) \delta m - q \sum xy\, \delta m - r \sum xz\, \delta m \\ H_y &= -p \sum xy\, \delta m + q \sum (x^2 + z^2)\, \delta m - r \sum yz\, \delta m \\ H_z &= -p \sum xz\, \delta m - q \sum yz\, \delta m + r \sum (x^2 + y^2)\, \delta m \end{aligned} \tag{3.17}$$

olur. Buradaki toplamlar atalet veya eylemsizlik momentleridir ve

$$I_{xy} = \iiint xy\, \delta m \qquad I_x = \iiint \left(y^2 + z^2 \right) \delta m$$

$$I_{xz} = \iiint xz\, \delta m \qquad I_y = \iiint \left(x^2 + z^2 \right) \delta m \tag{3.18}$$

$$I_{yz} = \iiint xz\, \delta m \qquad I_z = \iiint \left(x^2 + y^2 \right) \delta m$$

şeklinde tanımlanabilirler. Atalet momentleri hava aracının şekline ve *x, y, z* eksenleri boyunca kütlenin hareketine bağlıdırlar. Atalet momenti arttıkça hava aracının dönmesi de zorlaşır. Açısal momentum bileşenleri

$$
\begin{aligned}
H_x &= pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \\
H_y &= -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \\
H_z &= -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z
\end{aligned}
\tag{3.19}
$$

olarak yazılabilir. Daha önce bahsedildiği gibi **v** hızı x_1, y_1, z_1 eksenleri referans alınarak tanımlanmıştı. Ancak referans alınan bu eksenlerin oluşturduğu düzlem sabit olduğundan (dönmediğinden) hava aracının dönmesi, momentlerin zamanla değişmesine neden olmaktadır. Bunu engellemek için eksenler, hava aracına sabitlenebilir. Ancak bunun için, dönen hava aracı düzlemini referans alan **v** ve **H** vektörlerinin belirlenmesi gerekir. Yani iki farklı düzlem arasındaki bağıntıyı ortaya koymak için, **ω** açısal hızına sahip dönen bir cismin düzlemi bir **A** vektörü ile gösterilirse

$$
\left.\frac{\mathrm{d}\mathbf{A}}{\mathrm{d}t}\right|_S = \left.\frac{\mathrm{d}\mathbf{A}}{\mathrm{d}t}\right|_G + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{A} \tag{3.20}
$$

olur. Burada *S* sabit düzlemi, *G* ise hava aracı gövde düzlemini göstermektedir. Bu ifade önceki bağıntılarda yerine yazılırsa

$$
\mathbf{F} = m\left.\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v_g}}{\mathrm{d}t}\right|_G + m(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{v_g}) \tag{3.21}
$$

$$
\mathbf{M} = \left.\frac{\mathrm{d}\mathbf{H}}{\mathrm{d}t}\right|_G + \boldsymbol{\omega}\times\mathbf{H} \tag{3.22}
$$

elde edilir. Sonuç olarak sabit düzlem ile hava aracı *xz* (uzunlamasına) düzlemi eksenlerinin üst üste geldiği -yani $I_{xy} = I_{yz} = 0$ olduğu- kabul edilirse toplam kuvvet ve moment bağıntıları

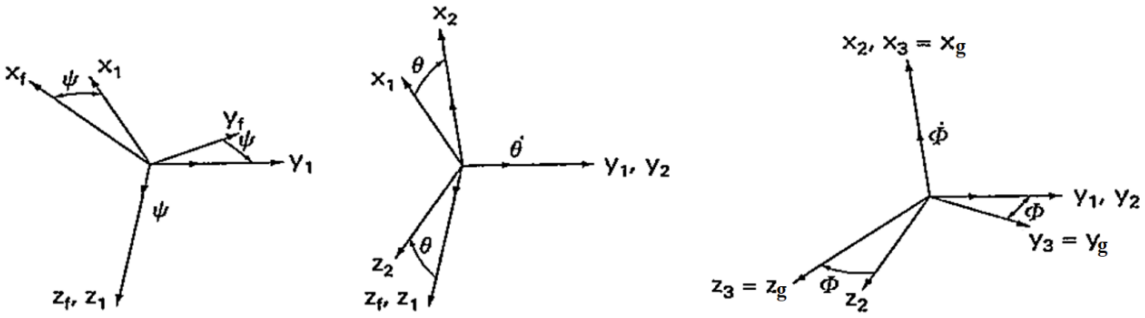
$$
\begin{aligned}
F_x &= m\left(\dot{u} + qw - rv\right) \\
F_y &= m\left(\dot{v} + ru - pw\right) \\
F_z &= m\left(\dot{w} + pv - qu\right)
\end{aligned}
\tag{3.23}
$$

$$
\begin{aligned}
L &= I_x \dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr\left(I_z - I_y\right) - I_{xz}pq \\
M &= I_y \dot{q} + rp\left(I_x - I_z\right) + I_{xz}\left(p^2 - r^2\right) \\
N &= -I_{xz}\dot{p} + I_z \dot{r} + pq(\left(I_y - I_x\right) + I_{xz}qr
\end{aligned}
\tag{3.24}
$$

şeklinde yazılabilir.

3.1.1.1. Euler Açıları

Yukarıdaki hareket bağıntıları daha önce de bahsedildiği gibi hava aracı düzlemi referans alınarak oluşturulmuştur. Ancak hava aracının konumunu ve yönünü hareket halindeki düzlem eksenlerine göre belirlemek mümkün değildir. Bu nedenle hava aracının konumu ve yönü ancak sabit bir düzleme göre belirlenebilir. Sabit düzlem olarak da hava aracı düzlemi ile t=0 anında örtüşen dünya düzlemi alınabilir. Böylece hava aracının yönü, sıralaması önemli olan üç dönme hareketi ile tanımlanabilir. Bu açısal dönmelere Euler açıları denilmektedir. Sabit düzleme göre hava aracının yönü, başta sabit düzlem ile hava aracı düzleminin tam paralel olduğu düşünülerek Şekil 3.2'deki gibi:



Şekil 3.2. Hava aracı düzlemi ile sabit dünya düzlemi arasındaki ilişki

1. x_f, y_f, z_f düzlemini ψ sapma açısıyla $0z_f$ ekseni üst üste sabit kalacak şekilde x_1, y_1, z_1 düzlemine döndürüp,
2. x_1, y_1, z_1 düzlemini θ yunuslama açısıyla $0y_1$ ekseni üst üste sabit kalacak şekilde x_2, y_2, z_2 düzlemine getirip,
3. x_2, y_2, z_2 düzlemini ϕ yuvarlanma açısıyla $0x_2$ ekseni üst üste sabit kalacak şekilde sabit düzleme göre hava aracının gerçek yönü olan x_3, y_3, z_3 düzlemine getirip

sıralaması önemli olan bu adımlar izlenerek bulunabilir. Bu şekilde Euler açıları tanımlanarak hava aracının uçuş hız bileşenleri sabit referans düzleme göre bulunabilir. Bu amaçla x_f, y_f, z_f düzlemindeki hız bileşenleri $\frac{dx}{dt}$, $\frac{dy}{dt}$, $\frac{dz}{dt}$ olursa, 1 ve 2 indisleri de x_1, y_1, z_1 ve x_2, y_2, z_2 düzlemlerindeki elemanları gösterirse

$$\frac{dx}{dt} = -v_1 \cos(90-\psi) + u_1 \sin(90-\psi) = u_1 \cos\psi - v_1 \sin\psi \tag{3.25}$$

benzer şekilde

$$\frac{dy}{dt} = u_1 \sin\psi + v_1 \cos\psi \qquad \frac{dz}{dt} = w_1 \tag{3.26}$$

olur. Yukarıdaki birinci adımda ψ sapma açısıyla z ekseninde -düşey düzlemde- döndürme sonucunda

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \end{bmatrix} \tag{3.27}$$

İkinci adımda uzunlamasına düzlemde;

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_2 \\ v_2 \\ w_2 \end{bmatrix} \tag{3.28}$$

Üçüncü adımda yanlamasına düzlemde

$$\begin{bmatrix} u_2 \\ v_2 \\ w_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{3.29}$$

olur. Burada u, v, w hava aracının gövde eksenleri x_g, y_g, z_g boyunca hız bileşenleridir. (3.29) bağıntısı (3.28)'de, (3.28) de (3.27)'de yerine yazılırsa

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

gerçek hızlar, Euler açıları cinsinden elde edilmiş olur. Bu sayede hava aracının konumunu sabit referans düzleme (örneğin dünya düzlemine) göre bulmak mümkündür. Yine hava aracının gövde düzlemine göre açısal hızları (p, q, r) ile Euler açılarının değişimi ($\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$) arasındaki ilişki de

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

şeklinde tanımlanabilir. Burada Euler açılarının değişimi gövde açısal hızları cinsinden

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

şeklinde ifade edilebilir. Böylece hava aracının açısal hızlarından Euler açılarının belirlenmesi mümkün olur.

3.1.1.2. İHA Hareketinin Doğrusallaştırılması

Yukarıda türetilen hareket bağıntıları hava aracına etkiyen aerodinamik ve itki kuvvetlerini içerdiğinden tam bir hareketi ifade etmektedirler. Bağıntının değişkenleri de birbirini etkilemekte ve bağıntılar doğrusal olmayan çözümü zor bir hal almaktadırlar. Sistemin kararlılığı ve kontrol edilebilirliği ile ilgili de çok az şey gösterebilmektedirler. Oysa "Bölüm 1"de anlatıldığı üzere doğrusal sistemler üzerinde çok daha kapsamlı incelemeler mümkün olduğundan bu hareket bağıntıları da aşağıdaki kabuller neticesinde doğrusallaştırılabilir:

- Hareket, uçuşun denge noktasında küçük bir değişimle meydana gelmektedir,

- Hava aracı düzlemi ağırlık merkezine sabitlenmiştir, ağırlık *z* yönündedir ve herhangi bir momente neden olmamaktadır,
- Hava aracının hız vektörü, *x* ekseni ile çakışıktır,
- Referans uçuş simetriktir ve itki kuvvetleri uçuş esnasında sabittir,

Bu kabullerden dolayı türetilecek olan hareket bağıntılarının akrobatik hareketler yapan hava araçlarına uygulanması mümkün değildir. Zaten aslında birçok uçuş da küçük hareketlerle gerçekleşmektedir.

Hava aracı uzunlamasına hareketi ele alınacak olursa denge noktasından sadece yunuslama hızı *u* ve açısı θ 'da bir değişim olduğu kabul edildiğinden *w, p, q, r,* ϕ , ψ değişkenleri 0 olmakta, hava aracının hız vektörü de referans *x* ekseni ile çakışık olduğundan *w* da 0 olmaktadır.

Uzunlamasına harekette yer çekiminin neden olduğu hareket yunuslama ve yuvarlanma olmaktadır. Yer çekimi kuvvetinin bileşenlerini

$$(F_x)_{yerç.} = -mg\sin\theta, \quad (F_y)_{yerç.} = mg\cos\theta\sin\phi, \quad (F_z)_{yerç.} = mg\cos\theta\cos\phi \tag{3.33}$$

şeklinde tanımlamak mümkündür. X_0, Y_0 ve Z_0 denge durumunda hava aracına etkiyen net kuvvetler; ΔX, ΔY ve ΔZ de bu kuvvetlerdeki değişimi gösterecek olursa, (3.23) bağıntısı

$$\left.\begin{aligned} X_0 + \Delta X - mg\sin(\theta_0 + \Delta\theta) &= m\left(\dot{u} + qw - rv\right) \\ Y_0 + \Delta Y + mg\cos(\theta_0 + \Delta\theta)\sin\phi &= m\left(\dot{v} + r(u_0 + \Delta u) - pw\right) \\ Z_0 + \Delta Z + mg\cos(\theta_0 + \Delta\theta)\cos\phi &= m\left(\dot{w} + pv - q(u_0 + \Delta u)\right) \end{aligned}\right\} \tag{3.34}$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada 0 indisleri denge durumundaki değerleri, Δ ise değişkende meydana gelen değişimi göstermektedir. Bağıntılar *X* kuvveti için çözülecek olursa

$$X_0 + \Delta X - mg\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m\left(\frac{d}{dt}(u_0 + \Delta u) + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v)\right) \tag{3.35}$$

olur. Uzunlamasına hareket için *u* ve θ dışındaki değişimler ihmal edildiğinden

$$X_0 + \Delta X - mg\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m\,\Delta\dot{u} \tag{3.36}$$

olur. Bu aşamada bağıntıları doğrusallaştırmak için hareketin küçük olması nedeniyle

$$\left.\begin{aligned} &\sin(\theta_0 + \Delta\theta) \approx \sin\theta_0 + \Delta\theta\cos\theta_0 \\ &\cos(\theta_0 + \Delta\theta) \approx \cos\theta_0 - \Delta\theta\sin\theta_0 \\ &\sin\phi \approx \phi \\ &\cos\phi \approx 1 \end{aligned}\right\} \tag{3.37}$$

kabulleri yapılabilir. Denge durumu değişkenleri de çıkarılırsa (3.23) ve (3.24) bağıntıları

$$\left.\begin{aligned} &\Delta X - mg\,\Delta\theta\,\cos\theta_0 = m\dot{u} \\ &\Delta Y + mg\,\phi\,\cos\theta_0 = m\left(\dot{v} + ru_0\right) \\ &\Delta Z - mg\,\Delta\theta\,\sin\theta_0 = m\left(\dot{w} - qu_0\right) \end{aligned}\right\} \tag{3.38}$$

$$\left.\begin{aligned} &\Delta L = I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} \\ &\Delta M = I_y\dot{q} \\ &\Delta N = I_z\dot{r} - I_{xy}\dot{p} \end{aligned}\right\} \tag{3.39}$$

şeklini alır [63]. Burada Δ eksenler boyunca kuvvet değişimini göstermektedir. Hava aracının uçuş esnasındaki hareketi uzunlamasına (longitudinal) ve yanlamasına (lateral/directional) hareket olmak üzere iki hareketten oluşmaktadır. Uzunlamasına hareket için ΔX 'teki değişimin sadece *u, w,* δ_e ve δ_T 'den kaynaklandığı versayılırsa

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \tag{3.40}$$

olur. Burada $\frac{\partial X}{\partial u}$, $\frac{\partial X}{\partial w}$ uçuş esnasında oluşan kararlılık, $\frac{\partial X}{\partial \delta_e}$, $\frac{\partial X}{\partial \delta_T}$ ise kontrol türevleridir. δ_e ve δ_T değişkenleri sırasıyla irtifa dümeni (elevatör) açısı ve itki gücündeki değişimi göstermektedirler. ΔX 'e benzer şekilde uzunlamasına hareket için tüm bağıntılar

$$\left.\begin{aligned}
\Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \\
\Delta Z &= \frac{\partial Z}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\Delta\dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \\
\Delta M &= \frac{\partial M}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial M}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\Delta\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T
\end{aligned}\right\} \tag{3.41}$$

halini, yanlamasına hareket için ise

$$\left.\begin{aligned}
\Delta Y &= \frac{\partial Y}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r \\
\Delta L &= \frac{\partial L}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial L}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial L}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a \\
\Delta N &= \frac{\partial N}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial N}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial N}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a
\end{aligned}\right\} \tag{3.42}$$

halini alır. Burada δ_r ve δ_a istikamet dümeni (rudder) ve kanatçık (aileron) açısındaki değişimi ifade etmektedir. Ayrıca ΔX için ihmal edilen hücum açısındaki değişim oranı $\dot{w}$ ve yunuslama hızı q, ΔZ ve ΔM için önemsenmiştir. Böylece uzunlamasına hareketin değişkenleri olarak sadece u, w, $\dot{w}$, q, δ_e, δ_T değişkenleri, yanlamasına hareket için ise v, p, r, δ_r, δ_a değişkenleri belirlenmiş olmaktadır.

(3.40) bağıntısı (3.38) bağıntısında yerine yazılırsa

$$\frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T - mg\,\Delta\theta\,\cos\theta_0 = m\dot{u} \tag{3.43}$$

olur ve

$$\left(m\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - \frac{\partial X}{\partial u}\right)\Delta u - \left(\frac{\partial X}{\partial w}\right)\Delta w + \left(mg\cos\theta_0\right)\Delta\theta = \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \tag{3.44}$$

şeklinde düzenlenebilir, her iki taraf m kütlesine bölünürse

$$\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - X_u\right)\Delta u - X_w\Delta w + \left(g\cos\theta_0\right)\Delta\theta = X_{\delta_e}\Delta\delta_e + X_{\delta_T}\Delta\delta_T \tag{3.45}$$

olur. Burada $X_u = \dfrac{\partial X}{\partial u} / m$, $X_w = \dfrac{\partial X}{\partial w} / m$'dir ve diğer benzer gösterimler de aerodinamik türevlerin hava aracı kütlesine bölünmüş halleridir. Yani kuvvet kararlılık türevleri $X_u, X_w \ldots X_{\delta_T}$; $Y_v, Y_p \ldots Y_{\delta_r}$; $Z_u, Z_w \ldots Z_{\delta_T}$ şeklinde, moment kararlılık türevleri de $L_v = \dfrac{\partial L}{\partial v} / I_x$ gibi atalet momentlerine bölünerek $L_v, L_p \ldots L_{\delta_a}$; $M_u, M_w \ldots M_{\delta_T}$; $N_v, N_p \ldots N_{\delta_a}$ şeklinde elde edilebilir. Dolayısıyla (3.45) bağıntısına benzer şekilde kabuller ve doğrusallaştırma neticesinde uzunlamasına hareket bağıntıları

$$\left.\begin{aligned}
&\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - X_u\right)\Delta u - X_w \Delta w + \left(g\cos\theta_0\right)\Delta\theta = X_{\delta_e}\Delta\delta_e + X_{\delta_T}\Delta\delta_T \\
&-Z_u\Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}})\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - Z_w\right]\Delta w - \left[(u_0 + Z_q)\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - g\sin\theta_0\right]\Delta\theta = Z_{\delta_e}\Delta\delta_e + Z_{\delta_T}\Delta\delta_T \\
&-M_u\Delta u - \left(M_{\dot{w}}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} + M_w\right)\Delta w + \left(\frac{\mathrm{d}^2}{\mathrm{d}t^2} - M_q\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\right)\Delta\theta = M_{\delta_e}\Delta\delta_e + M_{\delta_T}\Delta\delta_T
\end{aligned}\right\} \quad (3.46)$$

yanlamasına hareket bağıntıları da

$$\left.\begin{aligned}
&\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - Y_v\right)\Delta v - Y_p\Delta p + (u_0 - Y_r)\Delta r - \left(g\cos\theta_0\right)\Delta\phi = Y_{\delta_r}\Delta\delta_r \\
&-L_v\Delta v + \left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - L_p\right)\Delta p - \left(\frac{I_{yz}}{I_x}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} + L_r\right)\Delta r = L_{\delta_a}\Delta\delta_a + L_{\delta_r}\Delta\delta_r \\
&-N_v\Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} + N_p\right)\Delta p + \left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t} - N_r\right)\Delta r = N_{\delta_a}\Delta\delta_a + N_{\delta_r}\Delta\delta_r
\end{aligned}\right\} \quad (3.47)$$

şeklinde belirlenebilir. Bu kabuller sayesinde iki hareketin değişkenleri birbirini etkilememektedir. Yani hücum açısında meydana gelen bir değişim sadece uzunlamasına hareketi etkilerken, yuvarlanma hızı *p*'de meydana gelen bir değişim de sadece yanlamasına hareketi etkilemektedir. Bu şekilde bağıntılar doğrusallaştırılarak oldukça kullanışlı bir hale getirilmişlerdir.

Ancak bu bölümde son olarak şunu da ifade etmek gerekir: (3.46) ve (3.47) bağıntılarını hesaplayabilmek için uzunlamasına harekette *X*, *Z* ve *M* türevlerinin $u, w, \dot{w}, q$

değişkenleri, yanlamasına harekette ise *Y, L* ve *N* türevlerinin *v, p, r* değişkenleri cinsinden ifade edilmesi gerekir. Bu amaçla da kararlılık türevleri aerodinamik katsayı türevleri ile ifade edilebilir. Yani X_u kararlılık türevi ele alınacak olursa,

$$X_u \equiv \frac{1}{m}\frac{\partial X}{\partial u} = \frac{1}{m}\frac{\partial}{\partial u}\left(\frac{QS}{u_0}C_x\right) = \frac{QS}{mu_0}\frac{\partial C_x}{\partial (u/u_0)} = \frac{QS}{mu_0}C_{x_u} \tag{3.48}$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada C_{x_u} kararlılık türevi katsayılarıdır. *x* eksenindeki kuvvetin bileşenleri sürükleme ve itki gücünden kaynaklanan bileşenlerdir. Yani *X* kararlılık türevi, sürükleme katsayısı (C_D) ve itki katsayısı (C_T) türevleri cinsinden yazılabilir.

$$C_{x_u} = -(2C_{D_0} + C_{D_u}) + C_{T_u} \tag{3.49}$$

Burada $C_{D_u} = \frac{\partial C_D}{\partial (u/u_0)}$ ve $C_{T_u} = \frac{\partial C_T}{\partial (u/u_0)}$'dır. İtki değişiminin de 0 olduğu (bu durum süzülme uçuşunu tanımlar.) varsayılırsa $C_{T_u} = 0$ olur. Böylece u/u_0 oranından dolayı boyutsuzlaşan *u* açısal hızı cinsinden yazılan *X* kuvvetinin türevi de boyutsuzlaşmış olmaktadır. C_{x_u}'ya benzer şekilde uzunlamasına ve yanlamasına kararlılık türevi katsayılarını hesaplamak için gerekli değişkenler Tablo 3.1 ve Tablo 3.2'de verilmiştir.

Tablo 3.1. Uzunlamasına hareketinin kararlılık türev katsayıları

	X-eksenindeki kuvvet türevleri	**Z- eksenindeki kuvvet türevleri**	**Yunuslama momenti türevleri**
u	$C_{X_u} = \left(C_{D_u} + 2C_{D_0}\right) + C_{T_u}$	$C_{Z_u} = -\frac{M^2}{1-M^2}C_{L_0} - 2C_{L_0}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M}M_0$
α	$C_{X_\alpha} = C_{L_0} - \frac{2C_{L_0}}{\pi e}\frac{C_{L_\alpha}}{AR}$	$C_{Z_\alpha} = -(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha,W}}\left(\frac{X_{cg}}{\overline{c}} - \frac{X_{ac}}{\overline{c}}\right) + C_{m_{\alpha,gövde}} - \eta V_H C_{L_{\alpha,t}}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{dt}\right)$

Tablo 3.1. Uzunlamasına hareketinin kararlılık türev katsayıları

	X-eksenindeki kuvvet türevleri	**Z- eksenindeki kuvvet türevleri**	**Yunuslama momenti türevleri**
$\dot{\alpha}$	0	$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}} \frac{d\varepsilon}{dt}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}} \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon}{dt}$
q	0	$C_{Z_q} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}}$	$C_{m_q} = -2\eta V_H C_{L_{\alpha,t}} \frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S}\eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta V_H \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

Tablo 3.2 Yanlamasına hareketinin kararlılık türev katsayıları

	Y-eksenindeki kuvvet	**Z-eksenindeki Moment**	**X-eksenindeki Moment**
β	$C_{y_\beta} = -\eta \frac{S_v}{S} C_{L_{\alpha_0}} (1 + \frac{d\sigma}{d\beta})$	$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{fus}}} + \eta_v V_v C_{L_{\alpha_0}} (1 + \frac{d\sigma}{d\beta})$	$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma}\right)\Gamma + \Delta C_{l_\beta}$
p	$C_{y_p} = C_L \frac{AR + cos\wedge}{AR + 4cos\wedge} tan\wedge$	$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8}$	$C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$
r	$C_{y_r} = -2(\frac{l_v}{b})(C_{y_\beta})_{kuyruk}$	$C_{n_r} = -2\eta_v V_v (\frac{l_v}{b}) C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2\frac{l_v}{b}\frac{z_v}{b}(C_{y_\beta})_{kuyruk}$
δ_a	0	$C_{n_{\delta_a}} = 2KC_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2C_{L_\alpha}\tau}{Sb}\int_{y1}^{y2} cy\, dy$
δ_r	$C_{y_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S}\tau C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{n_{\delta_r}} = -\eta_v V_v \tau C_{L_{\alpha_0}}$	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S}\frac{z_v}{b}\tau C_{L_{\alpha_W}}$

(3.48) bağıntısında X_u'nun hesaplanmasına benzer şekilde Tablo 3.1 ve 3.2'deki veriler kullanılarak *X, Z, M, Y, L, N* kuvvet ve moment türevleri Tablo 3.3 ve 3.4'teki gibi hesaplanabilir.

Tablo 3.3. Uzunlamasına kararlılık türevleri

$X_u = -\frac{(C_{D_u}+2C_{D_0})QS}{mu_0}$ [sn^{-1}]	$X_w = -\frac{(C_{D_\alpha}-C_{L_0})QS}{mu_0}$ [sn^{-1}]
$Z_u = -\frac{(C_{L_u}+2C_{L_0})QS}{mu_0}$ [sn^{-1}]	
$Z_w = -\frac{(C_{L_\alpha}+C_{D_0})QS}{mu_0}$ [sn^{-1}]	$Z_{\dot{w}} = -C_{Z_{\dot{\alpha}}}\frac{c}{2u_0}\,QS/(mu_0)$
$Z_\alpha = u_0 Z_{\dot{w}}$ [ft/sn] veya [m/sn^2]	$Z_{\dot{\alpha}} = u_0 Z_{\dot{w}}$ [ft/sn] veya [m/sn]
$Z_q = -C_{Z_q}\frac{c}{2u_0}\,QS/m$ [ft/sn] veya [m/sn]	$Z_{\delta_e} = -C_{Z_{\delta_e}}\,QS/m$ [ft/sn^2]
$M_u = C_{m_u}\frac{QSc}{u_0 I_{yy}}$ [1/(ft.s)] veya [1/(m.sn)]	
$M_w = C_{m_\alpha}\frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$ [1/(ft.s)] veya [1/(m.sn)]	$M_{\dot{w}} = C_{m_{\dot{\alpha}}}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{QS\bar{c}}{u_0 I_{yy}}$ [ft^{-1}]
$M_\alpha = u_0 M_w$ [sn^{-2}]	$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}}$ [sn^{-1}]
$M_q = C_{m_q}\frac{\bar{c}}{2u_0}\frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$ [sn^{-1}]	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}}\frac{QS\bar{c}}{I_{yy}}$ [sn^{-2}]

Tablo 3.4. Yanlamasına kararlılık türevleri

$Y_\beta = \frac{QSC_{y_\beta}}{m}$ [ft/sn^2] veya [m/sn^2]	$N_\beta = \frac{QSbC_{n_\beta}}{I_{zz}}$ [sn^{-2}]	$L_\beta = \frac{QSbC_{l_\beta}}{I_{xx}}$[sn^{-2}]
$Y_p = \frac{QSbC_{y_\beta}}{2mu_0}$ [ft/sn] veya [m/sn]	$N_p = \frac{QSb^2C_{n_p}}{2I_{xx}u_0}$ [sn^{-1}]	$L_p = \frac{QSb^2C_{l_p}}{2I_{xx}u_0}$[sn^{-1}]
$Y_r = \frac{QSbC_{y_r}}{2mu_0}$ [ft/sn] veya [m/sn]	$N_r = \frac{QSb^2C_{n_r}}{2I_{xx}u_0}$ [sn^{-1}]	$L_r = \frac{QSb^2C_{l_r}}{2I_{xx}u_0}$ [sn^{-1}]
$Y_{\delta_a} = \frac{QSC_{y_{\delta_a}}}{m}$ [ft/sn^2] veya [m/sn^2]	$N_{\delta_a} = \frac{QSbC_{n_{\delta_a}}}{I_{zz}}$ [sn^{-2}]	$L_{\delta_a} = \frac{QSbC_{l_{\delta_a}}}{I_{xx}}$[sn^{-2}]
$Y_{\delta_r} = \frac{QSC_{y_{\delta_r}}}{m}$ [ft/sn^2] veya [m/sn^2]	$N_{\delta_r} = \frac{QSbC_{n_{\delta_r}}}{I_{zz}}$ [sn^{-2}]	$L_{\delta_r} = \frac{QSbC_{l_{\delta_r}}}{I_{xx}}$[sn^{-2}]

Böylece tasarlanan bir hava aracı için dinamik basınç (Q), kanat yüzey alanı (S), kütle (m), sivrilme oranı (λ, taper ratio) gibi değişkenleri içeren geometrik ve aerodinamik özelliklerin bilinmesi durumunda hava aracının doğrusal hareket bağıntıları da sayısal olarak hesaplanabilir.

3.1.1.3. İHA Hareketinin Durum-Uzay Modeli

Hava aracı hareketinin doğrusal bağıntıları (3.46) ve (3.47)'de ifade edilmişti. Bu bağıntılar özellikle modern kontrol yöntemlerinde birçok faydası olması nedeniyle durum-uzay modeli formatında da ifade edilebilir. Yani herhangi bir sistemin doğrusal olmayan bağıntıları

$$f(\dot{x},\ x,\ \upsilon) = 0 \tag{3.50}$$

şeklinde ve bu sistemin doğrusallaştırılmış durum-uzay modeli de

$$df = \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\bigg|_{trim}\right)\delta\dot{x} + \left(\frac{\partial f}{\partial x}\bigg|_{trim}\right)\delta x + \left(\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\bigg|_{trim}\right)\delta\upsilon = 0 \tag{3.51}$$

$$0 = \delta\dot{x} + \left(\left.\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\right|_{trim}\right)^{-1}\left(\left.\frac{\partial f}{\partial x}\right|_{trim}\right)\delta x + \left(\left.\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\right|_{trim}\right)^{-1}\left(\left.\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\right|_{trim}\right)\delta\upsilon \tag{3.52}$$

$$\delta\dot{x} = A\delta x + B\delta\upsilon \tag{3.53}$$

şeklinde verilebilir. Burada

$$A = \left(\left.\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\right|_{trim}\right)^{-1}\left(\left.\frac{\partial f}{\partial x}\right|_{trim}\right), \quad B = -\left(\left.\frac{\partial f}{\partial \dot{x}}\right|_{trim}\right)^{-1}\left(\left.\frac{\partial f}{\partial \upsilon}\right|_{trim}\right) \tag{3.54}$$

‘dir. Bu duğrusallaştırılmış modelde yanlamasına hareket ile uzunlamasına hareketin bir birine olan etkisi ihmal edilmektedir. Ayrıca düşey (*xy*) düzlemdeki hareketin de hava aracı dinamiğine etkisi son derece azdır [5, 64]. Bundan dolayı uzunlamasına ve yanlamasına hareket birbirlerinden bağımsız olarak ele alınıp hareket bağıntıları, Z_q ve $Z_{\dot{w}}$ ihmal edilerek daha genel bir ifadeyle durum-uzay modeli formatında

$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\\ \Delta\dot{h}\end{bmatrix}}_{\dot{\boldsymbol{x}}_l} = \overbrace{\begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & 0\\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 & 0\\ M_u + M_{\dot{w}}Z_w & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\ -\sin(\theta_0) & \cos(\theta_0) & 0 & -u_0\cos(\theta_0) & 0\end{bmatrix}}^{A_l} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\\ \Delta h\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{x}_l}$$

$$+ \overbrace{\begin{bmatrix} X_{\delta_T} & X_{\delta_e}\\ Z_{\delta_T} & Z_{\delta_e}\\ M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} & M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e}\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B_l} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_T\\ \Delta\delta_e\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{u}_l} \tag{3.55}$$

$$\overbrace{\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix}}^{\dot{\boldsymbol{x}}_{la}} = \overbrace{\begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{u_0} & \frac{Y_p}{u_0} & -(1-\frac{Y_r}{u_0}) & -\frac{g}{u_0}\cos(\theta_0) & 0 \\ L_\beta^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_\beta^* & L_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_p^* & L_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_r^* & 0 & 0 \\ N_v^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_v^* & N_p^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_p^* & N_r^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec(\theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix}}^{A_{la}} \overbrace{\begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\phi \\ \Delta\psi \end{bmatrix}}^{\boldsymbol{x}_{la}}$$

$$+ \overbrace{\begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_r}}{u_0} \\ L_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} N_{\delta_a}^* & L_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_r}^* \\ N_{\delta_a}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_a}^* & N_{\delta_r}^* + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} L_{\delta_r}^* \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}^{B_{la}} \overbrace{\begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}}^{\boldsymbol{u}_{la}} \tag{3.56}$$

şeklinde yazılabilir. Doğrusallaştırılmış modelin 9 durum değişkeninden oluşan *A* durum vektörü ve 4 kontrol değişkeninden oluşan *B* kontrol vektörü Tablo 3.5'te gösterildiği gibi elde edilebilir.

Tablo 3.5. Doğrusallaştırılmış modelin durum ve kontrol değişkenleri

Durum Değişkeni	**Gösterdiği Değer**	**Kontrol Değişkeni**	**Gösterdiği Değer**
x_1	u	u_1	δ_e
x_2	v	u_2	δ_T
x_3	w	u_3	δ_a
x_4	p	u_4	δ_r
x_5	q		

Tablo 3.5. Doğrusallaştırılmış modelin durum ve kontrol değişkenleri

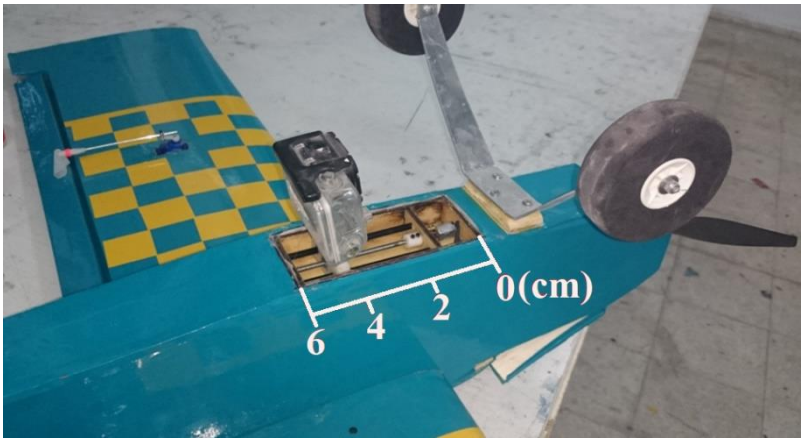
Durum Değişkeni	Gösterdiği Değer	Kontrol Değişkeni	Gösterdiği Değer
x_6	r		
x_7	ϕ_A		
x_8	θ_A		
x_9	ψ_A		

3.1.2. Üretilen Sabit Kanatlı Küçük İHA

Bu bölümde tasarlanan hava aracının geometrik ve aerodinamik değişkenleri ile uzunlamasına ve yanlamasına hareket bağıntılarının değişkenleri hesaplanmıştır. Hava aracı ERÜ Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Model Uçak Atölyesinde üretilen küçük bir sabit kanatlı insansız hava aracıdır (Şekil 3.3). Üretilen hava aracı, üzerindeki kameranın *x* ekseninde yatay olarak 6 cm ileri ve geri hareket edebileceği şekilde tasarlanmıştır. Uçuş öncesinde kameranın konumu değiştirilebilmektedir. Her ne kadar bu tezde kullanılmamış da olsalar Model Uçak Atölyesinde küçük İHA, pasif ve/veya aktif başkalaşan İHA, Taktik İnsansız Hava Aracı ve Trikopter gibi hava araçları da üretilmektedir [8, 65].



(a)



(b)

Şekil 3.3. İHA'nın (a) fotoğrafı ve (b) kamera konumu

Sabit kanatlı İHA, 11x5.5 çaplı ve hatveli pervaneye bağlı 7-11.1V'luk GT2815/05 Emax Grand Turb motorunu kullanmaktadır. Ayrıca 50 A'lik Elektronik Hız kontrolcüsü (kalkış ve düz uçuş için sırasıyla 36 A ile 2 A kullanılmıştır.), 3.3 mAh'lik pil, kanat ve kuyruk üzerinde 1.8 torku kaldırabilecek servo motorları ile 2.4 GHz frekans bant alıcıyı barındırmaktadır. Geometrik ve aerodinamik özellikleri ise Tablo 3.6'da verilmiştir. Önceki bölümde anlatıldığı gibi bu tablodaki değerlerin kullanılmasıyla kararlılık türevli katsayıları ve hareket bağıntıları, üretilen İHA için bulunabilir.

Tablo 3.6. İHA'nın tasarımsal özellikleri

Simge	**Tanım**	**Değer**	**Birim**
AR_w	Kanat açıklık oranı	5.2	[ ]
b	Kanat açıklığı	1.3	[m]
$\bar{c}$	Kanadın ortalama aerodinamik veter uzunluğu	0.25	[m]
C_{D_0}	Referans sürükleme katsayısı	1.3229e-2	[ ]
C_{D_u}	Hızdan kaynaklanan sürükleme Kararlılık Türev Katsayısı	0	[ ]
C_{D_α}	Sürükleme-hücum açısı eğrisinin eğimi	0.1	[1/rad]
C_{L_0}	Referans taşıma katsayısı	6.4949e-1	[ ]
C_{L_α}	Taşıma -hücum açısı eğrisinin eğimi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_w}}$	Kanat taşıma-hücum açısı eğrisinin eğimi	4.8242	[1/rad]

Tablo 3.6. İHA'nın tasarımsal özellikleri

Simge	Tanım	Değer	Birim
$C_{L_{\alpha_t}}$	Kuyruk taşıma eğrisi	4.8242	[1/rad]
$C_{L_{\alpha_{vt}}}$	Düşey kuyruk taşıma -hücum açısı eğrisinin eğimi	0.045 (Perkins [66] kullanıldı)	[1/rad]
$C_{m_{\alpha_{fus}}}$	Yunuslama momenti katsayısına gövdenin katkısı	-7.0473e-5	[1/rad]
C_{T_u}	İtki kararlılık katsayısı	-1.3229e-2	[ ]
d	Gövdenin en yüksek derinliği		[m]
di	Pervane çapı	11	[in]
I_x [2]	*x* eksenine göre atalet momenti	9.8775e-2	[$kg\ m^2$]
I_y [1]	*y* eksenine göre atalet momenti	1.4218e-1+2.5599e-4*x_t_play-1.5414e-7*x_t_play*x_w_play+2.14422e-7*x_t_play^2+4.7536e-7*x_w_play^2-3.7496e-5*x_w_play	[$kg\ m^2$]
I_z [1]	*z* eksenine göre atalet momenti	2.2970e-1+2.5599e-4*x_t_play -1.5414e-7 *x_t_play*x_w_play +2.1442e-7 * x_t_play^2 + 4.7536e-7*x_w_play^2 -0.3750e-4*x_w_play	[$kg\ m^2$]
I_{xz} [1]	*xz* eksenine göre atalet momenti	1.2762e-2 + 1.1245e-5*x_t_play + 3.0003e-5 * x_w_play	[$kg\ m^2$]
l_t	Ağırlık merkezi ile kuyruk çeyrek veter uzunluğu arasındaki mesafe	(800.67/1000)+(140/4000)-(3.3263e-1+1.1028e-4*x_t_play+3.19802e-4*x_w_play)	[m]
l_{vt}	Ağırlık merkezi ile düşey kuyruk aerodinamik merkezi arasındaki mesafe	((958.84+x_t_play)/1000)-(3.3263e-1+1.1028e-4*x_t_play+3.1980e-4*x_w_play)	[m]
m	Hava aracı kütlesi	2.1853	[kg]
m_c	Kamera kütlesi	0.4	[kg]
pitch	Pervane yunuslaması	5.5	[in]
rpm	Pervane rpm	9400	[1/dk]
S_r	Referans yüzey alanı	3.8800e-1	[m^2]
S	Kanat yüzey alanı	3.25e-1	[m^2]

[2] Atalet momentlerinin terimleri Solidworks [92] ve Paralel Eksen Kuramı [93], [94] numaralı kaynaklar kullanılarak bulunmuştur.

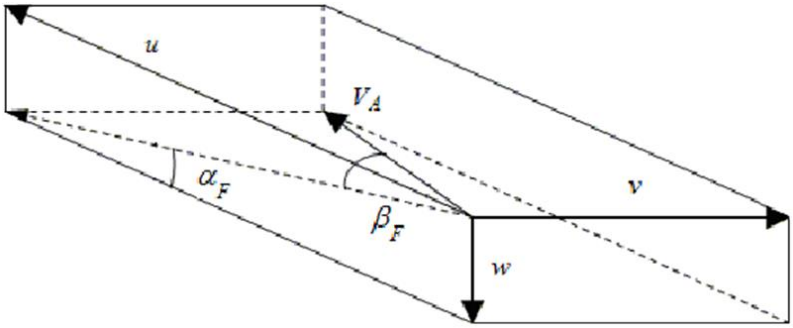
Tablo 3.6. İHA'nın tasarımsal özellikleri

Simge	Tanım	Değer	Birim
S_t	Yatay kanat yüzey alanı	6.3e-2	[m^2]
S_{vt}	Düşey kanat yüzey alanı	1.9087e-2	[m^2]
V_H	Yatay kuyruk hacim oranı	3.9005e-1	[ ]
V_{vt}	Düşey kuyruk hacim oranı	2.8291e-2	[ ]
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	Kanat hücum açısı ile ağırlık merkezi arasındaki boyutsuzlaştırılmış mesafe	((3.3263e-1+1.1028e-4*x_t_play+ 3.1980e-4*x_w_play)-((194.33/1000)+(x_w_play/1000)+(250 /4000)))/ $\bar{c}$	[ ]
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	Kanat hücum açısı ile aerodinamik merkez arasındaki boyutsuzlaştırılmış mesafe	1/4	[ ]
y_1	Kanatçık başlangıç noktası	0.1 b/2= 0.065	[m]
y_2	Kanatçık bitiş noktası	0.9 b/2= 0.585	[m]
z_T	Hava aracı ağırlık merkezinden itki gücü hizasına olan z eksenine paralel mesafe	29.1	[mm]
z_{vt}	Düşey kuyruk basınç merkezinden gövde merkezi hizasına olan z eksenine paralel mesafe	152.61	[mm]
z_w	Kanat çeyrek veter uzunluğundan gövde merkezi hizasına olan z eksenine paralel mesafe	74.16	[mm]
η	Kuyruk verimi	1	[ ]
η_{vt}	Düşey kuyruk verimi	1	[ ]
λ	Kanat sivrilme oranı	0	[ ]
Λ	Kanat ok açısı	0	[rad]
$\Lambda_{c/4w}$	Kanat çeyrek veterinin ok açısı	0	[rad]
τ_a	Kanatçık verimlilik değişkeni	0.5	[ ]
τ_e	İrtifa dümeni verimlilik değişkeni	0.4	[ ]
τ_r	İstikamet dümeni verimlilik değişkeni	0.4	[ ]

3.2. Helikopter Modeli

Helikopterler birçok manevra yapma kabiliyetine haiz hava araçlarıdır. Bu tezde helikopterin seviye yatışlı dönüşü ve helisel dönüşü ile ilgilenilmiştir. Helikopterin gerçek modeli aşırı karmaşık olduğundan öncelikle bu model, ufak değişimler yaklaşımı kullanılarak yarı gerçek bir modele indirgenmiş, sonrasında da sıralama düzeni yöntemi ile basitleştirilmiştir. Son olarak, elde edilen basit model de seviye yatışlı ve helisel dönüş içeren manevralı uçuş koşullarında doğrusallaştırılmıştır. Manevralı uçan

helikopterin hareketini belirleyebilmek için Şekil 3.4'deki gibi doğrusal hızlarını bilmek gerekmektedir.



Şekil 3.4. Helikopterin hücum ve yana kayış açısı

Yana kayış (sideslip) olmadan seviye yatışlı dönüş (level bank turn) ve helisel dönüş (helical turn) içeren manevra uçuşunda hava aracının doğrusal hızları

$$\begin{bmatrix} u & v & w \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} V_A \cos(\alpha_F)\cos(\beta_F) & V_A \sin(\beta_F) & V_A \sin(\alpha_F)\cos(\beta_F) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3.57}$$

şeklinde tanımlanabilir [7, 9, 67, 68, 69]. Burada α_F ve β_F helikopter gövdesinin hücum ve yana kayış açılarını göstermektedirler ve

$$\alpha_F = \tan^{-1}(w/u), \quad \beta_F = \sin^{-1}(v/V_A) \tag{3.58}$$

şeklinde ifade edilebilirler.

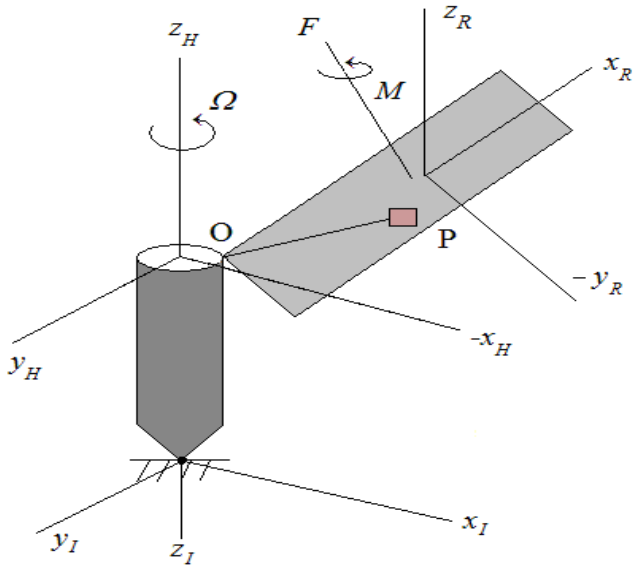
3.2.1. Helikopter Hareket Bağıntıları

Helikopterin kinematik ve Euler (dinamik) bağıntılarını oluşturmak için aşağıdaki kabuller yapılmıştır:

- Helikopter *xz* düzlemine göre simetriktir,
- Pal üzerine etkiyen yerçekimi kuvvet ve momenti ihmal edilmiştir,
- Her pal yine pal olarak varsayılan parçalardan oluşmaktadır.

Helikopterin de Newton-Euler bağıntılarını elde etmek için İHA'ya benzer şekilde kuvvet ve moment bağıntılarını bulmak gerekir. Bu da pal üzerindeki herhangi bir

noktanın konum, hız ve ivme bilgilerinin belirlenmesiyle mümkün olmaktadır. Basit bir pal modeli Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3.5. Dönen göbeğe bağlı dönen pal [6]

Burada z_I ataletsel ekseni etrafında, $\vec{\Omega}$ (omega) sabit açısal hızı ile dönen rotor göbeği gösterilmiştir. x_I ve y_I referans eksenleri de göbeğe bağlanmıştır. *F* ve *M*, pal ağırlık merkezine etkiyen toplam kuvvet ve momentlerdir. x_R, y_R ve z_R dönen eksen takımının birim vektörleri; x_H, y_H ve z_H ise göbek eksen takımının birim vektörleridir. Palin profil kalınlığı ihmal edilirse, dönen eksen takımında pal üzerindeki herhangi bir P noktasının konumu

$$ {}_R r^{OP} = [r_{P_1}\ r_{P_2}\ 0]^T \tag{3.59} $$

şeklinde yazılabilir. Bu noktanın hızı ise

$$ {}^{I}\vec{V}^{OP} = \frac{d}{dt}\vec{r}^{OP} + {}^{I}\vec{\omega}^{R} \otimes \vec{r}^{OP} \tag{3.60} $$

şeklinde ifade edilebilir [70, 71]. Burada ${}^{I}\vec{\omega}^{R}$ dönen eksen takımın ataletsel noktaya göre açısal hızıdır. Bu açısal hız göbek eksen takımında

$$ {}^{I}_{H}\omega^{R} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \Omega \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3.61} $$

olur. Palin, açısal hızı her tarafında eşit olan rijit bir cisim olduğu kabulü ile, herhangi bir P noktasının hızı

$$ {}^{I}\vec{V}^{OP} = {}^{I}\vec{\omega}^{R} \otimes {}^{R}\vec{r}^{OP} \tag{3.62} $$

şeklinde yazılabilir. Pal üzerindeki herhangi bir noktanın ivmesi ise

$$ {}^{I}\vec{a}^{P} = {}^{R}\frac{\partial}{\partial t}\left({}^{I}\vec{\omega}^{R} \otimes \vec{r}^{P} \right) + {}^{I}\vec{\omega}^{R} \otimes \left({}^{I}\vec{\omega}^{R} \otimes \vec{r}^{OP} \right) \tag{3.63} $$

şeklinde verilebilir.

Helikopterin kuvvet bağıntısını elde etmek için Newton'un ikinci kanunu kullanılabilir. Yani;

$$ {}^{I}\vec{F} = M_a \frac{d\,{}^{I}\vec{V}_{cg}}{dt} = M_a \left[\frac{\partial \vec{V}_{cg}}{\partial t} + {}^{I}\vec{\omega}^{A} \otimes \vec{V}_{cg} \right] \tag{3.64} $$

olur. Burada M_a helikopterin kütlesidir. Helikopterin referans düzleme göre ağırlık merkezinin doğrusal hızı olan ${}_{A}V_{cg}$ ise

$$ {}_{A}V_{cg} = \begin{bmatrix} u & v & w \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3.65} $$

şeklinde verilebilir. Ayrıca helikoptere etkiyen yer çekimi kuvveti hesaba katılırsa kuvvet denklemi aşağıdaki gibi bulunur.

$$ F_A = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_a(\dot{u} + qw - rv) + M_a g \sin(\theta_A) \\ M_a(\dot{v} + ru - pw) - M_a g \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) \\ M_a(\dot{w} + pv - qu) - M_a g \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) \end{bmatrix} \tag{3.66} $$

Helikopter moment bağıntısı ise

$$ {}^{I}\dot{\vec{h}} = \frac{\partial}{\partial t}{}^{I}\vec{h} + {}^{I}\vec{\omega}^{A} \otimes {}^{I}\vec{h} \tag{3.67} $$

şeklinde verilebilir [70]. Burada ${}^{I}\vec{\omega}^{A}$ ve ${}^{I}\vec{h}$ helikopterin ataletsel noktaya göre açısal hızı ve açısal momentidir ve

$$ {}^{I}\vec{h} = I\,{}^{I}\vec{\omega}^{A}, \qquad {}^{I}\underrightarrow{\omega}^{A}_{A} = [p \quad q \quad r]^{\mathrm{T}} \tag{3.68} $$

şeklinde verilebilir. Burada *I* atalet matrisi ise aşağıdaki gibidir.

$$ I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{3.69} $$

Böylece (3.68) ve (3.69) bağıntıları kullanılarak helikopterin momenti

$$ M_A = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x\dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) \\ I_y\dot{q} - (I_z - I_x)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ I_z\dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xz}(\dot{p} - rq) \end{bmatrix} \tag{3.70} $$

şeklinde bulunabilir.

Helikopterin kinematik denklemleri, yine İHA'ya benzer şekilde açısal hızlar (*p, q* ve *r*) ve Euler açıları (ϕ_A, Θ_A ve ψ_A) kullanılarak bulunur. "Bölüm 3.1.1.1"de verilen adımlar uygulanarak kinematik bağıntı

$$ \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_A - \dot{\psi}_A \sin(\theta_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A)\sin(\phi_A) + \dot{\theta}_A \cos(\phi_A) \\ \dot{\psi}_A \cos(\theta_A)\cos(\phi_A) - \dot{\theta}_A \sin(\phi_A) \end{bmatrix} \tag{3.71} $$

şeklinde bulunabilir.

Helikopterin dinamik ve kinematik bağıntılarının İHA'ya benzer şekilde boyutsuzlaştırılması için ise şu adımlar izlenecek olursa;

- Uzunluk, ana rotor yarıçapına bölünerek,

$$\hat{l} = \frac{l}{R}$$

- Zaman, ana rotor açısal hızına bölünerek,

$$\hat{t} = \frac{t}{1/\Omega}$$

- Helikopterin doğrusal hız bileşenleri, ana rotor ucunun doğrusal hızına (ΩR) bölünerek,

$$\hat{u} = \frac{u}{\Omega R}, \quad \hat{v} = \frac{v}{\Omega R}, \quad \hat{w} = \frac{w}{\Omega R}$$

- Helikopterin açısal hız bileşenleri, ana rotorun açısal hızına bölünerek,

$$\hat{p} = \frac{p}{\Omega}, \quad \hat{q} = \frac{q}{\Omega}, \quad \hat{r} = \frac{r}{\Omega}$$

- Çırpınma, palin çırpınma esnasındaki bükülmesi ve gerileme yayları $I_b\Omega^2$ ile bölünerek,

$$k_\beta = \frac{K_\beta}{I_b\Omega^2}, \qquad k_\delta = \frac{K_\delta}{I_b\Omega^2}, \qquad k_\zeta = \frac{K_\zeta}{I_b\Omega^2}$$

- Kuyruk rotoru itki katsayısı ise $\frac{I_b\Omega^2}{R}$ ile bölünerek,

$$k_T = \frac{K_T R}{I_b\Omega^2}$$

boyutsuz kuvvet bağıntıları;

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d}{d\Psi}\hat{u} + \hat{q}\hat{w} - \hat{r}\hat{v} + \frac{g\sin(\theta_{\hat{A}})}{\Omega^2 \mathrm{R}} = \frac{X}{\Omega^2 \mathrm{R} M_a} \\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{v} + \hat{r}\hat{u} - \hat{p}\hat{w} - \frac{g\cos(\theta_{\hat{A}})\sin(\phi_A)}{\Omega^2 \mathrm{R}} = \frac{Y}{\Omega^2 \mathrm{R} M_a} \\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{w} + \hat{p}\hat{v} - \hat{q}\hat{u} - \frac{g\cos(\theta_{\hat{A}})\sin(\phi_A)}{\Omega^2 \mathrm{R}} = \frac{Z}{\Omega^2 \mathrm{R} M_a}
\end{aligned}\right\} \qquad (3.72)$$

boyutsuz moment bağıntıları

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{d}{d\Psi}\hat{p}-\hat{q}\hat{r}\left(\frac{I_y}{I_x}-\frac{I_z}{I_x}\right)-\frac{I_{xz}}{I_x}\left(\hat{p}\hat{q}+\frac{d}{d\Psi}\hat{r}\right)=\frac{L}{I_x\Omega^2}\\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{q}-\hat{p}\hat{r}\left(\frac{I_z}{I_y}-\frac{I_x}{I_y}\right)+\frac{I_{xz}}{I_y}\left(\hat{p}^2-\hat{q}^2\right)=\frac{M}{I_y\Omega^2}\\
&\frac{d}{d\Psi}\hat{r}-\hat{p}\hat{q}\left(\frac{I_x}{I_z}-\frac{I_y}{I_z}\right)-\frac{I_{xz}}{I_z}\left(\hat{q}\hat{r}-\frac{d}{d\Psi}\hat{p}\right)=\frac{N}{I_z\Omega^2}
\end{aligned}\right\} \tag{3.73}$$

ve boyutsuz kinematik bağıntılar da

$$\left.\begin{aligned}
\hat{p}&=\frac{d}{d\Psi}\phi_A-\frac{d}{d\Psi}\Psi_A\sin(\theta_A)\\
\hat{q}&=\frac{d}{d\Psi}\Psi_A cos(\theta_A)\sin(\phi_A)-\frac{d}{d\Psi}\theta_A\cos(\phi_A)\\
\hat{r}&=\frac{d}{d\Psi}\Psi_A cos(\theta_A)\cos(\phi_A)-\frac{d}{d\Psi}\theta_A\sin(\phi_{\hat{A}})
\end{aligned}\right\} \tag{3.74}$$

şeklinde bulunur.

3.2.2. Kullanılan Helikopter Modeli ve Model Basitleştirme

Gerçekleştirilen modelleme neticesinde kapalı formda (implicit) doğrusal olmayan hareketin bağıntıları, (3.50) bağıntısı helikopter için de yazılarak aşağıdaki gibi verilebilir.

$$f(\dot{x},\ x,\ \upsilon)=0$$

Burada x, doğrusal olmayan durum vektörü; υ ise doğrusal olmayan kontrol vektörüdür. Manevralı uçuş için $f\in R^{29}$, $x\in \mathrm{R}^{25}$, $\upsilon\in R^4$'tür. Helikopter modelinde hareketin manevralı uçuş için 29 bağıntısı vardır. $f(29)$ ve $x(25)$ arasındaki boyut farklılığının nedeni manevralı uçuş için 1 uçuş hattı açısı cebirsel bağıntısının ve 3 ana rotor aşağı saptırma bağıntısının da olmasındandır. Bunun dışında 9 gövde bağıntısı (6 Newton-Euler, 3 kinematik bağıntı), 8 çırpınma hareketi bağıntısı, 8 ilerleme-gerileme hareketi bağıntısı bulunmaktadır. Kontrol vektörü ise 3 ana rotor ve 1 kuyruk rotoru değişkeninden oluşmaktadır. (3.50) bağıntısındaki terim sayısı oldukça yüksek -yaklaşık 10^5- olduğundan böyle bir modelle hesaplamalar yapmak çok zordur. Bu nedenle büyüklüğü, en büyük terimlere göre nispeten belirli bir miktardan daha küçük olan

terimleri ihmal etmek gerekir (Derecelendirme Düzeni Yöntemi) [72]. Bu amaçla dinamik bağıntılardaki her bir terime, fiziksel büyüklüğüne göre bir değer verilir ve bu değere göre sıralanırlar. Örneğin β 'nın sadece ufak değişimlerin meydana geldiği uçuş koşulları ve ayarlamalar altında (trim) değeri 3-6 derecedir (1 radyan yaklaşık 57.3 derecedir.) ve ζ 'nın trim değeri bundan çok küçüktür [67]. β ve ζ 'nın ortak trim değeri genellikle β ve ζ 'nın periyodik trim değerinden büyüktür. β ve ζ 'nın farklı trim değerleri sıfırdır. Böylece sıralamaları aşağıdaki gibi seçilebilir.

$$|\beta| = |\zeta| = 0.2 \text{ rad}, \quad |\beta_c| = |\beta_s| = |\zeta_c| = |\zeta_s| = 0.1 \text{ rad}, \quad |\beta_d| = |\zeta_d| = 0.1 \text{ rad} \tag{3.75}$$

Ayrıca burada sunulan modelde u, v, w 'nun sıralaması p, q, r ihmal edilerek belirlenmiş; çoğu helikopter için -Puma SA 330 ve Bo 105 gibi- en yüksek ilerleme hızı yaklaşık 70 m/sn olduğundan u, 70 m/sn olarak seçilmiştir. Aşırı sürüklemeye neden olmaması için v, 35 m/sn; w ise genellikle 12 m/sn'den küçük olduğundan 12 m/sn olarak seçilmiştir. Pal ucunun hızı birçok helikopter için yaklaşık 202.5 m/sn'dir. Bu nedenle boyutsuz doğrusal hız değerleri $\hat{u} = 0.35$ (70/202.5), $\hat{v} = 0.18$ (35/202.5), $\hat{w} = 0.006$ (12/202.5) seçilmiştir. p, q, r değerleri $(\pi/2)(1/s)$ ve $(d/dt)p,\ (d/dt)q,\ (d/dt)r$ değerleri de $(44.4\pi/2)(1/sn^2)$ olarak seçilmiştir. Yapılan birçok çalışmada ve Bo 105'te olduğu gibi en yüksek ana rotor hızı 44.4 rad/sn olarak seçilmiştir. Helikopter askıdayken aşağı yönlü akışın en yüksek değerinde olduğu kabul edilmiştir. Böylece λ_0 ve λ_c 'nin değeri 0.06 (12/202.5) seçilmiş, ana rotor kontrol girişlerinin sınırları da [68]'de verilmiştir. Bunlara, yapılan birçok deneme neticesinde karar verilmiştir. θ_0 ve θ_c 'nin en yüksek değerleri 20 derece civarındadır. θ_c hem negatif hem pozitif değerler aldığından ve θ_s de θ_c ile aynı sıralamada olduğundan

$$|\theta_0| = 0.35 \text{ rad}, \quad |\theta_c| = 0.175 \text{ rad}, \quad |\theta_s| = 0.175 \text{ rad} \tag{3.76}$$

şeklinde seçilebilir. Derecelendirme Düzeni Yöntemini uygulamadan önce dinamik bağıntıları boyutsuzlaştırmak gerekir [73]. Boyutsuzlaştırılmış şekildeki her bir helikopter teriminin değeri Tablo 3.7'de listelenmiştir. Tüm sistemin değişkenleri için değerler enerji yaklaşımı kullanılarak belirlenmiştir. Bu enerji yaklaşımına göre öncelikle; pale etkiyen toplam kuvvet, rijit pal modeli kullanılarak bulunmuş ve tüm pal

üzerine doğrusal olarak dağıtılmıştır. Kabuller ve modelin ayrıntıları için [6] kaynağına bakılabilir.

Tablo 3.7. Helikopter değişkenlerinin boyutsuz değerleri

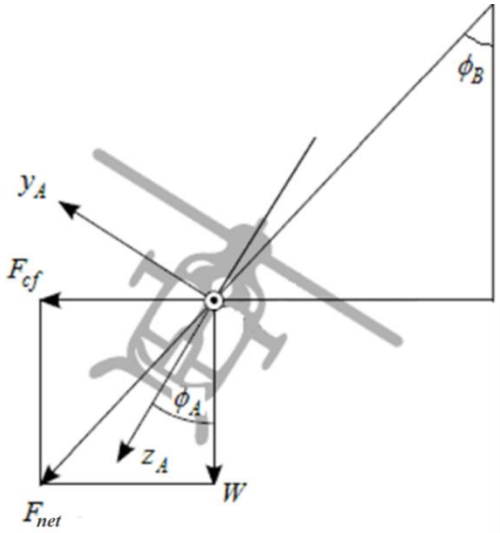
Simge	Değer	Simge	Değer	Simge	Değer
$\hat{u}$	0.35	$\overset{**}{\beta}_d, \overset{*}{\beta}_d, \beta_d$	0.1	e	0.15
$\hat{v}$	0.18	$\overset{**}{\zeta}_0, \overset{*}{\zeta}_0, \zeta_0$	0.2	λ_0, λ_c	0.06
$\hat{w}$	0.06	$\overset{**}{\zeta}_c, \overset{*}{\zeta}_c, \zeta_c$	0.1	γ	9
$\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$	0.035	$\overset{**}{\zeta}_s, \overset{*}{\zeta}_s, \zeta_s$	0.1	$\cos(\psi)$	1
$\overset{*}{\hat{p}}, \overset{*}{\hat{q}}, \overset{*}{\hat{r}}$	0.035	$\overset{**}{\zeta}_d, \overset{*}{\zeta}_d, \zeta_d$	0.1	$\sin(\psi)$	1
θ_0	0.35	k_δ	0.2	$\hat{d}$	0.4
θ_c, θ_s	0.18	c_δ	0.1	$\hat{l}$	1.8
θ_T	1	k_β	0.25	$\hat{x}_F$	0.17
θ_{tw}	-0.14	k_ζ	0.25	$\hat{y}_F$	0.57
$\overset{**}{\beta}_0, \overset{*}{\beta}_0, \beta_0$	0.2	c_ζ	0.1	$\hat{z}_F$	0.35
$\overset{**}{\beta}_c, \overset{*}{\beta}_c, \beta_c$	0.1	k_T	0.064	λ_0	1.2
$\overset{**}{\beta}_s, \overset{*}{\beta}_s, \beta_s$	0.1				

Yapılan bu işlemler sayesinde terim sayısı önemli ölçüde azaltılmıştır. Helikoptere etkiyen kuvvet ve moment terimlerinde modelin ilk hali ile ihmallerin yapıldığı son hali arasında sadece %1 gibi küçük bir doğruluk kaybı meydana gelmiştir.

Model basitleştirildikten sonra doğrusal bir helikopter modeli elde edebilmek için doğrusal olmayan bağıntıların özel uçuş koşulları altında ayarlanması -trim edilmesi- gerekir. Burada trim, helikopterin yana yatmadan, V_A sabit hızıyla seviye yatışlı veya helisel dönüşü gerçekleştirdiği uçuş koşulları olarak tanımlanabilir.

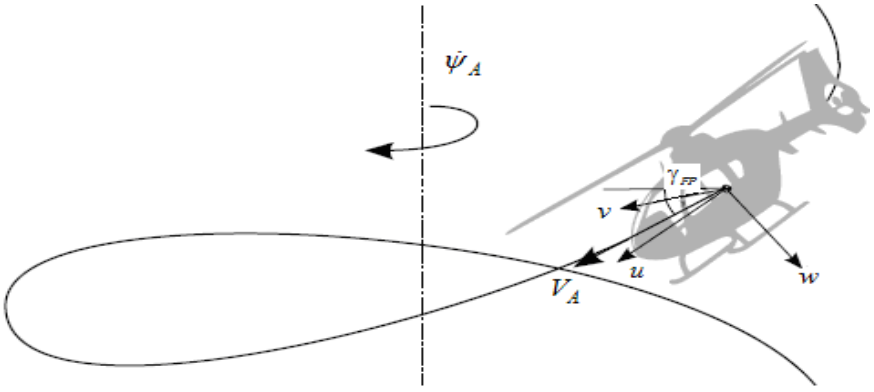
3.2.2.1. Manevralı Uçuş

Manevralı uçuş esnasında helikopter seviye yatışlı dönüşü ve helisel dönüş yapabilmektedir. Seviye yatışlı dönüş esnasında helikopter görüntü aldığı bölge üzerinde irtifa değiştirmeden bir daire çizerek uçmaktadır. Bu dönüşünde helikopter dönme merkezine doğru yönelmektedir. Helikopter gövdesinin yuvarlanma açısı ϕ_A, genellikle yatma açısı ϕ_B'den küçük miktarda farklıdır. Yunuslama açısının sıfır olduğu ($\theta_A = 0$) durumda bu açılar Şekil 3.6'da verilmiştir. Burada F_{net} net bileşke kuvveti, W yer çekimi kuvvetini ve F_{cf} merkezkaç kuvvetini göstermektedir.



Şekil 3.6. Seviye yatışlı dönüş [6]

Helisel dönüş esnasında ise helikopter Şekil 3.7'deki gibi sabit bir hızla helezon çizerek uçmaktadır. Seviye yatışlı dönüş bir 2B hareket iken helisel dönüş 3B bir harekettir.

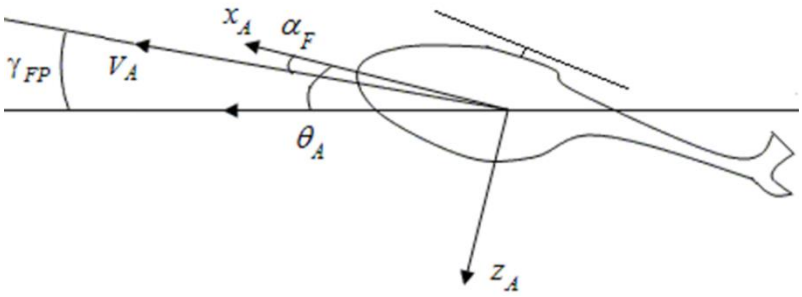


Şekil 3.7. Helisel dönüş

Helisel dönüşte, uçuş hattı açısı aşağıdaki gibi ifade edilir ve sıfırdan farklıdır:

$$\sin(\gamma_{FP}) = \sin(\theta_A)\cos(\alpha_F)\cos(\beta_F) - \sin(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\beta_F) - \cos(\phi_A)\cos(\theta_A)\sin(\alpha_F)\cos(\beta_F) \quad (3.77)$$

Helisel dönüş için gerekli olan ve 29 bağıntıdan 1'inin bağlı olduğu uçuş hattı açısı (γ_{FP}), $\phi_A = \beta_F = 0$ özel durumu için Şekil 3.8'deki gibi gösterilebilir. Bu açı seviye yatışlı dönüşte ise 0'dır. Burada $\dot{\psi}_A > 0$ yukarıdan bakıldığında saat yönünde bir dönüşü, $\dot{\psi}_A < 0$ ise saat yönünün tersinde bir dönüşü göstermektedir. Ayrıca $\gamma_{FP} > 0$ tırmanmayı, $\gamma_{FP} < 0$ ise alçalmayı ifade etmektedir [6].



Şekil 3.8. Uçuş hattı açısı

Seviye yatışlı veya helisel dönüşün gerçekleştiği özel uçuş koşulları doğrusal olmayan hareket bağıntılarına uygulandığında –yani helikopter modelinin bu manevralı uçuşu sağlayacak durum ve kontrol değişkenlerini bulmak için trim edildiğinde- elde edilen helikopter modelinde 21 trim bağıntısı mevcut olur (0=0 bağıntıları ihmal edilmiştir.). Manevralı uçuş için bu bağıntılar boyutsuz olarak

$$x_0 = [\underbrace{\theta_{0_0}, \theta_{c_0}, \theta_{s_0}, \theta_{T_0}}_{\text{kontrol değişkenleri}}, \underbrace{\hat{p}\ ,\ \hat{q},\ \hat{r}}_{\text{açısal hız}}, \underbrace{\phi_{A_0}, \theta_{A_0}}_{\text{Euler}}, \underbrace{\beta_{0_0}, \beta_{c_0}, \beta_{s_0}, \beta_{d_0}}_{\text{çırpınma}}, \underbrace{\zeta_{0_0}, \zeta_{c_0}, \zeta_{s_0}, \zeta_{d_0}}_{\text{ilerleme-gerileme}}, \underbrace{\chi_0, \lambda_{0_0}, \lambda_{c_0}}_{\text{aşağı saptırma}}, \underbrace{\alpha_{F_0}}_{\substack{\text{hücum} \\ \text{açısı}}}]^{\mathrm{T}} \quad (3.78)$$

şeklinde ifade edilebilir. 21 trim bağıntısını çözmek için Matlab'daki *f*solve komutu kullanılmıştır. Bulunan sonuçlar model basitleştirme ile elde edilen helikopter hareket bağıntılarında yerine yazılarak sağlaması yapılmıştır. 10^{-10} gibi sadece küçük bir farkın olması özel uçuş koşulları altında yapılan ayarlamaların -trimin- doğru olduğunu göstermektedir. Nitekim burada elde edilen trim değerleri, yayımlanmış farklı ([7] ve [67] gibi) çalışmalarla benzer aralıktadırlar. Böylece geliştirilen modelde her uçuş için

trim değerleri, değişkenler yerlerine yazılarak elde edilebilir. Örneğin V_A = 80 knot, $\dot{\psi}_A = 0.1$ rad/sn ve $\gamma_{FP} = 0.1$ rad ile manevralı uçuş trim değerleri aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$
\left.
\begin{aligned}
{}_{80knot}x_0 = [&\underbrace{0.2253,\ 0.0149,\ -0.0708,\ 0.009}_{\theta_{0_0},\theta_{c_0},\theta_{s_0},\theta_{T_0}},\ \underbrace{0.0001,\ 0.0014,\ 0.0034,}_{\hat{p}_0,\hat{q}_0,\hat{r}_0} \\
&\underbrace{0.3883,\ -0.0177}_{\phi_{A_0},\theta_{A_0}},\ \underbrace{0.0573,\ -0.0003,\ 0.00205,\ 0,}_{\beta_{0_0},\beta_{c_0},\beta_{s_0},\beta_{d_0}} \\
&\underbrace{0.00062,\ -0.0033,\ -0.0006,\ 0}_{\zeta_{0_0},\zeta_{c_0},\zeta_{s_0},\zeta_{d_0}},\ \underbrace{0.0173,\ 0.0298,\ 1.3977}_{\lambda_{0_0},\lambda_{c_0},\chi_0},\ \underbrace{0.089}_{\alpha_{F_0}}\ ]
\end{aligned}
\right\} \qquad (3.79)
$$

3.2.2.2. Doğrusallaştırma

Trim değerleri bulunduktan sonra helikopter modeli doğrusal ve zamanla değişmeyen bir sistem elde etmek için doğrusallaştırılabilir. Yani helikopter için de (3.51), (3.52), (3.53) ve (3.54) bağıntıları kullanıldığında tasarlanan helikopter modeli için doğrusal 9 gövde ve 16 ana rotor (8 çırpınma, 8 ilerleme-gerileme) durum değişkeni elde edilir. Ayrıca kontrol girişi olarak 3 ana rotor ve 1 kuyruk rotoru mevcut olur. Bu değişkenlerin oluşturduğu durum-uzay modeli

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u \qquad (3.80)$$

şeklinde elde edilebilir. Burada $x_p = \Delta x$, $u = \Delta u$, A_p durum değişkenleri matrisi ve B_p kontrol değişkenleri matrisidir. 25×25 boyutlu A_p ve 25×4 boyutlu B_p

$$A_p = \begin{bmatrix}
* & * & * & * & * & * & 0 & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & * & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & * & * & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & * & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * & * \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & 0 & 0 & 0 \\
* & * & * & * & * & * & 0 & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 & * & * & * & * & * & * & 0 & 0 \\
\hline
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & * & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & * & *
\end{bmatrix} \quad (3.81)$$

*: sıfır olmayan elemanlar.

$$B_p = \begin{bmatrix} * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.82)$$

şeklinde verilebilir. * ile gösterilen yerler değişken değerlerinin olduğu, 0 olmayan yerlerdir. Matrislerde yer alan 0 olmayan bu değişkenler ise Tablo 3.8 ve 3.9'da da verilmiştir. Bu modelin sağlaması Puma SA 330 helikopterinin değişken değerleri kullanılarak yapılmıştır [6, 7].

Tablo 3.8. Doğrusallaştırılmış Modelin Durum Değişkenleri

Durum Değişkeni	**Gösterdiği Değer**	**Durum Değişkeni**	**Gösterdiği Değer**
x_1	$\hat{u}$	x_{14}	β_{1s}
x_2	$\hat{v}$	x_{15}	$\dot{x}_{14}$
x_3	$\hat{q}$	x_{16}	β_d
x_4	$\hat{p}$	x_{17}	$\dot{x}_{16}$
x_5	$\hat{q}$	x_{18}	ζ_0
x_6	$\hat{r}$	x_{19}	$\dot{x}_{18}$
x_7	ϕ_A	x_{20}	ζ_{1c}
x_8	θ_A	x_{21}	$\dot{x}_{20}$
x_9	ψ_A	x_{22}	ζ_{1s}
x_{10}	β_A	x_{23}	$\dot{x}_{22}$
x_{11}	$\dot{x}_{10}$	x_{24}	ζ_d
x_{12}	β_{1c}	x_{25}	$\dot{x}_{24}$
x_{13}	$\dot{x}_{12}$		

Tablo 3.9. Doğrusallaştırılmış Modelin Kontrol Değişkenleri

Kontrol Değişkeni	**Gösterdiği Değer**	**Kontrol Değişkeni**	**Gösterdiği Değer**
u_1	θ_0	u_3	θ_{1s}
u_2	θ_{1c}	u_4	θ_T

4. BÖLÜM
GÖRÜNTÜLERDE HAREKET BULANIKLIĞI

"Bölüm 2"de sayısal görüntüleme, hareket göz ardı edilerek anlatılmış, "Bölüm 3"te ise hava aracının hareketi üzerinde durulmuştur. Dolayısıyla hava aracının hareketiyle birlikte hava aracına takılı kamera hareketinin görüntü üzerindeki etkisini de incelemek gerekir ki görüntülerdeki bulanıklığın temel sebebi bu harekettir. Bu bölümde kamera hareketi, önceki bölümde anlatılan hava aracı hareketi ile aynı kabul edilerek çalışılmıştır. Hava aracı çoğu zaman yeterince yüksek bir irtifada uçtuğundan, görüntülenen alana olan uzaklığa nispeten kamera ile hava aracı hareketi farkı, ihmal edilebilecek kadar küçüktür. Hava aracı ile çekilen görüntülerdeki bulanıklığın temel sebebi hareket olmakla birlikte, bulanıklığı etkileyen kamera dahili değişkenleri de mevcuttur.

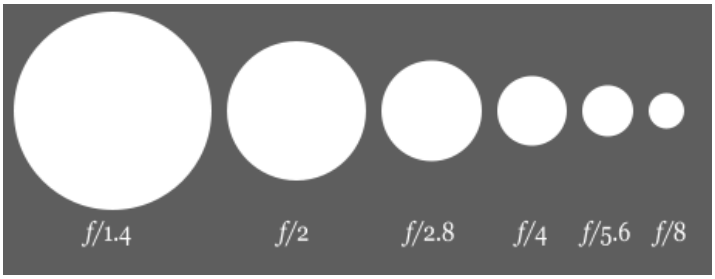
4.1. Bulanıklığı Etkileyen Kamera Değişkenleri

Yağmur ve dolunun birlikte yağdığı yağışlı bir havada, bir kova ile sadece dolu parçalarının yakalanmak istendiğini varsayalım. Kovanın ağzının oldukça büyük olması daha kısa sürede dolu toplanmasını sağlayacaktır, ama yoğun miktarda yağmur tanelerinin de kovaya dolmasını engelleyemeyecektir. Kovanın ağzı sadece bir dolu tanesi sığabilecek büyüklükte olduğunda ise her ne kadar sadece dolu taneleri toplanabilse de bu işlem oldukça uzun sürecektir. Diğer taraftan kovanın genişliği kadar yağış altında tutulma süresi de biriken dolu miktarını önemli bir şekilde etkilemektedir. İstenen biriktirme kovanın genişliğine ve sürenin farklı değerlerine göre yapılabilir. Kamera görüntüsü oluşturulurken de bu örnekteki kova gibi kamerada toplanan ışığın geçtiği açıklık olan diyafram ile ışığın toplanma süresi olan enstantanenin büyük bir önemi vardır. Görüntünün bulanıklığını etkileyen iki temel faktör bunlardır.

4.1.1. Diyafram

Diyafram, optik sisteme giriş yapacak ışığın, ışık aralığını belirleyerek odak noktası ile birlikte görüntünün derinliğini, dolayısı ile netliğini ayarlayan kısımdır. Görüntüde bulanıklığın olmaması, görüntünün keskin ve net olması için cismin bir noktasından gelen ışının diğer noktalardan gelenlerle fazla karışmadan elde edilebilmesi, bu nedenle diyaframın dar olması gerekmektedir. Görüntüyü oluşturan pikseller üzerinde, gelen ışınların mümkün oldukça saf olmaları yani aynı noktadan alınmaları gerekmektadir.

Diyafram genişliği Şekil 4.1'deki gibi f-numaraları ile ifade edilmektedir. f-numaraları küçüldükçe görüntü daha net ve keskin hale gelirken diğer taraftan alınan ışık miktarı azalmaktadır ve görüntülenen alan küçülmektedir. Daha fazla ışık almak için diyafram büyütüldüğünde ise bu sefer tam odaklanma sağlanamamakta ve görüntü bulanıklaşmaktadır. Bu nedenle net bir görüntü elde etmek için uygun bir f-numarası değerinin seçilmesi gerekmektedir.



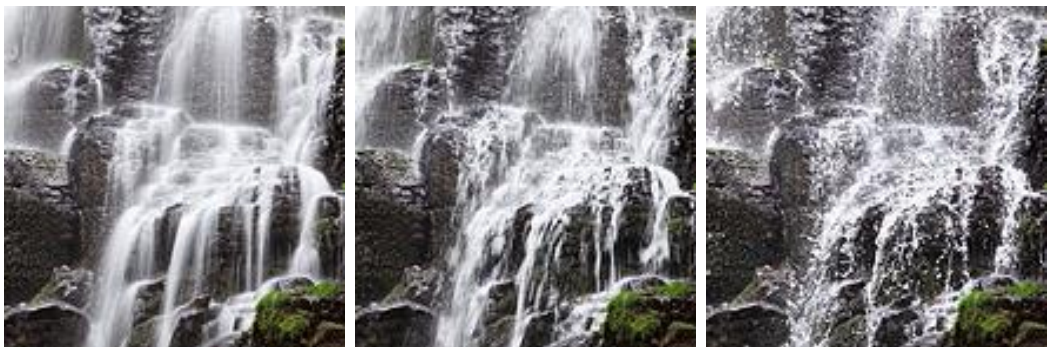
Şekil 4.1. Diyafram açıklığının büyüklüğünü gösteren f-numaraları [74]

4.1.2. Enstantane

Görüntülerde bulanıklığı kontrol etmek için ayarlanması gereken bir diğer bileşen de enstantanedir. Enstantane görüntü oluşturulurken kamera içindeki sensörün görüntülenen cisimden gelen ışınlara saniyede kaç defa maruz kaldığını göstermektedir. Enstantaneye görüntünün saniyedeki örnekleme sayısıdır da denilebilir. Enstantane saniye (sn) ile ifade edilmektedir. Mesela 0.01 sn, aslında saniyede 100 örneğin, 2 sn ise 2 saniyede 1 örneğin alındığını göstermektedir. Bu nedenle enstantane değerinin azalması aslında örnek alma sayısının arttığını göstermektedir.

Özellikle hareketli cisimlerin görüntüleri çekilirken enstantane değerinin büyük bir önemi vardır. Nitekim cismin hızı arttıkça görüntüleme hızının da artması yani

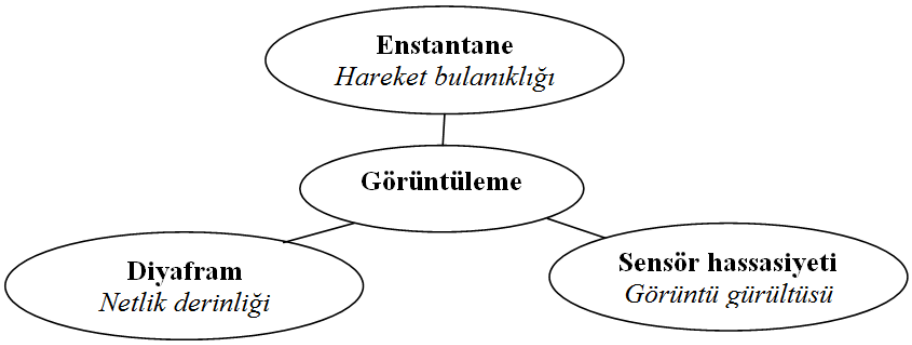
enstantanenin azalması gerekir ki birim zamanda cisimden yansıyan ışınların konum farkı mümkün oldukça düşük olsun. Çünkü bu hareketler, cisimden gelen ışınların sensör çıkışlarında kaymalarına yani komşu piksel değerlerini de etkileyip görüntünün bulanıklaşmasına neden olmaktadırlar. Şekil 4.2'de farklı enstantane sürelerinde çekilen görüntülere örnekler verilmiştir.



(a) (b) (c)

Şekil 4.2. (a) 0.5 sn, (b) 0.03 sn ve (c) 0.0025 sn enstantane süresiyle çekilen aynı manzara [96]

Enstantane değeri azaldıkça daha net ve keskin görüntüler elde edilebilse de, diğer taraftan enstantanenin azalması örnekleme hızını arttırdığından sensör gürültüsü de artmaktadır. Sensörün hassasiyeti örnekleme hızı arttıkça arttığından daha hassas sensör de görüntü üzerinde daha fazla gürültüye neden olmaktadır. Bu nedenle enstantane değerinin oldukça küçük ama fazla gürültüye de mahal vermeyecek şekilde büyük ayarlanması gerekir. Gelişmiş kameralarda enstantane süresi 0.001-8 sn aralığında hareket ve aydınlık miktarına göre ayarlanabilmektedir. Görüntü kalitesini etkileyen temel değişkenler Şekil 4.3 ile verilebilir.

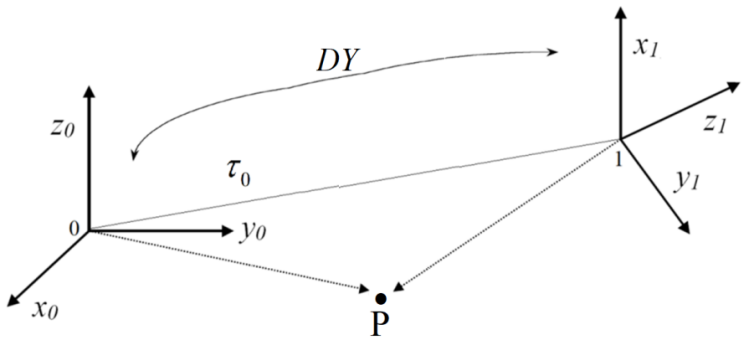


Şekil 4.3. Görüntü kalite ve netliğini etkileyen önemli değişkenler

Burada sayılan değişkenlerin en iyi değer karışımları kullanılarak iyi bir görüntü almak mümkündür. Ancak bu değişkenlerdeki kısıtlar nedeniyle en uygun değerler de kullanılsa görüntülenen cisim ile görüntüleme sistemi arasındaki hareketlilik arttıkça oluşan bulanıklığın önüne sadece bu değişkenler ayarlanarak geçilememektedir.

4.2. Hareketli Kamera ile Sabit Alanın Çekimi

"Bölüm 2.3"te sabit bir kamera ile 3B bir cismin, 2B görüntü düzlemine nasıl çekildiği anlatılmıştı. Ancak sabit olan kamera yerine hareketli bir kamera ile görüntü çekilirken kamera hareketinin görüntüyü nasıl etkilediğini görebilmek için kameranın konumunda ve yönünde meydana gelen değişimi de bilmek gerekmektedir. Kamera konumu ve yönü ile çekilen görüntü arasındaki ilişki kamera harici matrisi olarak adlandırılmaktadır. Bu matrisi bulmak için öncelikle hava aracının "Bölüm 3.1.1.1"de anlatılan hareketii Şekil 4.4 ile hatırlanabilir. Hava aracı 0 noktasından 1 noktasına dönme ve yer değiştirme içeren bir hareket yapmakta ve bu hareket esnasında kamera P noktasını görüntülemektedir.



Şekil 4.4. Hava aracının çekim noktasına göre hareketi

Hava aracıyla birlikte kameranın da yuvarlanma, yunuslama ve sapma şeklinde üç dönme ve *x, y* ve *z* sabit dünya eksenine göre üç yer değiştirme olmak üzere toplam 6 serbestlik derecesine sahip bir hareketi mevcuttur. Dolayısıyla 3.30 bağıntısında gösterilen dönme hareketi kamera için

$$D = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

şeklinde ve τ_0 yer değiştirmesi, eksenler için

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

olarak gösterilecek olursa 6 serbestlik dereceli kamera harici matrisi

$$DY = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \tau_x \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \tau_y \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi & \tau_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{4.3}$$

şeklinde ifade edilebilir. Dolayısıyla hava aracı 0 noktasında iken kameranın çektiği görüntü p_0 olursa kamera 1 noktasına geldiğinde P noktasının görüntüdeki yeri

$$p_1 = DY\ p_0 \tag{4.4}$$

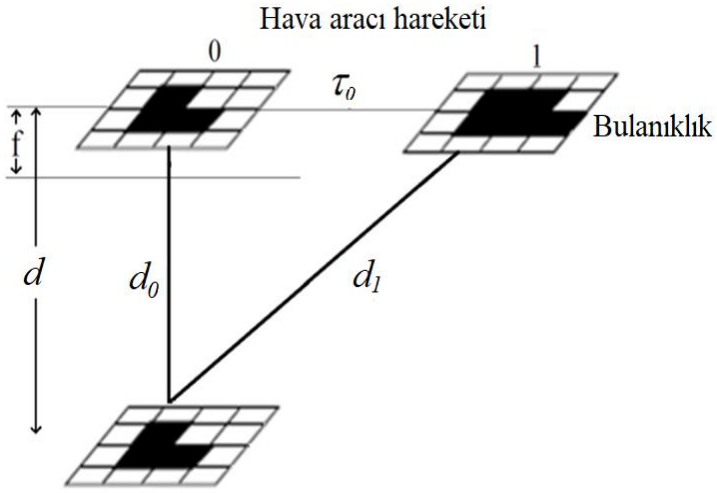
olmaktadır. Ancak burada p_1 noktasının odak noktası ekseninde olduğunu hatırlamak gerekir. Görüntünün düştüğü düzlemde P'nin asıl yerini tanımlamak için kamera dahili matrisi de kullanmak gerekir.

4.3. Hareket Bulanıklığının Yapısı

Görüntülerde hareket bulanıklığı, kamera ile görüntülenen alan arasında meydana gelen hareketten kaynaklanmaktadır. Bulanıklığın oluşmaması için enstantane süresi zarfında kamera ve görüntülenen alanın sabit olması gerekmektedir. Belli bir dereceye kadar enstantane süresi küçük tutularak bulanıklığın önüne geçilebilmektedir. Bu şekilde, kısa enstantane süresi sayesinde kameranın yaptığı hareketin çok küçük bir kısmının görüntüyü etkilemesi sağlanmaktadır. Ancak enstantane süresini çok fazla kısaltmak görüntüleme sensörünün çok hızlı çalışmasını gerektirdiğinden, bu durum sensör gürültüsüne neden olmaktadır. Ayrıca kısa enstantane süresi ışığın veya aydınlığın yoğun olmadığı yerlerde, kısa sürede yeterli ışık alınamadığı için kullanılmamaktadır. Bu nedenle sadece kamera değişkenleriyle bulanıklığı önlemek mümkün

görünmemekte; kameranın kayma, sarsılma, titreme gibi sert hareketlerini de engellemek gerekmektedir.

Hareketten kaynaklanan bulanıklık, Şekil 4.5'te gösterildiği gibi piksel değerlerinin kaymaları ile ifade edilebilir. Burada hava aracı, enstantane süresi içinde 0 noktasından 1 noktasına hareket ettiğinde görüntüdeki iki piksel etkilenmektedir. Bu etkilenmenin boyutu ise kameranın hareketine bağlıdır.



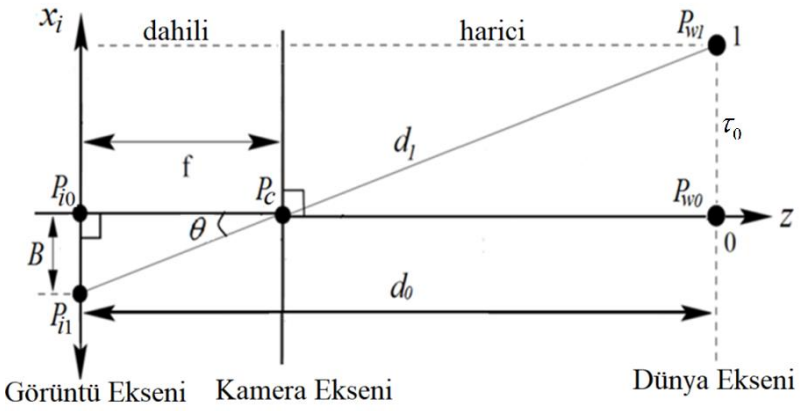
Şekil 4.5. Hareketten kaynaklanan bulanıklığın temsili [75]

Burada etkilenmenin boyutu veya bulanıklığın şiddeti *B*, irtifa *d* olarak ifade edilirse, hava aracı sadece *y* ekseninde τ_0 kadar hareket ettiğinde ($\tau_0 = \tau_y$), yer değiştirmeden kaynaklanan bulanıklığın şiddeti

$$B = \mathrm{f}\,\tau_0\left(\frac{1}{d_0} - \frac{1}{d_1}\right) \tag{4.5}$$

ile ifade edilebilir. Burada çoğu zaman yapılan, odak noktası ile görüntüleme sensörünün genişliğini eşit alma kabulü yapılarak f 1000 piksel olarak alınabilir [19, 22, 35]. Bu tezde hava araçları ile gerçekleştirilen uçuşlarda irtifa 100 metredir. Böylece 0.2 saniyelik bir enstantane süresinde hava aracının *y* ekseninde 2 metre kayması durumunda $d_1 = \sqrt{d_0^{\,2} + \tau_0^{\,2}}$ olduğundan τ_0, irtifaya göre çok küçük kalmakta ve ancak 0.004 pikseli fazladan etkileyebilmektedir. Hatta bu enstantane süresinde hava aracının 10 metre kayması mümkün olmamasına rağmen böyle bir değer alındığında dahi 0.02

piksel etkilenmektedir ki bu da yüksek irtifalarda yer değiştirmenin neden olduğu bulanıklığın ihmal edilebileceği anlamına gelmektedir. Hareketin diğer bileşeni olan dönmenin neden olduğu bulanıklık miktarı ise Şekil 2.10'da sabit olan cismin hareket ettiği durumu gösteren Şekil 4.6 ile incelenebilir.



Şekil 4.6. Kamera veya cismin enstantane süresindeki hareketi

Burada hava aracının θ yunuslama açısıyla dönmesi durumunda bulanıklık

$$B = \mathrm{f}\tan(\theta) \tag{4.6}$$

şeklinde ifade edilebilir. Dolayısıyla 3 derecelik bir yunuslama açısı, yaklaşık 52.5 pikselin etkilenmesine neden olmaktadır. Böylece dönme hareketinden kaynaklanan bulanıklığın yer değiştirmeden kaynaklanan bulanıklığa göre çok daha büyük olduğu (52.5>>0.004) ve yer değiştirmeden kaynaklanan bulanıklığın ihmal edilebileceği anlaşılmaktadır.

4.4. Bulanıklık Çekirdeğinin Tahmini

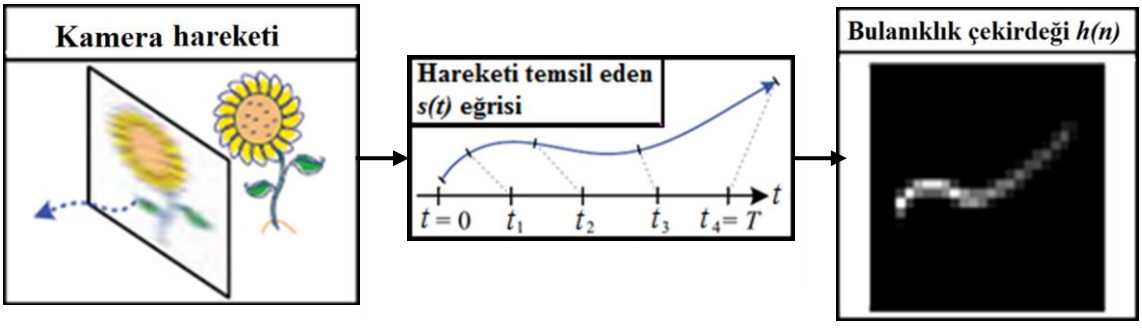
Kamera ile çekim yapılırken kamera hareketinin her bir pikseli veya piksel grubunu nasıl etkilediğini görebilmek için bu etkinin tanımlanması gerekmektedir. 3B bir hareketin 2B görüntüyü nasıl etkilediği üzerinde "Bölüm 2.3" ve "Bölüm 4.2"de durulmuştu. Dolayısıyla kameranın yaptığı hareketin oluşturduğu bulanıklığın ayrık zamanlı olarak görüntü üzerindeki her yeri aynı etkilediğini kabul ederek, $X \subset Z^2$, bulanık görüntüyü;

$$b(n) = f(n) * h(n) + g(n), \; n \in X, \tag{4.7}$$

şeklinde ifade etmek mümkündür. Burada * konvolüsyon işlemini göstermektedir. $b(n)$ bulanık görüntüyü, $f(n)$ olması gereken saf veya net görüntüyü, $h(n)$ hareketin her bir pikseli nasıl etkilediğini ihtiva eden bulanıklık çekirdeğini, $g(n)$ ise görüntü gürültüsünü ifade etmektedir. Bulanıklığın giderilebilmesi için en önemli basamak $h(n)$ fonksiyonunun -PSF veya blur kernel- tespitidir. Çünkü $h(n)$, yani çekim anındaki hareketin görüntüye etkisi bilinirse bu etki, ters konvolüsyon işlemi ile bulanık görüntüden çıkarılarak saf görüntü elde edilebilir. Bu nedenle $h(n)$'yi bulmak için kamera ile cisim arasındaki hareket belli bir enstantane süresi boyunca s eğrisi, $s: [0,T] \longrightarrow R^2$, ile gösterilecek olursa;

$$h(n) = \int_0^T \delta_{s(t)}(n)dt \tag{4.8}$$

olur [20]. Burada $\delta_{s(t)}$, $s(t) \in Z^2$ iken Dirac delta fonksiyonunu; $s(t)$ ise Şekil 4.7'de görüldüğü gibi hareket eğrisini göstermektedir.



Şekil 4.7. Kamera hareketinin bulanıklık çekirdeği şeklinde ifade edilişi [76]

Yukarıdaki tanımlamalar ve şekilden görüldüğü üzere $s(t)$ aslında, enstantane süresi T esnasında çekimi yapılan bir P noktasının görüntü üzerinde nasıl hareket ettiğini tanımlamaktadır. Dolayısıyla bilinen bir $s(t)$ eğrisi ile $h(n)$ bulunarak daha sonra ters konvolüsyon işlemi ile bulanık görüntü elde edilebilmektedir. Ancak bulanıklık çekirdeğinin görüntüdeki tüm pikselleri aynı şekilde etkilemediği varsayıldığında -ki bu varsayım gerçeğe daha uygundur- konvolüsyon işlemi yeterli olmamaktadır. Bu

durumda, çekim yapılırken 3B hareketin görüntüdeki her bir bölgeyi nasıl etkilediğini gösteren bir harita tanımlamak gerekir ki bu işleme homografi denilmektedir. Böylece çekim esnasında görüntü için bu harita *H*,

$$H(\tau,\ell) = K\left\{D(\ell) + \frac{\tau N^{\mathrm{T}}}{d}\right\}K^{-1} \tag{4.9}$$

şeklinde tanımlanabilir [60]. Burada (4.1) bağıntısında gösterildiği gibi ϕ, θ, ψ açılarına bağlı olan *D*'yi ifade etmek için $\ell = [\phi, \theta, \psi]^{\mathrm{T}}$ kısaltması yapılmıştır. τ, (4.2) bağıntısında verilen yer değiştirme matrisidir. *K*, (2.7) bağıntısıyla verilen ve kamera değişkenlerini içeren dahili matristir. *N*, görüntülenen alanın eksen vektörüdür. d ise kameranın görüntülenen alana olan uzaklığıdır (irtifadır.). Kamera çekimi bu yöntemle modellendiğinde kamera dahili ve harici matrisini oluşturan *K*, *D* ve τ 'nin etkisi de modellenmiş olmaktadır. Nedeni "Bölüm 4.3"te anlatıldığı şekilde, yer değiştirmenin bulanıklık üzerine etkisi ihmal edilecek olursa (4.9) bağıntısı

$$H(\ell) = K\,D(\ell)\,K^{-1} \tag{4.10}$$

halini alır. Burada kameranın enstantane süresinde denge noktasından $\ell_k(t) = [\phi_k(t),\ \theta_k(t),\ \psi_k(t)]$ şeklinde bir açıyla kaydığı varsayılırsa bulanık görüntü, aslında saf görüntünün homografi yardımıyla bu kayma durumu altında çekimini tanımlar ve

$$b(n) = \frac{1}{T}\int_0^T f(H(\ell_k(t))n)dt + g(n) \tag{4.11}$$

şeklinde ifade edilebilir. Gürültü ile bu tezde ilgilenilmediğini tekrar hatırlayarak bu ifade çözülecek olursa

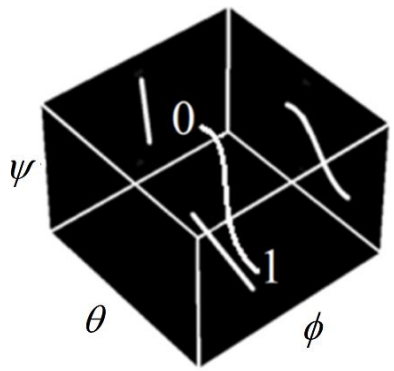
$$b(n) = \frac{1}{T}\int_0^T \int_{-\pi}^{\pi} f(H(\ell)n\delta(\ell - \ell_k(t))d\ell dt \tag{4.12}$$

$$= \int_{-\pi}^{\pi} \left\{ \frac{1}{T} \int_{0}^{T} \delta(\ell - \ell_k(t)) dt \right\} f(H(\ell)n) d\ell \tag{4.13}$$

halini alır [19]. Çengelli ayraç içerisindeki ifade ise (4.8) bağıntısıyla aynı olduğundan 3B dönme hareketine bağlı olarak bulanık görüntü

$$b(n) = \int_{-\pi}^{\pi} h_\ell(\ell) f(H(\ell)n) d\ell \tag{4.14}$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada $h_\ell(\ell)$ 'nin $h(n)$'den farklı olarak Şekil 4.8'deki gibi 3B olduğuna dikkat edilmelidir. Böylece modelleme sayesinde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısının bulanıklığa olan etkileri ayrı ayrı görülebilmektedir.



Şekil 4.8. 3B bulanıklık çekirdeği temsili

5. BÖLÜM
HAVA ARACI İLE ALINAN GÖRÜNTÜLERDE BULANIKLIĞIN ÖNLENMESİ

Hava aracı ile alınan görüntülerdeki bulanıklık, hava aracının hareketinden kaynaklanmaktadır. Dolayısıyla bulanıklığı önlemek için hava aracının kayma, sarsılma gibi sert hareketlerini engellemek veya mümkün olduğunca küçültmek gerekmektedir. Bu bölümde hava aracının sert hareketlerini engellemek veya kısıtlamak için çalışılmaktadır. Bir önceki bölümde hareketin görüntü üzerinde nasıl bir etkisinin olduğu modellendiğinden bu bölümde hava aracı sert hareketlerinin kısıtlanmasının görüntü üzerinde nasıl bir iyileştirilmeye sebep olduğu da incelenebilmektedir. Aayrıntıları ve modelleri "Bölüm 3"te verilen hava araçlarını sarsıntılardan korumak için otonom performanslarında iyileştirmeler yapılmaktadır. Bu iyileştirmeler hava aracı hareketine kamera ağırlığının ve konumunun da etkisi dahil edilerek sıkı bir kontrolcü tasarımı sayesinde elde edilmektedir. Bulanıklığı önleme çalışmaları hem sabit kanatlı İHA hem de helikopter için yapılmıştır. Yapılan bu çalışmaların bazı kısımları farklı dergi ve konferanslarda makale ve bildiri olarak daha önce yayımlanmıştır [77, 78, 79, 80, 81].

5.1. Sabit Kanatlı İHA İçin Yapılan Çalışmalar

Sabit kanatlı İHA'nın aldığı görüntülerde bulanıklığı önlemek için İHA hareketi kamera ağırlığı ve konumu da İHA dinamiğine dahil edilerek modellenmiştir. İHA'nın kontrol sistemi bu modele göre tasarlanmıştır. Bu amaçla en uygun kontrol değişkenleri ve kamera konumu, bir en iyileme algoritması yardımıyla bulunmuştur. Böylece İHA otonom performansı -kamera ağırlığı ve konumunun da ele alınarak tasarlanan İHA dinamiği ve kontrolcüsü sayesinde- yükseltilerek İHA'nın sarsıntıları en aza indirilmiştir. Geliştirilen bulanıklık çekirdeği modeli sayesinde de üretilen İHA

üzerindeki iyileştirmelerin bulanıklığı nasıl önlediği 3B olarak incelenmiştir. Standart İHA'ya nazaran, bu iyileştirmelerle otonom performansı yükseltilen İHA için yapılan ayarlamalar Tablo 5.1'deki gibi özetlenebilir.

Tablo 5.1. İHA otonom performansını yükseltmek için yapılan çalışmalar

	Standart İHA	**İyileştirilen İHA**
Dinamik	Kamera ağırlığı hesaba katılmadı	Kamera ağırlığı dahil edildi
Otopilot Değişkenleri	Değerler seçilirken kamera etkisi görmezden gelindi	Kamera etkisine göre en uygun değerler seçildi
Kamera Konumu	İHA ağırlık merkezine en yakın nokta seçildi	Burun ile ağırlık merkezi arasındaki en uygun nokta bulundu

Bu bölümde literatürde ilk defa bulanıklığı azaltmak için İHA hareket bağıntıları, kontrolcü tasarımı ve kamera konumu birlikte ele alınmaktadır. Bu şekilde yükseltilen İHA otonom performansı sayesinde, alınan görüntülerdeki bulanıklık önlenmektedir. Ayrıca hareketin görüntüye etkisi, tasarlanan 3B bulanıklık çekirdeği sayesinde incelenmektedir. İHA için yapılan bu çalışmalar aşağıdaki başlıklar dahilinde verilebilir.

5.1.1. Sayısal Hareket Modelinin Elde Edilmesi

"Bölüm 3.1.1.3"te bir İHA için genel durum-uzay modeli verilmişti. (3.55) ve (3.56) bağıntılarından bu modelin kararlılık türevleri içerdiği, dolayısıyla sayısal modelin elde edilebilmesi için "Bölüm 3.1.1.2"de verilen kararlılık türevi katsayıları değerlerinin bulunması gerektiği anlaşılmaktadır. Bu kararlılık türevi katsayıları Tablo 3.6'da verilen İHA değerleri kullanılarak bulunabilmektedir. Uzunlamasına hareketin terimlerinin bulunması için yapılan birçok güçlü çalışma bulunmasına rağmen ([5, 64, 82]), yanlamasına hareket terimlerinin bulunması için yeterince güvenilir bir kaynak henüz bulunamamıştır. Bu nedenle yanlamasına hareket terimlerinin belirlenmesi için birçok kaynaktan yararlanılmış ([5, 64, 82, 83, 84]) ve bu tezin sistematiği içerisinde sayısal değerler elde edilmiştir. Böylece uzunlamasına hareket sayısal durum-uzay modeli 40 km/s uçuş hızı için

$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix}}_{\dot{\boldsymbol{x}}} = \overbrace{\begin{bmatrix}-0.0792 & 1.3797 & 0 & -9.81\\ -2.9597 & -4.8214 & 11.1111 & 0\\ 0.4665 & -1.3312 & -4.7149 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{bmatrix}}^{A}\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{x}} + \overbrace{\begin{bmatrix}5.0759 & 0\\ 0 & -3.4934\\ 1.0148 & -25.9721\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B}\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_T\\ \Delta\delta_e\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{u}} \qquad (5.1)$$

60 km/s uçuş hızı için

$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix}}_{\dot{\boldsymbol{x}}} = \overbrace{\begin{bmatrix}\text{-0.0648} & 0.837 & 0 & -9.81\\ \text{-1.4822} & \text{-7.2141} & 16.6667 & 0\\ \text{2.4541e-1} & \text{-1.9997} & \text{-7.0723} & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{bmatrix}}^{A} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{x}} + \overbrace{\begin{bmatrix}6.8571 & 0\\ 0 & \text{-7.8602}\\ 1.3708 & \text{-58.4372}\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_T\\ \Delta\delta_e\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{u}} \tag{5.2}$$

80 km/s uçuş hızı için

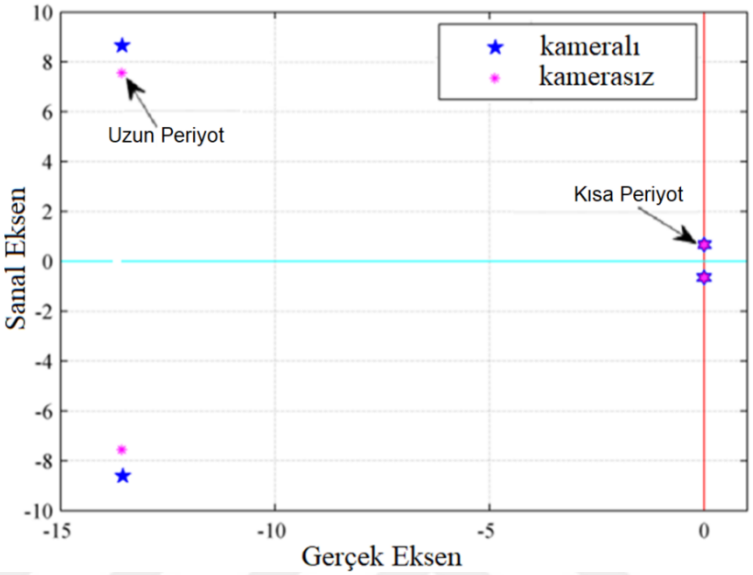
$$\underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\dot{u}\\ \Delta\dot{w}\\ \Delta\dot{q}\\ \Delta\dot{\theta}\end{bmatrix}}_{\dot{\boldsymbol{x}}} = \overbrace{\begin{bmatrix}\text{-0.0612} & 0.5408 & 0 & -9.81\\ \text{-1.4822} & \text{-9.6104} & 22.222 & 0\\ 0.2336 & \text{-2.6675} & \text{-9.4297} & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{bmatrix}}^{A} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta u\\ \Delta w\\ \Delta q\\ \Delta\theta\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{x}} + \overbrace{\begin{bmatrix}8.7622 & 0\\ 0 & \text{-13.9737}\\ 1.7517 & \text{-103.8884}\\ 0 & 0\end{bmatrix}}^{B} \underbrace{\begin{bmatrix}\Delta\delta_T\\ \Delta\delta_e\end{bmatrix}}_{\boldsymbol{u}} \tag{5.3}$$

şeklinde bulunmuştur. Bu bağıntılar kameranın İHA dinamiğine ve aerodinamiğine olan etkisi de dahil edilerek bulunmuştur. Örneğin $X_u = \dfrac{(-C_{D_u} - 2C_{D_0} + C_{T_u})QS}{mu_0}$ referans sürükleme katsayısında C_{D_0} referans sürüklemeyi ifade etmekte ve kameranın etkisini de içermektedir.

Dinamik kararlı sistemler, bir bozuntu sonrasında kendilerini eski hallerine getirebildiklerinden İHA hareketi de denge noktasından bozulduğu zaman bu bozuntunun iki farklı şekilde sönümlendiği görülmektedir. Bunlardan ilki birkaç saniye süren kısa periyot ikincisi ise nispeten daha uzun -30 kat üzeri- sönümleme süresi olan uzun periyottur. Uzunlamasına harekette kısa periyot, hücum açısındaki değişmeler için geçerli olurken uzun periyot, İHA irtifası ve hızındaki değişmelerde geçerli olmaktadır. Bu her iki periyotun öz değerlerine bakılarak İHA kararlılığı hakkında yorum yapılabilir.

Modelleme sonucunda elde edilen durum-uzay modellerinin öz değerlerine bakılarak, oluşturulan modelin doğruluğuna karar verilebilir. Modelin öz değerleri kamera etkisine göre Şekil 5.1'de verilmiştir. Bu değerler literatürdeki benzer çalışmalarla

doğrulanmıştır. Geliştirilen modelin dinamik kararlılık modları, [83, 85] kaynakları ile niceliksel ve niteliksel olarak benzerlik göstermektedirler. Böylece yapılan modellemenin tutarlı ve doğru olduğu savunulabilmektedir.



Şekil 5.1. İHA'nın kameralı ve kamerasız uzunlamasına hareket modları

5.1.2. Kontrolcü Tasarımı (PID)

İHA'ları kontrol etmek için otopilotlar kullanılmaktadırlar. Otopilotlar İHA'ları insan yardımı olmaksızın uçuş esnasında otomatik kontrol etmeye yarayan cihazlardır. Otopilotlar bütünleşik akıllı sistemlerdir ve durum sensörleri ile kontrolcülerden oluşmaktadırlar. Durum sensörleri sürekli olarak birçok sensörü kullanıp (örneğin GPS, altimetre, ivmeölçer, döneölçer, pitot tüpü) İHA'nın hızı, yönü, konumu gibi farklı değerleri ölçmekte, bu ölçümler de kontrolcüler tarafından kullanılmaktadırlar.

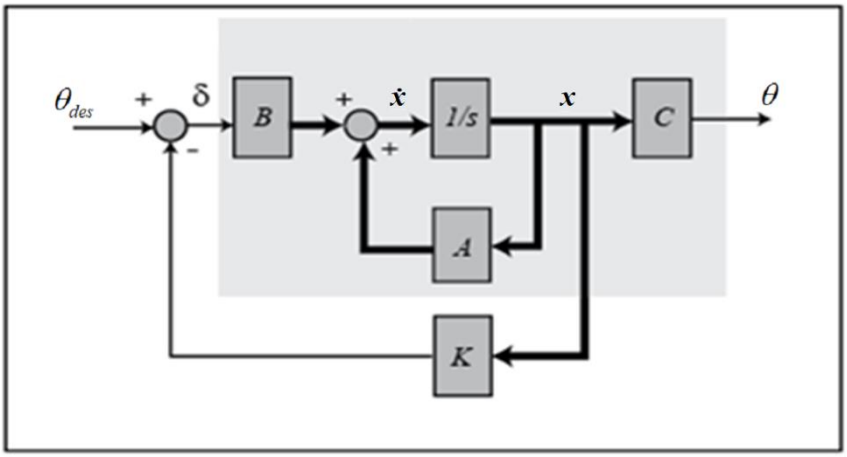
Bir kontrol sistemi içerisindeki kontrolcünün görevi, ölçme elemanı üzerinden geri beslenen çıkış büyüklüğünü referans giriş büyüklüğü ile kıyaslayarak, ortaya çıkan hata değerine ve kendi denetim etkisine bağlı olarak uygun bir kumanda denetim işareti üretmektir. PID kontrolcüde üç temel kontrol etkisi mevcuttur. Bunlar:

- Oransal kontrol etkisi (P etki)
- İntegral kontrol etkisi (I etki)
- Türev kontrol etkisi (D etki)

şeklinde ikili veya aç kapa kontrol etkisi olarak sıralanabilir. Bu kontrol etkilerinin bir veya birkaçının birlikte (PI, PD ve PID gibi) uygun şekilde kullanılmasıyla farklı kontrol etkilerinde çalışan kontrolcüler de oluşturulabilir. D ise türeve dayalı olduğundan ve sadece hatanın değiştiği durumda etkisini gösterdiğinden kontrolcülerde yalnız başına kullanılamamaktadır.

5.1.2.1. Temel PID

(5.1), (5.2) veya (5.3) bağıntılarıyla elde edilen uzunlamasına hareket durum-uzay modelinde başlangıç olarak sadece yunuslama açısının kontrolü ele alınacak olursa, tüm durumların ifade edildiği kontrol sisteminin kutup yerleştirme modeli Şekil 5.2'deki gibi verilebilir.



Şekil 5.2. Kutup yerleştirme

Burada *A*, *B*, *C* ve *x* genel durum-uzay denklemindeki verileri, δ kontrol girişini (*u*) ve θ çıkışı (*y*), yani yunuslama açısını ifade etmektedir. *K* da 3×3 lük bir matristir ve en uygun *K* matrisi, kararlılığın temin edildiği en uygun kutupları vermektedir. θ_{des} ise referans giriştir. Burada $\delta = \theta_{des} - Kx$ olduğundan, durum-uzay bağıntılarında yerine yazılırsa;

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (A - BK)x + B\theta_{des} \\ \theta &= Cx \end{aligned} \tag{5.4}$$

elde edilir. Böylece burada en önemli nokta, en iyi *K* matrisinin bulunması olmaktadır. Bu amaçla kullanılabilecek DKD, EDRY gibi farklı yöntemler mevcuttur. Burada

dikkat edilmesi gereken önemli bir husus da K matrisini bulurken her ne kadar çıkış, sadece θ olsa da x'teki tüm değişkenlerin biliniyor olmasının gerekliliğidir. K değerinin bulunması ile P, I ve D değerleri de bulunabilmektedir.

Otopilotun temel iki görevi anlık durum tahmini ve anlık durum ile referans yörüngeye göre kontrol işareti üretimi olduğundan bu işlevleri yerine getirebilmek için sensör ölçümlerinden faydalanmak zorundadır. Bu sensörler aşağıdaki gibi sınıflandırılabilir.

- Ultrasonik sensör veya SONAR: Hava aracının yerden yüksekliğini ölçebilir.
- Kızıl ötesi (Infrared) sensör: bir diğer irtifa sensörüdür. Temel mantığı iki ortam arasındaki sıcaklık farkını ölçmek olduğundan yeryüzü ile hava aracı arasındaki mesafeyi ölçebilir.
- Görüntüleme sensörleri: Aslında birçok dahili sensör, çalışma hatalarını bertaraf etmek için GPS işareti kullanır. Ancak GPS'in olmadığı veya çok zayıf olduğu yerler de vardır. Bu nedenle alternatif olarak görüntüleme sensörleri kullanarak durum tespiti yapan otopilotlar bu tür yerlerde daha verimli olmaktadır.

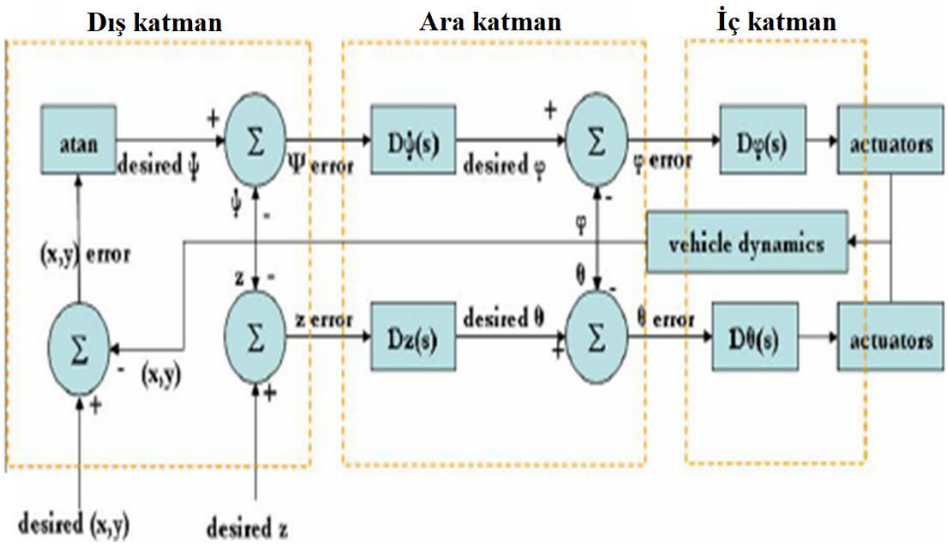
5.1.2.2. Kullanılan PID

Bu tezde kullanılan otopilot sistemi üç katmandan oluşan hiyerarşik bir otopilottur. Hiyerarşik bir kontrol sistemi, birden fazla katmandan oluşur ve her bir katman için kullanılacak kontrol ve sistem ayrı ayrı olabilir. Bunların kullanım sırası ve süresi isteğe göre belirlenebilir. Hiyerarşik kontrolün bu katmanlara bağlı olarak en önemli özellikleri şöyledir:

- Üst katmanlar alt katmanlara göre daha uzun aralıklarla çalışır ve alttan gelen verileri kullanabilir,
- Alt katmanlar kendileri için belirlenmiş vazifeleri yaparlar ve üst katmanların yönetimine tabidirler.

Kullanılan katmanlar sırasıyla dış katman, ara katman ve iç katmandır. Şekil 5.3'te verildiği gibi dış katmanda istenilen irtifa, sapma ve sürat değerlerinden ilgili sensörler vasıtası ile elde edilen değerler çıkarılarak hata değerleri elde edilmektedir. Ara katmanda bu hata değerleri kullanılarak olması gereken yuvarlanma ve yunuslama açıları elde edilmektedir. Sensörlerin ölçtüğü değerler kullanılarak bu açıların da

hataları elde edilmekte ve iç katmanda ise üç kontrol yüzeyinin ve gaz kolunun hangi konumda olması gerektiği bulunmaktadır.

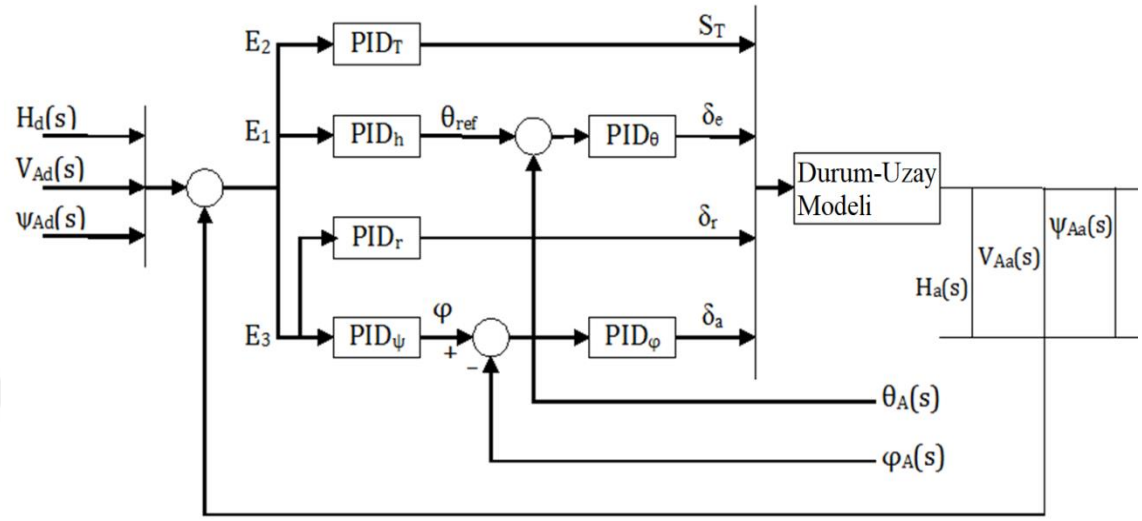


Şekil 5.3. Katmanlı otopilot yapısı [86]

Diğer bir ifade ile burada iç katman kararlı uçuş için yunuslama ve yuvarlanmayı, ara katman sapma ve irtifayı kontrol ederken dış katman ise istenen doğrultuda uçmayı sağlar ve ara katmana istenen sapma açısını gönderir. Yani tasarlanan hiyerarşik otopilot sayesinde iç katmanda irtifa dümeni açısı gibi kontrol yüzeylerinin konumu belirlenmekte, böylece ara katmanda yuvarlanma ve yunuslama kontrol edilmektedir. Dış katmanda ise İHA'nın istikameti ve irtifası kontrol edilerek istenen yörüngeyi takip etmesi için çalışılmaktadır.

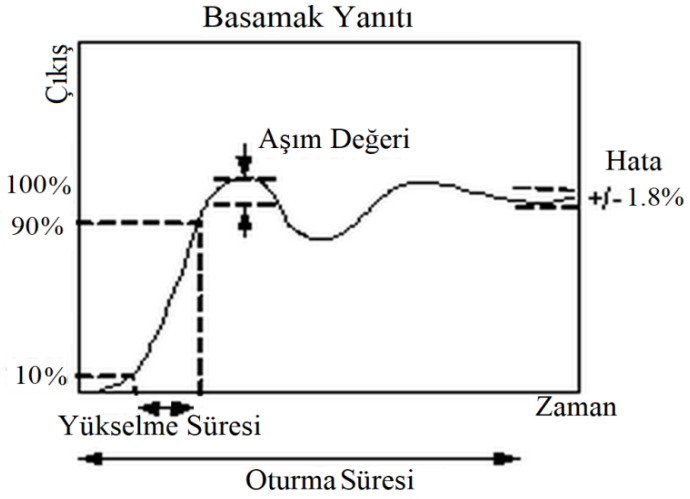
Bu otopilot sisteminde toplam altı PID kontrolcü mevcuttur. İHA uzunlamasına hareket için PID_θ kullanılmaktadır. Bu sayede altimetre, pitot tüpü, GPS ve döneölçer sensörleri kullanılarak irtifa, sürat ve sapma açısı takibi yapılabilmektedir. Şekil 5.4'te ise kullanılan otopilot sisteminin detaylı akış şeması sunulmuştur. En genel olarak bu otopilot sisteminden üç adet referans girişi takip etmesi beklenmektedir Ayrıca bunlardan herhangi ikisinin ya da sadece birinin referans girişini de takip etmesi beklenebilir. Altı adet PID kontrolcü bulunduğundan dolayı gerçek zamanlı uçuşlara geçmeden önce 6 oransal (P), 6 integral (I) ve 6 türevsel (D) terimin ayarlanması gerekmektedir. Sistemden istenilen girişler irtifa, sapma açısı ve süratin anlık verileridir.

Böylece hava aracı 3B uzayda istenilen koordinatları, istenilen süratte takip edebilmektedir.



Şekil 5.4. Kullanılan otopilot sisteminin akış şeması

PID tasarımında performansın yeterli olabilmesi için kontrolcünün bazı şartları yerine getirmesi gerekir. Nitekim kontrol edilen her sistem için belli kısıtlar bulunur ve bunların kontrolcü tarafından sağlanması –başarılması- gerekir. Kaliteli bir kontrol için PID'nin sağlaması gereken şartlar Şekil 5.5'te gösterilen özellikler ve değişkenlere bakılarak değerlendirilebilir.



Şekil 5.5. PID performans ölçütleri

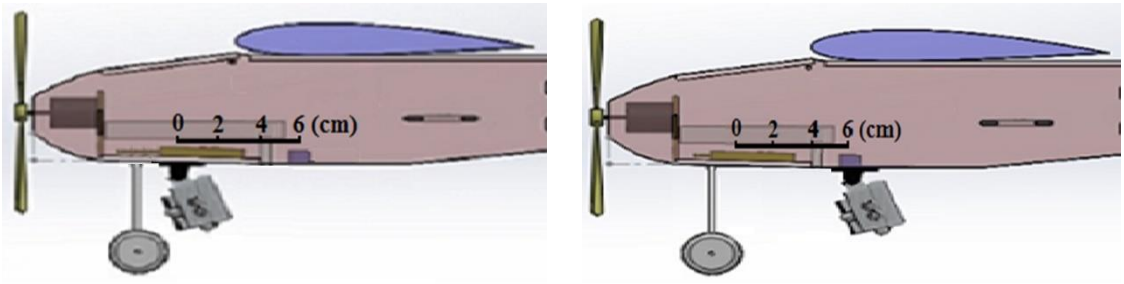
Bu değişkenler yükselme süresi, aşım değeri, oturma süresi ve kararlı hal hatasıdır. Örneğin bir kontrolcü tasarımında yunuslama açısının 0.2 rad/sn'de tutulması ve

tasarlanan sistemin; yükselme süresinin 2 saniyeden düşük, oturma süresinin 2 saniyeden az, aşım değerinin %5'den az, kararlı hal hatasının %1'den az olması ölçütleri seçilebilir. Yükselme süresini I etki, oturma süresi ve aşım değerini ise D etki kısıtlamaktadır.

Günümüzde birçok yeni kontrol yöntemi geliştirilmiştir. Ancak bu modern kontrol yöntemleri her ne kadar simülasyon ortamında İHA kontrolü için kullanılsa da gerçek zamanlı uygulamalarda bu yöntemlerin kullanılması oldukça kısıtlıdır ve PID bu alandaki önemini korumaktadır [58].

5.1.3. Kamera Konumunun Belirlenmesi

Tezde kullanılan İHA'da yapılan önemli iyileştirmelerden biri de kamera konumunun belli bir aralıkta değişebilmesidir. Bu da (5.1), (5.2) ve (5.3) bağıntılarındaki gibi farklı uçuş koşullarında, kamera yerinin değişebilmesini sağlamaktadır. Kamera konumu yatay eksende burun ile ağırlık merkezi arasında Şekil 5.6'da görüldüğü gibi 0-6 cm aralığında değişebilmektedir.



(a) (b)

Şekil 5.6. İHA'ya (a) önden (b) arkadan monte edilen kamera

Böylece sarsıntıları engellemek için en uygun kamera konumu bulunup bu noktadan kamerayı monte etmek mümkün olmaktadır. En uygun kamera konumunu bulmak için İHA ve kontrol sistemi tasarımı birlikte ele alınmıştır. Yani kamera etkisini içeren dinamik model geliştirilmiş ve otopilot değişkenlerinin bu modeli kontrol etme performanslarına göre en uygun kamera konumu bulunmuştur. Bu en iyilemeyi yapmak için oluşturulan maliyet fonksiyonu

$$J = \min_{P,I,D,\ Kamera\,konumu} f\left(\sum (T_{st} - T_{st_u})^2 + (T_{rt} - T_{rt_u})^2 + (\%OS - \%OS_u)^2\right) \tag{5.5}$$

şeklinde verilebilir. Burada T_{rt}, T_{st} ve OS sırasıyla istenen yörüngenin takibi esnasındaki yükselme, oturma süresi ve aşım değerini göstermektedir. u indisi ise bu değişkenlerin üst değerleridir. Böylece kontrolcü değişkenleri ile kamera konumu birlikte ele alınarak en uygun değerler:

Eğer $T_{st} \geq T_{st_u}$, T_{st} 'de tutulan değeri sil,
$T_{st} < T_{st_u}$, T_{st} 'yi tutulan değeriyle değiştir (5.6)

Eğer $T_{rt} \geq T_{rt_u}$, T_{rt} 'de tutulan değeri sil,
$T_{rt} < T_{rt_u}$, T_{rt} 'yi tutulan değeriyle değiştir (5.7)

Eğer $\%OS \geq \%OS_u$, $\%OS$ 'de tutulan değeri sil,
$\%OS < \%OS_u$, $\%OS$ 'yi tutulan değeriyle değiştir. (5.8)

şeklinde bulunmuştur. Maliyet fonksiyonu, hava aracı dinamiğine bağlı olarak değiştiğinden ve eş zamanlı olarak en iyilenmesi -en uygun değerlerin bulunması- gereken dört değişkene bağlı olduğundan oldukça karmaşıktır. Nitekim basamak yanıtı yükselme, oturma süresi ve aşım değeri dinamik modelin ve otopilot sisteminin bir fonksiyonudur. Üstelik P, I, D değişkenleri de kameradan kaynaklanan ağırlık, moment gibi değişkenlerden de etkilenmektedirler. Tüm bu nedenlerden dolayı oldukça karmaşıklaşan maliyet fonksiyonunu en iyilemek için olasılıksal tahmine dayalı Eş zamanlı Dağılım Rastlantısal Yaklaşım (EDRY, Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation- SPSA) algoritması kullanılmıştır.

5.1.4. Eş zamanlı Dağılım Rastlantısal Yaklaşım (EDRY) Algoritması

Rastlantısal tahmine dayalı yöntemlerden biri olan bu yaklaşım; problemin, çözümün bulunduğu değeri, her bir adımda çözüm civarında sadece iki rastgele nokta seçerek hesapladığından çok hızlı işlem yapan ve sonuç bulan bir yöntemdir [87]. Yapılan çalışmalarda da EDRY'nin genetik ve ısıl işlem gibi en iyileme algoritmalarına göre daha iyi sonuçlar verdiği gösterilmiştir ki bu algoritmaların EDRY'ye nispeten hesaplama maliyetleri daha yüksektir [88]. EDRY'nin bir diğer özelliği de tahmine dayalı bir yöntem olduğundan doğal bir rastgelelik içermesidir. Böylece EDRY belirli bir yerel noktaya takılı kalmadan birkaç adımda en iyi çözümü bulabilmektedir.

Genel bir EDRY'de x, en iyileme değişkenlerini (tezde bu değişkenler İHA dinamiği, K_p, K_i, K_d ve kamera konumudur.) içeren bir vektör ve $x_{[k]}$ ise k'ninci adımda hesaplanan x değeri olmak üzere

$$x_{[k+1]} = x_{[k]} - a_k g_{[k]} \tag{5.9}$$

şeklinde tanımlanabilir. Burada a_k pozitif sayıların bulunduğu azalan bir dizi, $g_{[k]}$ ise $x_{[k]}$'daki hedef çözümün eğim hesabıdır. Bu hesabı yapmak için $\Delta_{[k]} \in R^p$ belirli şartları sağlayan $\{\Delta_{[k]1}\ \Delta_{[k]2} ... \Delta_{[k]p}\}$ bağımsız sıfır ortalamalı rastgele değişkenleri içeren p'nin bir vektörü olursa [89, 90], bu durumda

$$g_{[k]} = \left[\frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]1}} ..... \frac{\Gamma_+ - \Gamma_-}{2d_k\Delta_{[k]p}} \right]^T \tag{5.10}$$

olur. Burada Γ_+ ve Γ_- sırasıyla $x_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ noktalarındaki hedefin hesabıdır. Bu çalışmada EDRY'ye ayrıca kısıtlar getirilerek, bulduğu çözümlerin $x_{i_{\min}} \le x_i \le x_{i_{\max}}$ gibi bir aralıkta olması sağlanmıştır. $x_{[k]} + d_k\Delta_{[k]}$ ve $x_{[k]} - d_k\Delta_{[k]}$ ile dağılan vektörün tüm değerlerinin de belirlenen alt ve üst sınırlara uyması sağlanmış, [87]'den de yararlanılarak d_k ve a_k dizilerinin seçimi

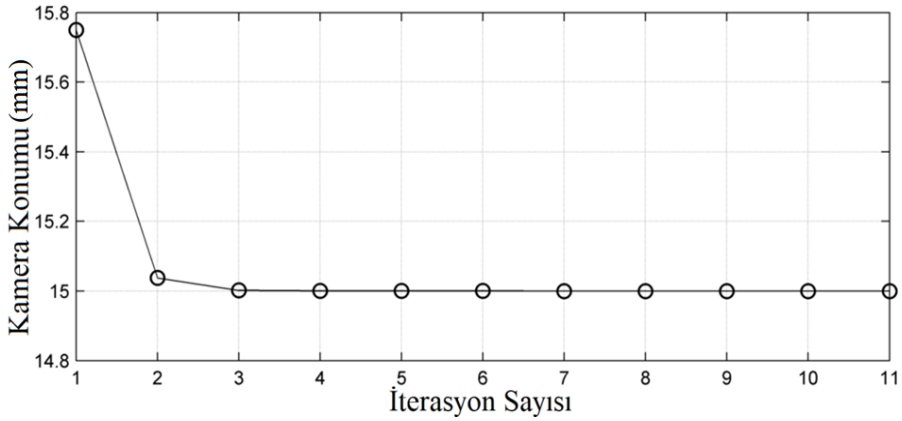
$$d_k = \min\left\{ d/k^{\Theta}, 0.95 \min_i \left\{ \min\{\eta_{l_i}\}, \min\{\eta_{u_i}\} \right\} \right\} \tag{5.11}$$

şeklinde yapılmıştır. Burada η_l ve η_u sırasıyla her pozitif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{\min_i}) / \Delta_{[k]i}$ ve her negatif $\Delta_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i}) / \Delta_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir. Benzer şekilde

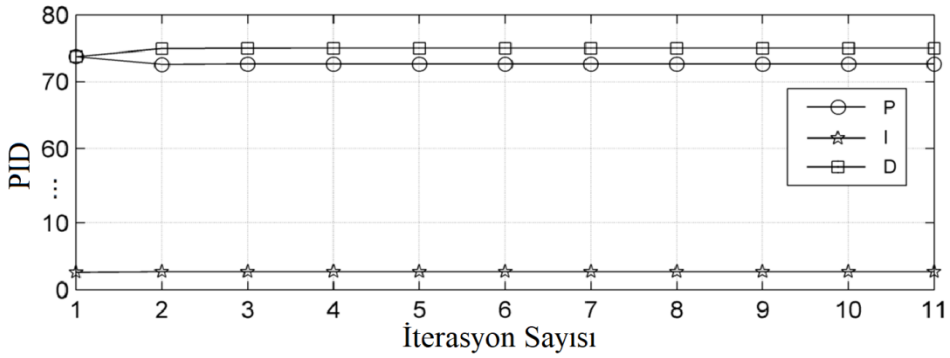
$$a_k = \min\left\{ a/(S+k)^{\lambda}, 0.95 \min_i \left\{ \min(\mu_{l_i}), \min(\mu_{u_i}) \right\} \right\} \tag{5.12}$$

'dir. Burada da μ_l ve μ_u sırasıyla her pozitif $g_{[k]i}$ için $(x_{[k]i} - x_{\min_i}) / g_{[k]i}$ ve her negatif $g_{[k]i}$ için $(x_{\max_i} - x_{[k]i}) / g_{[k]i}$ olan bileşenlerin vektörleridir.

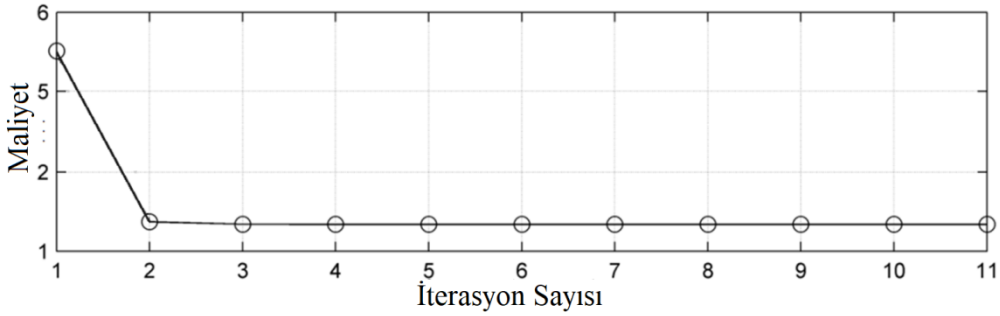
Böylece hava aracının 5 derecelik yunuslama açısıyla uçma durumu için EDRY ile en iyi değeri bulunan maliyet fonksiyonu sonucunda tasarım değişkenleri için elde edilen en uygun değerler Şekil 5.7'de verilmiştir.



(a)



(b)



(c)

Şekil 5.7. (a) kamera konumu, (b) PID değişkenleri ve (c) maliyet fonksiyonu değerleri

Yapılan en iyileme neticesinde en uygun kamera konumu ön taraftan 1.5 cm; uzunlamasına hareket kontrolcüsü PID_θ değişkenleri (K_p, K_i, K_d) ise otopilot başlangıç değerleri 50, 5, 50 iken yeni değerler sırasıyla 73, 3, 75 olarak bulunmuştur. Genel olarak da İHA'nın iyileştirme yapılmayan standart haline göre %76'lık bir performans artışı oldukça hızlı bir şekilde başarılmıştır. Bu değerleri EDRY, 2.5 GHz hızı olan i7-4710HQ işlemcili bir bilgisayar ile yaklaşık 12 sn'de hesaplamıştır. EDRY ilk üç iterasyonda en uygun değerleri bulduğundan ve bu değerler sonraki iterasyonlarda değişmediğinden Tablo 5.2'de, en iyilenen değişkenlerin ilk ve son değerleri sunulmuştur.

Tablo 5.2. EDRY algoritması ile en iyileme sonuçları

	Başlangıç Değeri	**1. İterasyon**	**2. İterasyon**	**3. İterasyon**
Kamera Konumu	3 cm	1.58 cm	1,502 cm	1,5 cm
K_p	50	74	73	73
K_i	5	3	3	3
K_d	50	74	75	75

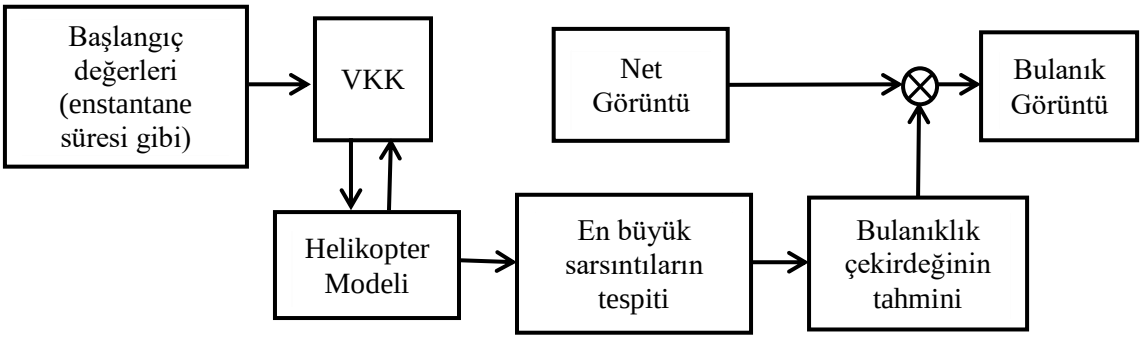
5.2. Helikopter İçin Yapılan Çalışmalar

Bu bölümde bulanıklığı önlemek için tasarlanan sıkı helikopter kontrolcüleri incelenmiştir. Helikopter "Bölüm 3.2"de anlatıldığı gibi oldukça karmaşık bir modele sahiptir. Bu nedenle bazı yaklaşımlar kullanılarak bir yandan kontrol edilebilecek kadar basitleştirilmeye, diğer yandan da gerçek fiziksel özelliklerinin kaybolmamasına çalışılmıştır. Böylece

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u \tag{5.13}$$

şeklinde doğrusal ve zamanla değişmeyen bir sistem elde edilmiştir. Burada $x_p = \Delta x$, $u = \Delta u$, A_p durum matrisi ve B_p kontrol matrisidir. Elde edilen çırpınma, uçuş dinamiği ve ilerleme-gerileme modları, literatürde farklı sağlamaları yapılan [6] çalışması ile benzerlik göstermektedir. Bu şekilde fiziksel temelli bir helikopter modeli elde edilmiştir. Fiziksel temelli olması, modelin basitleştirilmiş olmasına rağmen gerçeğe veya aslına yakın bir modellemenin yapılmış olduğunu göstermektedir.

Modellenen helikopter Varyans Kısıtlı Kontrolcü (VKK) ile kontrol edilmiştir. Farklı kontrol senaryolarıyla helikopter kontrolünün görüntü kalitesine olan etkisi incelenmiştir. Bu amaçla yapılan çalışmanın adımları Şekil 5.8 ile sunulmuştur.



Şekil 5.8. İşlem adımları

5.2.1. Kontrolcü Tasarımı (Varyans Kısıtlı Kontrolcü, VKK)

Farklı birçok görevi başarmak için tasarlanmış helikopter kontrol sistemleri mevcuttur. Önceleri helikopter kontrol sistemleri, çoğunlukla uçuş güvenliği ve askıda yük taşıma amacıyla geliştirilmişken sonraları, daha farklı görevleri başarmak için de kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Bunlara konforlu uçuş için helikopter sarsıntılarını engellemek [48, 97] ve helikopterin daha ekonomik uçmasını sağlamak [91] için geliştirilen kontrolcüler örnek olarak verilebilir.

Helikopter uçuşunu kontrol etmek için kullanılabilecek birçok kontrolcü bulunmaktadır. Bunlardan tarihsel olarak ilkin Kutup Yerleştirme ve Temel Geri Besleme teknikleri, daha sonra doğrusal matris cebrine dayalı DKD (Linear Quadratic Regülatör- LQR) ve Doğrusal Karesel Gaussian Kontrolcüleri, sonrasında H_∞ Kontrol yaklaşımı, son olarak da Yapay Sinir Ağları Kontrolcüsü, MÖK ve VKK, helikopter kontrolünde çalışılmışlardır.

İlk çalışılan kontrol yöntemleri tek giriş-tek çıkışlı sistemler için başarılı olsalar da helikopterler gibi oldukça karmaşık ve doğrusal olmayan sistemler için yeterli olamamaktadırlar. Helikopterler özellikle de bir uçuş durumundan başkasına geçerken oldukça karmaşık bir dinamik yapıya sahip olmaktadırlar. Bir bölgenin görüntülenmesi esnasında da bu tür karmaşık dinamikler oluşmaktadır. Görüntülenen bölgeden kaliteli

görüntüler alabilmek için helikopterin helisel ve seviye yatışlı dönüşü gibi hareketlerinin fiziksel haline yakın bir şekilde modellenmesi ve kontrol edilmesi gerekmettedir. Nitekim bu hareketler oldukça karmaşık dinamikler içerdiğinden fiziksel haline yakın bir şekilde modellenen helikopter, sadece modern kontrol yöntemleri ile kontrol edilebilmektedir.

Modern bir kontrol yöntemi olan VKK, farklı araştırmacılar tarafından karmaşık modeller için kontrol sistemi tasarımında kullanılmışlardır [6, 48, 53, 54]. VKK'lerin üstünlükleri;

- Kalman filtreleriyle durum kestirimi yapabilen Doğrusal Karesel Gaussian kontrolcülerinden uyarlandıklarından durum hesabı oldukça zor olan helikopter için oldukça yararlı olmaları,
- Kararlılığın fiziksel olarak uygulanabilir olması için gereken ve ikinci dereceden bağıntı bilgilerini içeren durum kovaryans matrisini kullanıyor olmaları,
- Farklı değişkenlerin anlık değişimine rağmen kısıtları sağlamadaki başarısı

şeklinde sayılabilir. Tüm bu nedenlerden dolayı bu tezde de bulanıklığın önlenmesi için helikopter kontrolcüsü olarak VKK kullanılmıştır. Oldukça karmaşık ve fiziksel temelli olan helikopter modelini kontrol etmek için VKK'nin özel bir türü olan Çıkış Varyansı Kısıtlı Kontrolcü (ÇVKK) tasarlanmıştır. ÇVKK'lerin çekilen görüntülerdeki bulanıklığı önleme performansları incelenmiştir. ÇVKK'lerin bulanıklığı önlemedeki performansları varyans kısıtı hassasiyetine ve gürültü yoğunluğu değişimine göre ölçülmüştür. Bulanıklığın şiddeti hareketin şiddetine göre değiştiğinden helikopter sarsıntılarını daha çok engelleyen -daha sıkı- kontrolcü, bulanıklığı da daha çok önlemektedir. Böylece dahili sensörler veya dengeleme halkası gibi aletler kullanılmadan ilk defa bu tezde helikopter kontrolü ile bulanıklık önlenmeye çalışılmaktadır.

Genelde varyans kısıtlı kontrolcüler özelde ise çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü problemi, verilen doğrusal ve zamanla değişmeyen bir sistem için şu şekilde tanımlanabilir:

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u + D_p w_p, \quad y = C_p x_p, \quad z = M_p x_p + v_s \tag{5.14}$$

ve pozitif bir giriş cezası R > 0, iken

$$\dot{x}_c = A_c x_c + Fz, \quad u = Gx_c \tag{5.15}$$

şeklinde tam düzenli bir dinamik kontrolcü oluşturulur, burada

$$\min_{A_c, F, G} J = E_\infty u^T R u \tag{5.16}$$

problemini çözmek için

$$E_\infty y_i^2 \le \sigma_i^2, \quad i = 1,...,n_y \tag{5.17}$$

şartı sağlanır. Değişkenlerden *z*, sensör ölçümlerini gösterir, w_p ve v_s genlikleri *W* ve *V* olan sıfır ortalamalı beyaz gürültülerdir. *F* durum tahmini ve *G* kontrolcü kazanç matrisleridir. *J*, kontrolcü maliyeti; σ_i^2, *i*'ninci çıkış için belirlenen kısıtlar ve n_y ise çıkış sayısıdır. *E* ise beklenen değer göstergesidir ve $E_\infty \triangleq \lim_{t\to\infty} E$ 'dir. VKK çözümü, farklı sınırlı çıkış cezasını Q > 0 seçerek bir Doğrusal Karesel Gaussian problem çözümüne indirger. Q'nun seçimi için kullanılan algoritma [53] ile Q değerine yaklaşılarak, VKK değerleri

$$\begin{aligned} &A_c = A_p + B_p G - F M_p, \qquad F = \aleph M_p^T V^{-1} \\ &G = -R^{-1} B_p^T K \end{aligned} \tag{5.18}$$

şeklini alır. Buradaki $\aleph$ ve *K*, (5.19)'daki iki cebirsel Riccati denkleminin çözümleridir.

$$\begin{aligned} &0 = \aleph A_p^T + A_p \aleph - \aleph M_p^T V^{-1} M_p \aleph + D_p W_p D_p^T \\ &0 = K A_P + A_p^T K - K B_p R^{-1} B_p^T K + C_p^T Q C_p \end{aligned} \tag{5.19}$$

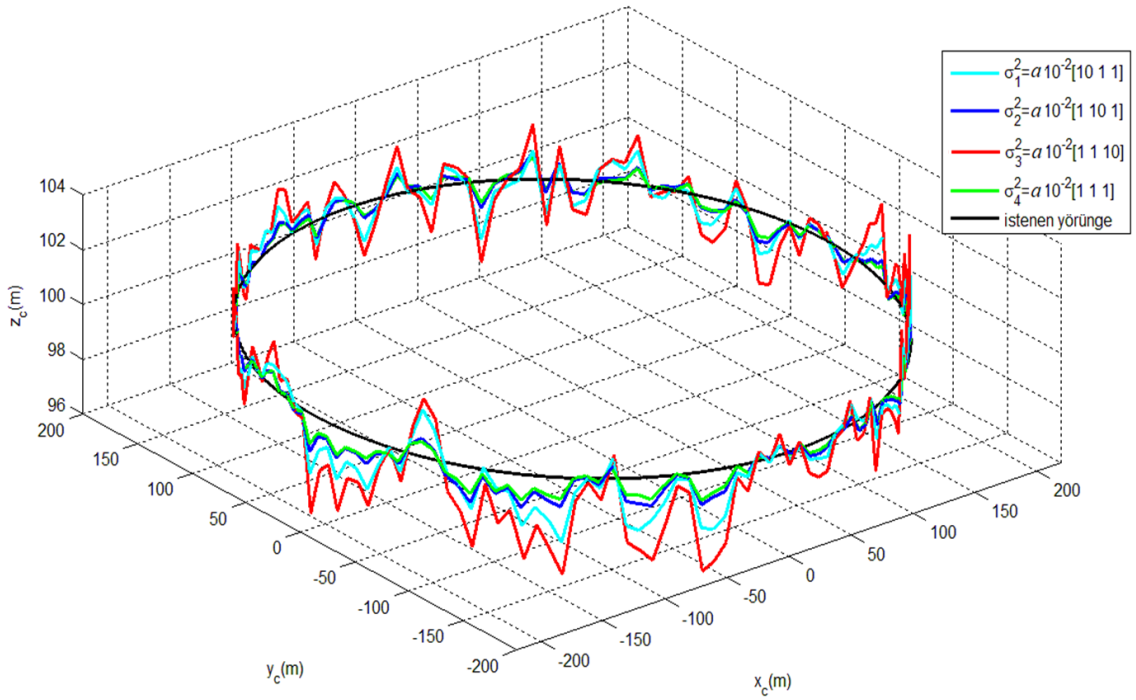
Tasarlanan kontrolcülerin uygulanmasına geçmeden önce çıkış varyansı kısıtlarının en küçük değerlerinin

$$[\sigma_i^2]_{\min} = [C_p \aleph C_p^T]_{ii} \tag{5.20}$$

şeklinde hesaplanması gerektiğini belirtmekte de fayda vardır. Burada durum kovaryans matrisi $\aleph$, (5.14) ile tanımlanan sistem için (5.19) bağıntısı kullanılarak hesaplanabilir. Yani bu bağıntı sayesinde tasarlanabilecek en sıkı kontrolcünün kısıt değerleri bulunabilir. Dolayısıyla seçilen kısıt değerleri, (5.20) bağıntısındaki değerden daha küçük olmamalıdır.

5.2.2. Tasarlanan Kontrolcüler

Görüntülerde bulanıklığın önlenmesi için sarsıntıları en aza indiren sıkı bir kontrol sistemi tasarlamak gerekir. Net görüntüler elde edebilmek için kontrol sistemi, helikopteri mümkün oldukça istenen yörüngede tutmalı ve sarsıntıları en aza indirmelidir. Farklı ÇVKK'lerin bulanıklığı önlemedeki performanslarını ölçmek için dört farklı kontrolcü tasarlanmıştır. Bu amaçla öncelikle helikopter modeli 1 dakika boyunca tasarlanan her bir kontrolcü tarafından uçurulmuştur. Bu 1 dakikalık uçuş, helikopter modelinin 40 knot (yaklaşık 74 km/s) uçuş hızı ve 0.1 rad/sn seviye yatışlı dönüşü açısal hızı ile uçurulmasıdır. Bu kontrolcülerden, a sabit bir çarpan sayı olacak şekilde, ilki için kısıtlar $\sigma^2_{\phi,\theta,\psi} = a10^{-2}[10\ 1\ 1]$, ikincisi $\sigma^2_{\phi,\theta,\psi} = a10^{-2}[1\ 10\ 1]$, üçüncüsü $\sigma^2_{\phi,\theta,\psi} = a10^{-2}[1\ 1\ 10]$ ve dördüncüsü için de $\sigma^2_{\phi,\theta,\psi} = a10^{-2}[1\ 1\ 1]$ olarak seçilmiştir. Kısıtlardan görüleceği üzere dördüncü kontrolcü en sıkı kısıtlı kontrolcüdür. İlk kontrolcüde ise yuvarlanma açısı (ϕ_A) on kat daha serbest, ikinci kontrolcüde yunuslama açısı (θ_A) on kat daha serbest, üçüncü kontrolcüde ise sapma açısı (ψ_A) on kat daha serbest bırakılmıştır. Bu kontrolcülerin istenen yörüngeyi takip etme başarıları Şekil 5.9'da verilmiştir. Kontrolcü ne kadar sıkı tasarlanırsa maliyeti ve işlem süresi o kadar artmaktadır. Kısıtların fazla serbest bırakılması yani kontrolcünün yeteri kadar sıkı olmaması durumunda ise istenen hassasiyet yakalanamamaktadır. Bu nedenle (5.16) ve (5.20) birlikte ele alınarak yeterli sıkılık miktarı hesaplanmıştır. Daha sonra kontrolcülerin helikopteri sert hareketlerden ne kadar koruyabildiklerini görebilmek için uçuşlar esnasında helikopterin yaptığı en sarsıntılı hareketler toplam yörüngeden çıkarılmıştır.



Şekil 5.9. Helikopterin her bir kontrolcü ile istenen yörüngeyi takibi

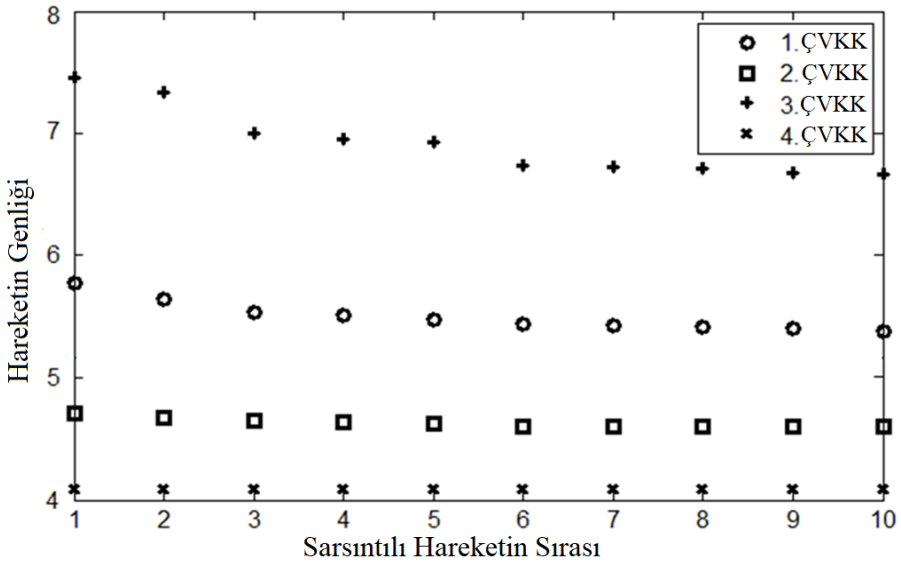
Meydana gelen en büyük sarsıntılar, tasarlanan basit bir algoritma ile her bir uçuş için hesaplanmıştır. Uçuşlar esnasında çekilen görüntüleri birbirleriyle kıyaslamak için görüntünün, her uçuştaki en sarsıntılı hareket esnasında alındığı varsayılmıştır. Yani her uçuşta en kötü hareketin -en şiddetli sarsıntıların- görüntüye etkisi incelenmiştir. Böylece kontrolcülerin sert sarsıntıları engellemedeki performansları görülebilmektedir.

Tasarlanan ÇVKK'ler ile uçurulan helikopterin, uçuş esnasında her enstantane süresinde yaptığı müstakil hareketlerin sarsıntı şiddetleri

$$Hareketin\,Genliği_i = \sqrt{\sum_{i=1}^{n}((x_{g(i-1)T} - x_{giT})^2 + (y_{g(i-1)T} - y_{giT})^2 + (z_{g(i-1)T} - z_{giT})^2)} \quad (5.21)$$

bağıntısı ile bulunmuştur. Burada T enstantane süresi, n uçuş süresi içerisindeki enstantane süresi sayısı ve $i = 1,2,3...n$'dir. Böylece en sarsıntılı ilk 10 hareket hesaplanacak olursa, bu hareketler Şekil 5.10 ile verilebilir. Şekilden görüldüğü gibi en sarsıntılı hareketler üçüncü kontrolcü, en sarsıntısız hareketler ise dördüncü kontrolcü ile uçuşta meydana gelmiştir. Sapma açısının daha serbest bırakıldığı üçüncü kontrolcü ile uçuşta meydana gelen en sarsıntılı hareketler, en sıkı kontrolcü olan dördüncü

kontrolcü ile uçuşta meydana gelen hareketlerden yaklaşık olarak iki kat daha şiddetlidir. Yuvarlanma açısının serbest bırakıldığı ilk kontrolcü ile uçuş ise yunuslama açısının serbest bırakıldığı ikinci kontrolcüden daha sarsıntılıdır.



Şekil 5.10. ÇVKK'ler ile uçuşta en sarsıntılı 10 hareket

Burada bu dört kontrolcünün kısıtları dışındaki tüm değişkenlerin, her kontrolcü için aynı olduğunu da vurgulamak gerekir. Aksi takdirde kontrolcü performanslarını mukayese etmek aynı koşullar geçerli olmadığı için sağlıklı olmamaktadır. Örneğin (5.14) bağıntısındaki beyaz gürültüler olan w_p ve v_s her uçuş için aynıdır. Nitekim farklı değerdeki beyaz gürültüler farklı sarsıntıların oluşmasına neden olabilmektedir. Benzer şekilde enstantane süresi her uçuşta çekilen her görüntü için aynıdır. Enstantane süresinin değişmesi de bu süre zarfında görüntüye dahil olan hareketi değiştirmektedir.

Burada amaç, helikopter otonom performansının yükseltilerek alınan görüntülerdeki bulanıklığın önlenmesi olduğundan yükseltilen performanslı uçuşlar esnasında meydana gelen en sarsıntılı hareketler ile ilgilenilmiştir. Yani her bir kontrolcü ile aynı helikopter modeli uçurulduktan sonra tasarlanan bir algoritma ile aşağıdaki adımlar izlenmiştir.

Adım 1. En sarsıntılı kaç harekete bakılacağı, enstantane süresi gibi başlangıç değişkenlerin değerlerini belirle,

Adım 2. Her enstantane süresi içinde helikopterin yaptığı hareketi bul,

Adım 3. Bu hareketlerin genliğini hesapla,

Adım 4. İstenen sayı kadar en büyük hareketi çıkar,

Adım 5. Çıkarılan hareketler ile bulanıklık çekirdeklerini hesapla,

Adım 6. Net görüntüye bulanıklık çekirdeğini dahil et,

Adım 7. Oluşan bulanık görüntüyü göster.

Bu algoritmanın ilk adımda, enstantane süresinin 0.2 saniye ve seçilecek en sarsıntılı görüntü sayısının 3 olması gibi değerler seçilmektedir. Ayrıca görüntülenen alan üzerinde sabit irtifalı -iniş ve kalkış ile ilgilenilmeyen- bir uçuş seçilmiştir. Helikopter her bir ÇVKK ile 60 saniye uçurulmuştur. a sabiti (5.20) bağıntısında $\sigma_i > \sigma_{i\min}$'yi sağlayacak şekilde seçilmiştir. Aksi takdirde bir çözüm bulunamaz. İkinci ve üçüncü adımda uçuş süresindeki enstantane süreleri (60 / 0.2 = 300 adet) zarfında meydana gelen hareketlerin genlikleri (5.21) bağıntısıyla bulunmuştur.

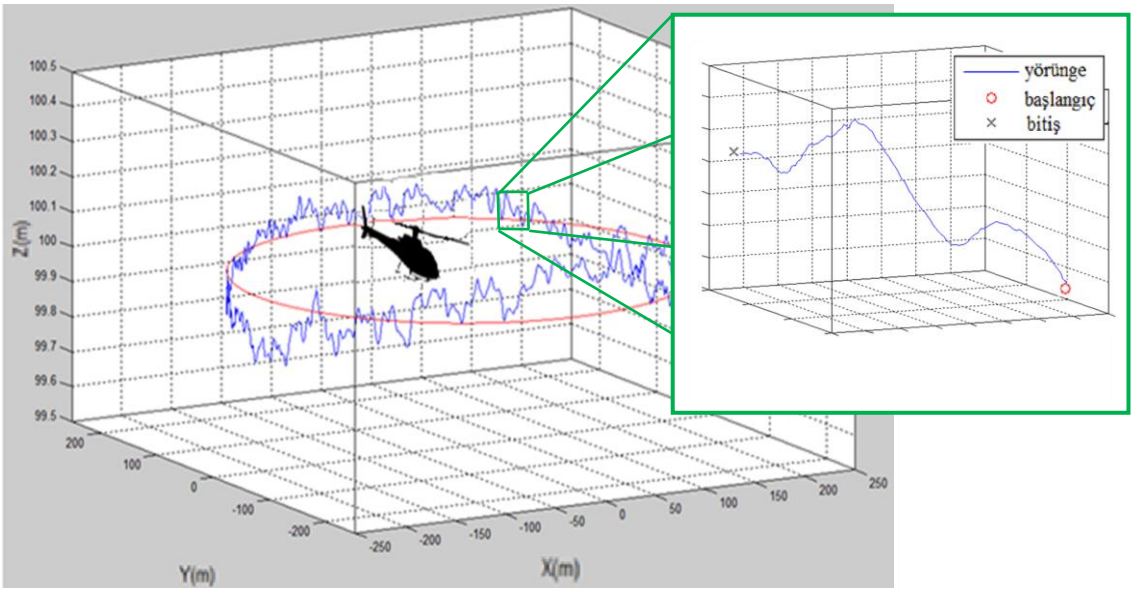
Daha sonra dördüncü adımda, n adet hareket içerisinden en büyük 3 tanesi çıkarılmaktadır. Bu en sarsıntılı hareketler esnasında meydana gelen bulanıklığın önlenmesindeki kontrolcü performansları gösterilecek olursa, geriye kalan hareketler daha küçük olduğundan bu hareketler esnasında çekilmiş görüntüler daha net olacaklardır. Burada her bir kontrolcü için en sarsıntılı üç hareket hesaplandığından toplam 12 hareket elde edilir.

Beşinci adımda, bulanıklığın görüntünün her yerinde aynı özellikte olduğu kabul edilip (4.8) bağıntısıyla bulanıklık çekirdeği 2B olarak elde edilip altıncı adımda da konvolüsyon ile bu çekirdek görüntüye eklenebilir. Öte yandan beş ve altıncı adımda bulanıklık çekirdeği 3B olarak da geliştirilen (4.14) bağıntısıyla görüntüye dahil edilmektedir. Beş ve altıncı adımlarda bahsedilen işlemler "Bölüm 5.3"te daha detaylı anlatılmaktadır.

5.3. Hareketten Kaynaklanan Bulanıklık Çekirdeğinin Elde Edilmesi

Hava aracı barındırdığı altimetre, döneölçer, ivmeölçer, pitot-tüp, GPS gibi ölçme aletleri sayesinde bulunduğu yükseklik, yön ve konum gibi değerleri doğrudan ölçebilmekte veya otopilot sayesinde sürekli hesaplayabilmektedir. Kaydedilen hava aracı hareketinin nasıl bir bulanıklığa neden olduğu "Bölüm 4.4"te anlatılmıştı.

Hava aracı ile alınan görüntüdeki bulanıklığı modellemenin en önemli aşaması görüntü çekildiği esnada helikopterin yaptığı hareketin belirlenmesidir. Çünkü çekim yapılan enstantane aralığında hava aracının yaptığı bu hareket görüntüye dahil olmaktadır. Bu nedenle enstantane süresinde gerçekleşen kamera hareketini Şekil 5.11'deki gibi bulmak gerekmektedir.

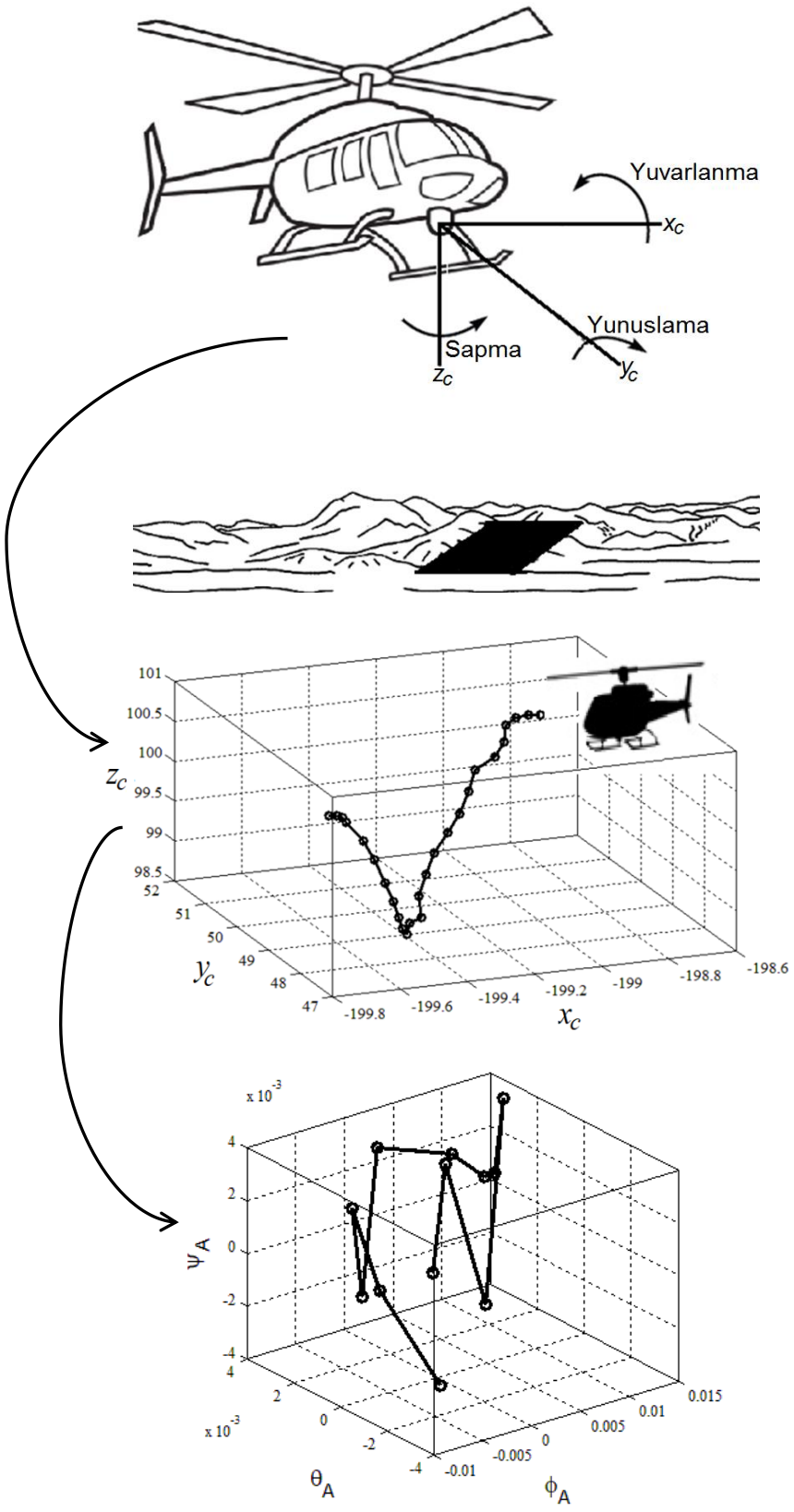


Şekil 5.11. Belli bir enstantane süresinde meydana gelen hareket

Hava aracının enstantane süresinde yaptığı sürekli zamanlı hareket alınıp belirli sayıda örneklenerek görüntü üzerine etkiyen ayrık zamanlı, ilişkili bir fonksiyona dönüştürülebilir. Bu fonksiyon -yani PSF- bulanıklık çekirdeğini oluşturmaktadır. Bulanıklık çekirdeğinin doğruluğu bulanıklığı modellemede oldukça önemlidir. Bu nedenle bulanıklık çekirdeğini en iyi doğrulukta tahmin edebilmek için;

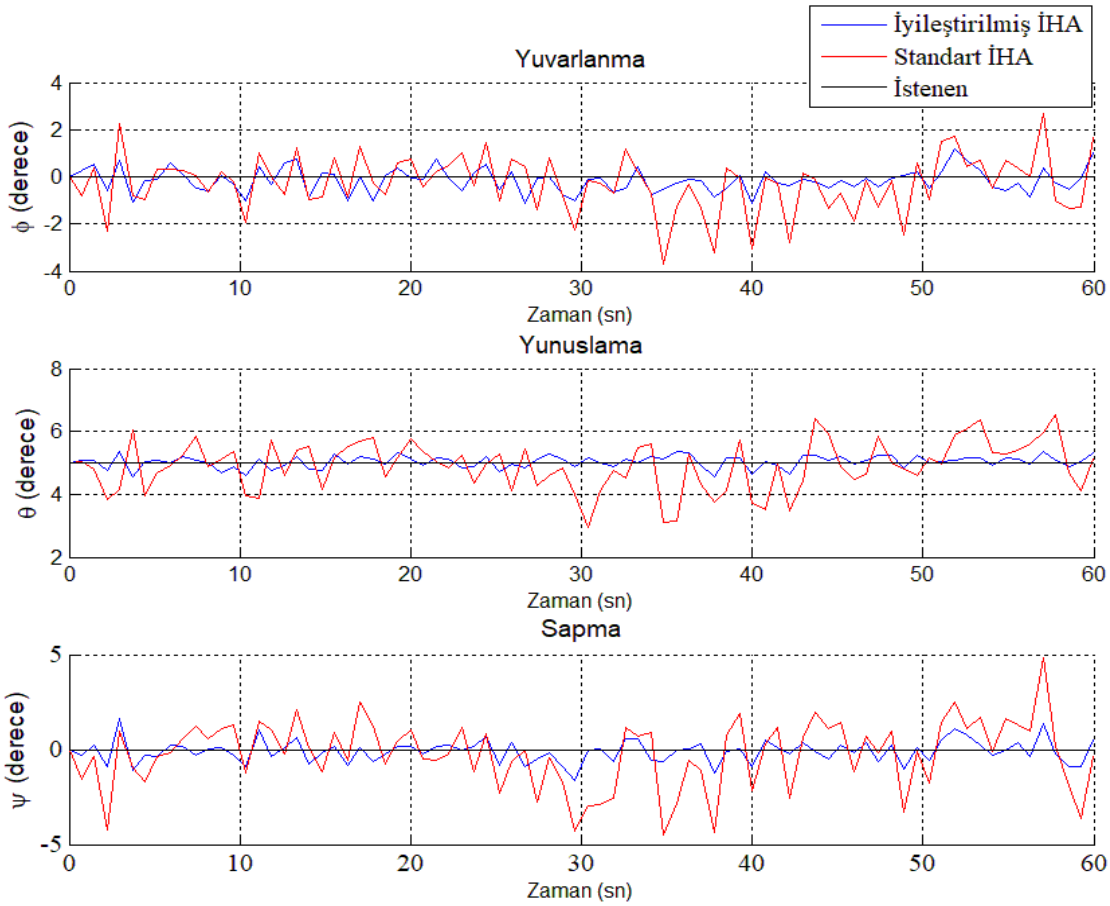
- Enstantane süresinde hava aracı hareketinin doğru şekilde bulunması,
- Bulunan hareket ayrık zamana çevrilirken örnekleme sayısının doğru seçilmesi,
- Bulanıklık çekirdeği oluşturulurken çekirdek boyutunun iyi belirlenmesi

gerekmektedir. Enstantane süresi dahilindeki bir hava aracı hareketi ve gerçek bir bulanıklık çekirdeği Şekil 5.12'de verilmiştir.



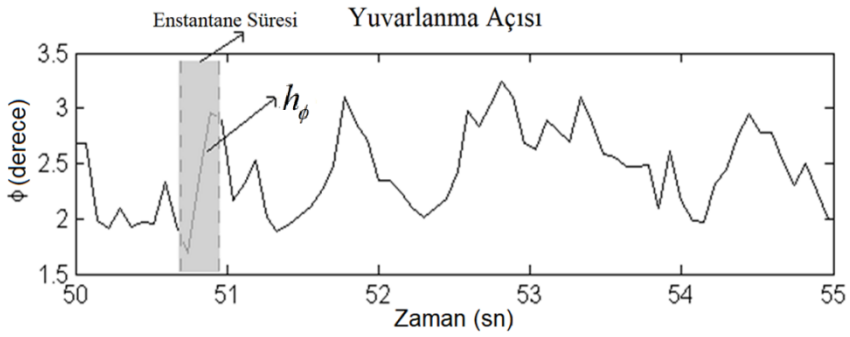
Şekil 5.12. Hava aracı hareketi ve oluşan 3B bulanıklık çekirdeği

Helikopter otonom performansının bulanıklığı önlemedeki etkisi, "Bölüm 5.2.2"de verilen kontrolcüler ile yapılan uçuşlarda kaydedilen yörüngeler kullanılarak incelenebilir. Bu amaçla gerçek bir helikopter modeli, kontrolcüler ile simülasyon ortamında uçurulmuş ve sarsıntılı helikopter hareketleri esnasında oluşan muhtemel görüntülerin de yine benzetimi -simülasyonu- yapılmıştır. İHA otonom performansının bulanıklığı önlemedeki etkisini incelemek için ise iki farklı gerçek otonom uçuş kıyaslanmıştır. Bu uçuşlardan biri standart, diğeri ise performansı iyileştirilmiş uçuştur (detaylar için "Bölüm 5.1"e bakılabilir.). Dolayısıyla İHA otonom performansında yapılan iyileştirmelerin bulanıklığı önlemede, standart İHA'ya nazaran nasıl bir etkisi olduğunu incelemek mümkün olmuştur. Gerçek zamanlı uçuşlar, görüntüsü alınmak istenen bölge üzerinde aynı yörüngenin her iki İHA tarafından 100 metre irtifa ve 80 km/s hızıyla takibi sayesinde gerçekleştirilmiştir. İki İHA uçuşunun mukayese edilebilir olması için yükseklik, yörünge, hava sıcaklığı gibi uçuş koşulları hemen hemen aynıdır. İki İHA ile gerçekleştirilen gerçek zamanlı otonom uçuş esnasında oluşan Euler açıları Şekil 5.13'te verilmiştir.



Şekil 5.13. İyileştirilmiş ve Standart İHA'nın takip ettiği yörünge

Helikoptere benzer şekilde, İHA uçuşu esnasında da yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının her birinin enstantane süresi içindeki en sarsıntılı üç değeri toplam yörünge içerisinden hesaplanmıştır. Dolayısıyla her bir uçuş için en sarsıntılı dokuz, toplamda ise on sekiz hareket belirlenmiştir. Bu hareketlere bir örnek Şekil 5.14'te verilmiştir.



Şekil 5.14. Yuvarlanma açısının en büyük değerine bir örnek

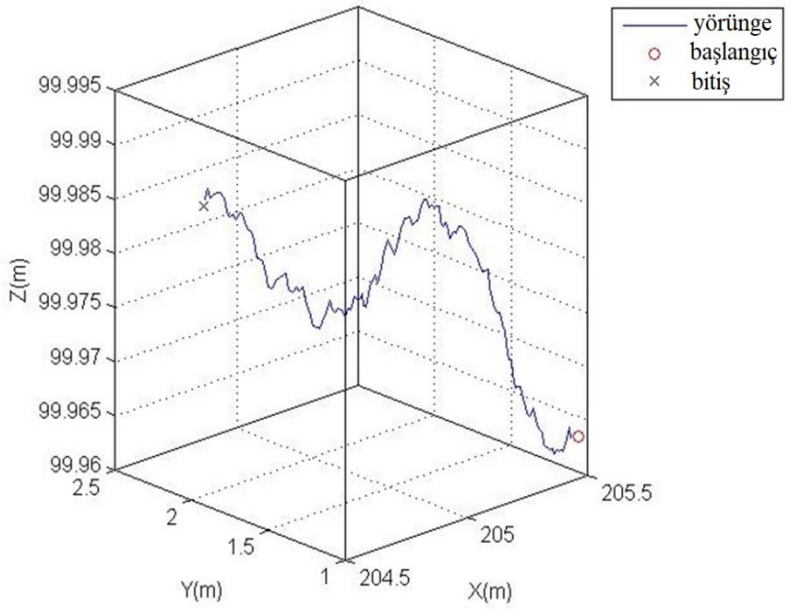
Bahsedilen on sekiz hareketin, içerisinden seçildiği toplam hareket sayısı ise belirlenen enstantane süresine göre değişiklik göstermektedir. Örneğin uçuş, 1 dakika olduğundan enstantane süresinin 0.1 saniye seçilmesi durumunda toplam yörünge 600 parçaya, helikopterdeki gibi 0.2 seçilmesi durumunda ise 300 parçaya bölünmekte yani bu sayılar kadar hareket yapılmış olmaktadır. Enstantane süresi hava aracının hızına göre belirlenebilir. Görüntünün hareketten fazla etkilenmemesi için yüksek hızlı hava araçları için daha küçük enstantane süresi seçilmesi uygun olmaktadır (enstantane süresinin seçimi için "Bölüm 4.1.2" ve "Bölüm 4.3"e bakılabilir.).

Hesaplanan on sekiz hareket, belirlenen oranlarda örneklenerek "Bölüm 4.4"te anlatıldığı gibi 2B veya 3B bulanıklık çekirdeği tahmin edilebilir ve bu hareketler esnasında oluşan muhtemel görüntüler bulunabilir. Hesaplanan en sarsıntılı on sekiz hareket ve 3B bulanıklık çekirdeği ile bulunan görüntüler son bölümde detaylı olarak ele alınmış olup burada 2B bulanıklık çekirdeğinin kullanımı için de iki farklı uygulama giriş örneği olarak sunulmuştur.

Birinci Uygulama:

İHA'nın kamera ile çekim yapmaya başlayıp bitirdiği süre aralığındaki hareketi Şekil 5.15.a'da, bu hareket sonucunda oluşan bulanık görüntü ve elde edilen 2B bulanıklık çekirdeği ise Şekil 5.15.b'de verilmiştir. Hava aracının enstantane süresinde

yaptığı hareket yaklaşık olarak *x* ekseninde 1 metre, *y* ekseninde 1.5 metre, *z* ekseninde ise 2 cm'dir. Bu hareketin özellikleri ile oluşturulan bulanıklık çekirdeği Şekil 5.15.b'nin sol üst köşesinde verilmiştir.



(a)

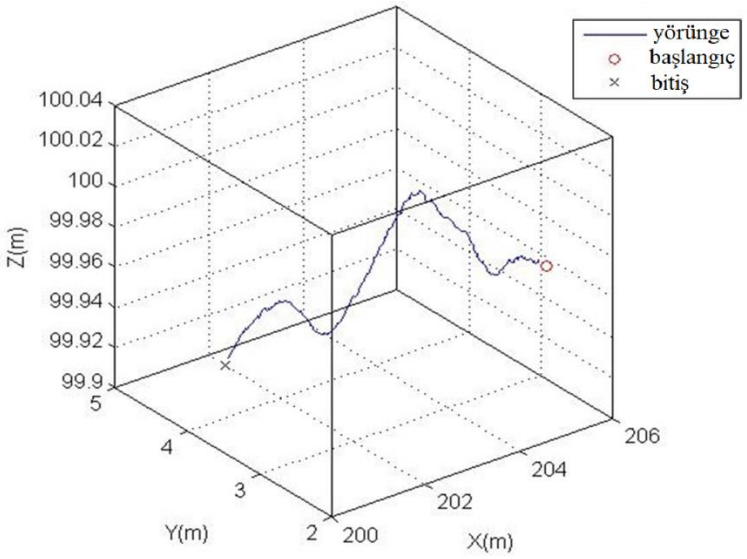


(b)

Şekil 5.15. İlk (a) Hava aracı hareketi ve (b) bulanıklık çekirdeği ve bulanık görüntü

İkinci Uygulama:

Dış etkilerin İHA'yı daha büyük oranda etkilediği, yörüngesinden saptırdığı, iyi bir kontrolün gerçekleştirilemediği bir diğer durumda, alınan görüntü Şekil 5.16.b'de verilmiştir. Bu görüntüdeki bulanıklığa neden olan hava aracı hareketi ise Şekil 5.16.a'daki gibi hesaplanmıştır. İlk uygulamadaki ile aynı sürede yapılan görüntüleme işlemi esnasında hava aracının hareketinde meydana gelen değişim yaklaşık olarak *x* ekseninde 5 m, *y* ekseninde 3 m, *z* ekseninde ise 10 cm'dir. Hareketin bu büyüklüğünden dolayı meydana gelen bulanıklık da ilk uygulamaya nazaran daha fazladır.



(a)



(b)

Şekil 5.16. İkinci (a) Hava aracı hareketi, (b) bulanıklık çekirdeği ve bulanık görüntü

6. BÖLÜM
BULGULAR VE YORUM

Bu bölümde görüntülenen alan üzerinde 1 dakikalık iki İHA ve dört helikopter uçuşu olmak üzere toplam altı uçuştan elde edilen verilere göre hava araçlarının otonom performanslarındaki iyileştirmenin görüntü bulanıklığını önlemedeki etkileri karşılaştırılmıştır. Bu amaçla yapılan işlemler için "Bölüm 5.2.2"de sunulan algoritma kullanılmıştır.

Görüntüdeki bulanıklığa, çekim esnasındaki hava aracı hareketi neden olduğundan, bulanıklığı kıyaslamak için her uçuşta meydana gelen en büyük hareketler ile ilgilenilmiştir. Böylece hava aracı sarsıntılarının engellendiği ölçüde, çekim esnasındaki hareketlerin de küçülmesi ve dolayısıyla bulanıklığın azaltılması hedeflenmiştir.

6.1. İHA İçin Bulgular ve Yorum

Standart ve performansı iyileştirilmiş İHA uçuşları için kamera enstantane süresi 0.1 sn seçilmiştir. Böylece bir dakikalık uçuş esnasında 600 adet çekim yapılan zaman aralığı mevcuttur. İHA'nın bu aralıklarda gerçekleşen en büyük yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları Tablo 6.1'de verilmiştir. Örneğin iyileştirilmiş İHA uçuşunda oluşan ikinci en büyük yuvarlanma açısı, 369. zaman (enstantane) aralığında meydana gelmiştir.

Tablo 6.1. İHA için en büyük açıların oluştuğu hareketlerin enstantane aralıkları

	Yuvarlanma			**Yunuslama**			**Sapma**		
	1.	**2.**	**3.**	**1.**	**2.**	**3.**	**1.**	**2.**	**3.**
Standart İHA	110	367	28	347	47	583	29	110	30
İyileştirilmiş İHA	350	369	165	347	368	583	492	528	295

İyileştirilmiş İHA ile yapılan bir uçuşa [98] numaralı kaynaktan ulaşılabilir. Her 1 dakikalık uçuş kaydından sonra uçuşlar esnasındaki en büyük hareketler hesaplanmış ve bu hareketler esnasında çekilmesi muhtemel görüntüler incelenmiştir. Bu görüntüler arasındaki farklar her ne kadar gözle görülebilse de görüntüler arasındaki farkların incelenmesine imkan tanıyan matematiksel bir ifadeye de ihtiyaç vardır. Bu amaçla bulanık görüntü ile net görüntü arasındaki kalite farkını ifade etmek için Tepe Sinyal-Gürültü Oranı (TSGO, Peak Signal to Noise Ratio, PSNR) kullanılabilir. TSGO ortalama karesel hatayı kullandığından görüntülerin kıyaslanmasında kullanılabilmektedir ve

$$\mathrm{TSGO} = 20\log_{10}\left(\frac{I_{enbüyük}}{\sqrt{\mathrm{OKH}}}\right)\mathrm{dB} \tag{6.1}$$

şeklinde verilebilir. Burada $I_{enbüyük}$, referans net görüntünün en büyük gri ton değeridir. OKH ise ortalama karesel hatadır ve

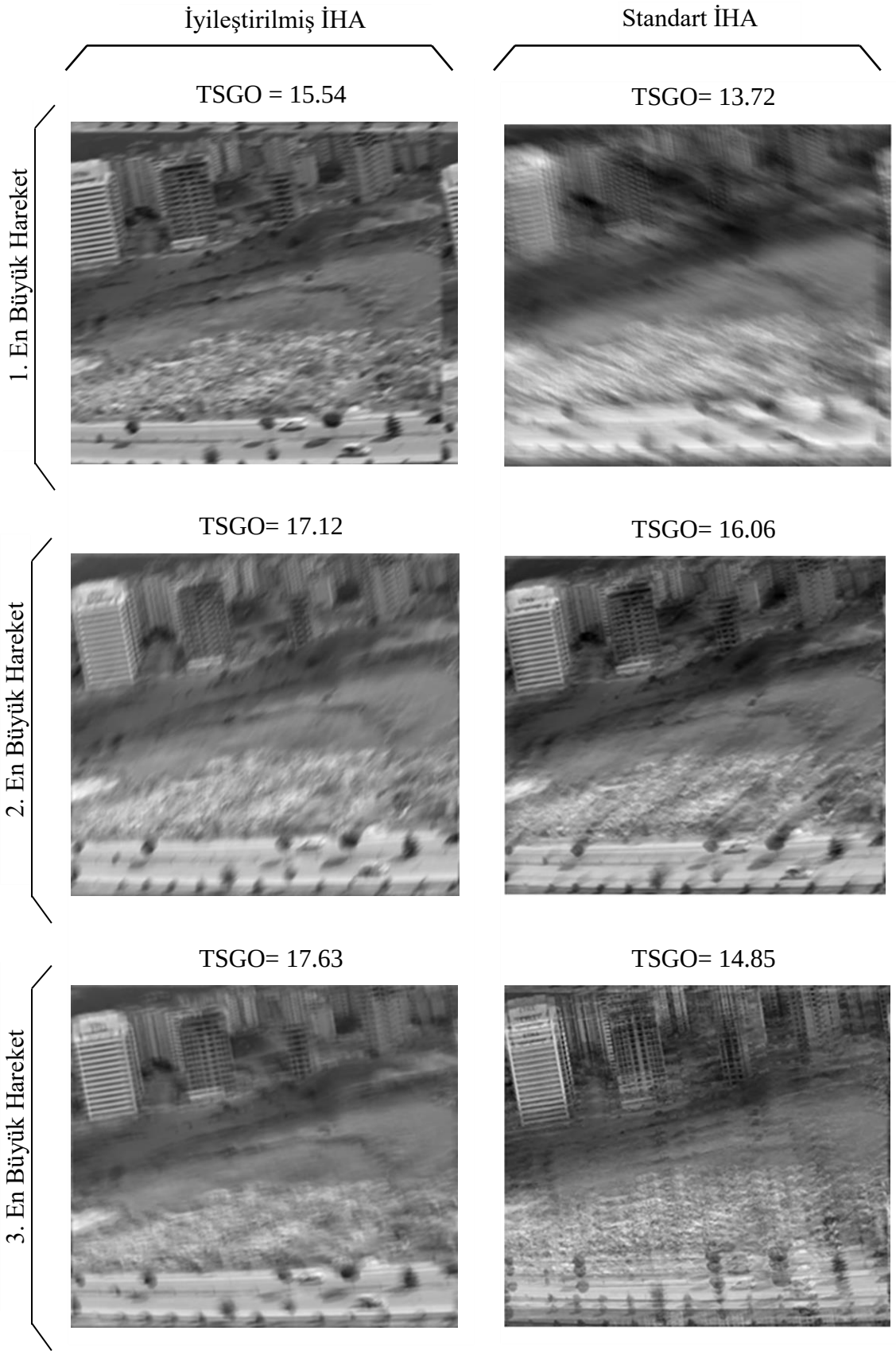
$$\mathrm{OKH} = \frac{1}{mn}\sum_{0}^{m-1}\sum_{0}^{n-1}\left(I(i,j) - B(i,j)\right)^2 \tag{6.2}$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada m görüntünün yatay boyutundaki, n ise dikey boyutlundaki toplam piksel sayısıdır. $I(i,j)$ net görüntünün piksellerini, $B(i,j)$ ise bulanık görüntünün piksellerini ifade etmektedir. Yani TSGO'nun düşük olması görüntünün daha yüksek bir bulanıklık içerdiğini, TSGO'nun yükselmesi ise bulanıklık miktarının azaldığını göstermektedir. Dolayısıyla çekilen görüntünün yüksek TSGO değeri, daha iyi hava aracı performansını ifade etmektedir.

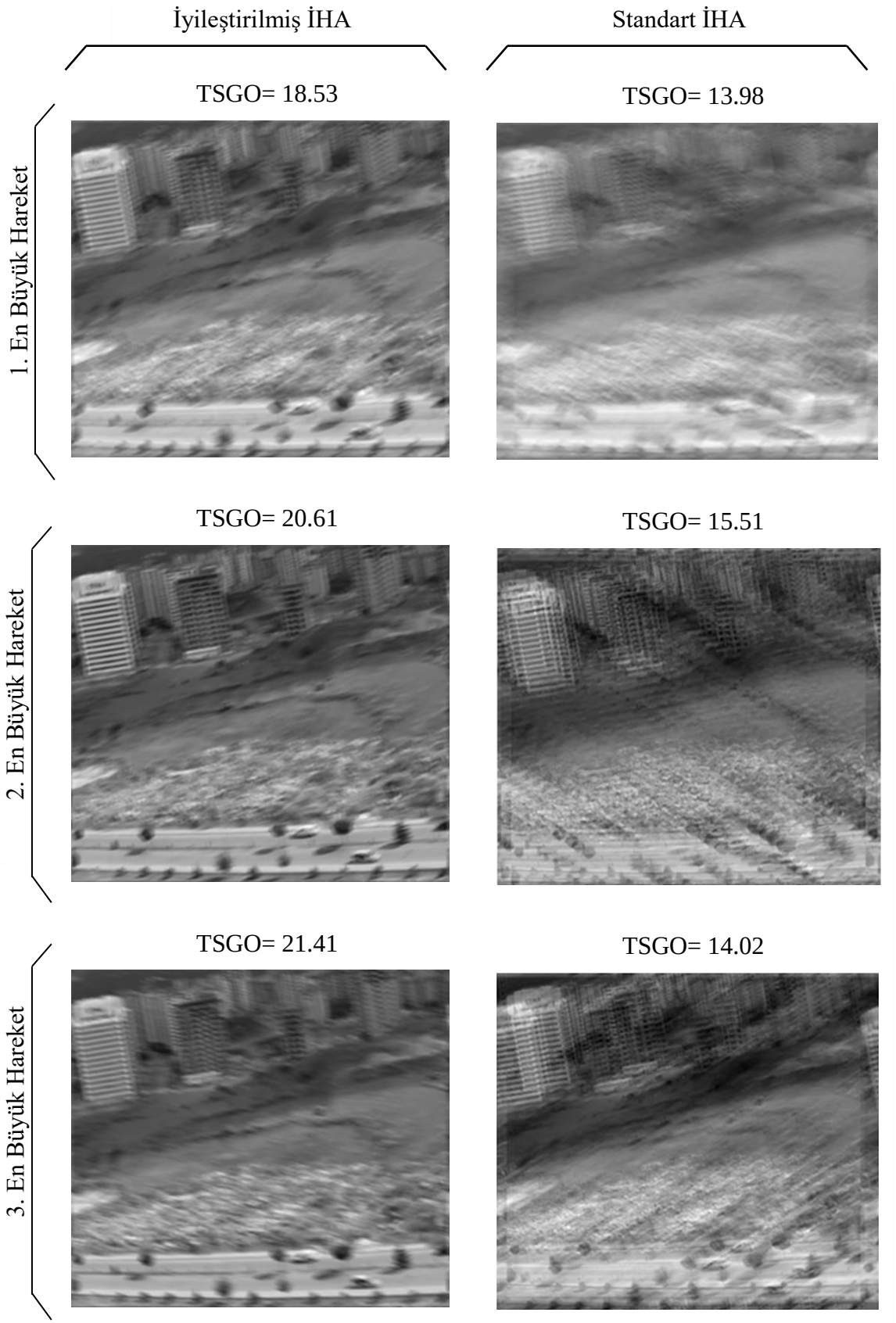
İHA uçuşları esnasındaki en sarsıntılı hareketlerin neden olduğu bulanık görüntüler ve bu görüntülerdeki TSGO değerleri Şekil 6.1, Şekil 6.2 ve Şekil 6.3'te sunulmuştur. Burada en büyük yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının meydana geldiği sarsıntılar esnasında çekilen görüntüler verilmiştir. Ancak bu görüntülerin çekildiği esnada, bu açılardan biri en yüksek değerini alırken diğer açıların ise sıfır olmadığını vurgulamak gerekir. Yani örneğin yunuslama açısının en çok değiştiği enstantane süresinde çekilen görüntüdeki bulanıklığa yuvarlanma ve sapma açılarının da etkisi vardır.

Uçuşlar esnasında İHA'nın en yüksek yuvarlanma açısıyla hareket ettiği zaman aralığında çekilen görüntüler Şekil 6.1'de verilmiştir. Şekilden iyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerin, standart İHA ile alınanlardan daha az bulanıklığa maruz kaldığı görülmektedir. Burada iyileştirilmiş İHA uçuşu için ikinci en sarsıntılı hareket esnasındaki TSGO değeri, üçüncü en sarsıntılı hareket esnasındaki TSGO değerinden daha yüksektir. Oysa ikinci hareket daha şiddetli olduğundan, TSGO'nun daha düşük olması gerekirdi. Bunun nedeni en yüksek üçüncü yuvarlanma açısının neden olduğu hareketin, en yüksek ikinci yuvarlanma açısının neden olduğu hareketten daha fazla yunuslama ve sapma açısı etkisi içermesidir. İyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerin ortalama TSGO değeri 16.76 dB iken standart İHA için bu değer 14.88 dB'dir. Böylece iyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerin yuvarlanma açısının etkisi bakımından standart İHA ile alınanlardan daha az bulanıklık içerdiği anlaşılmaktadır. Ayrıca iyileştirilmiş İHA'nın en sarsıntılı yuvarlanma hareketi esnasında çekilen görüntü daha iyi görünmesine rağmen aslında görüntülenen alanda ciddi bir kayma meydana gelmiştir ve bu kayma nedeniyle TSGO değeri de daha küçük çıkmıştır.

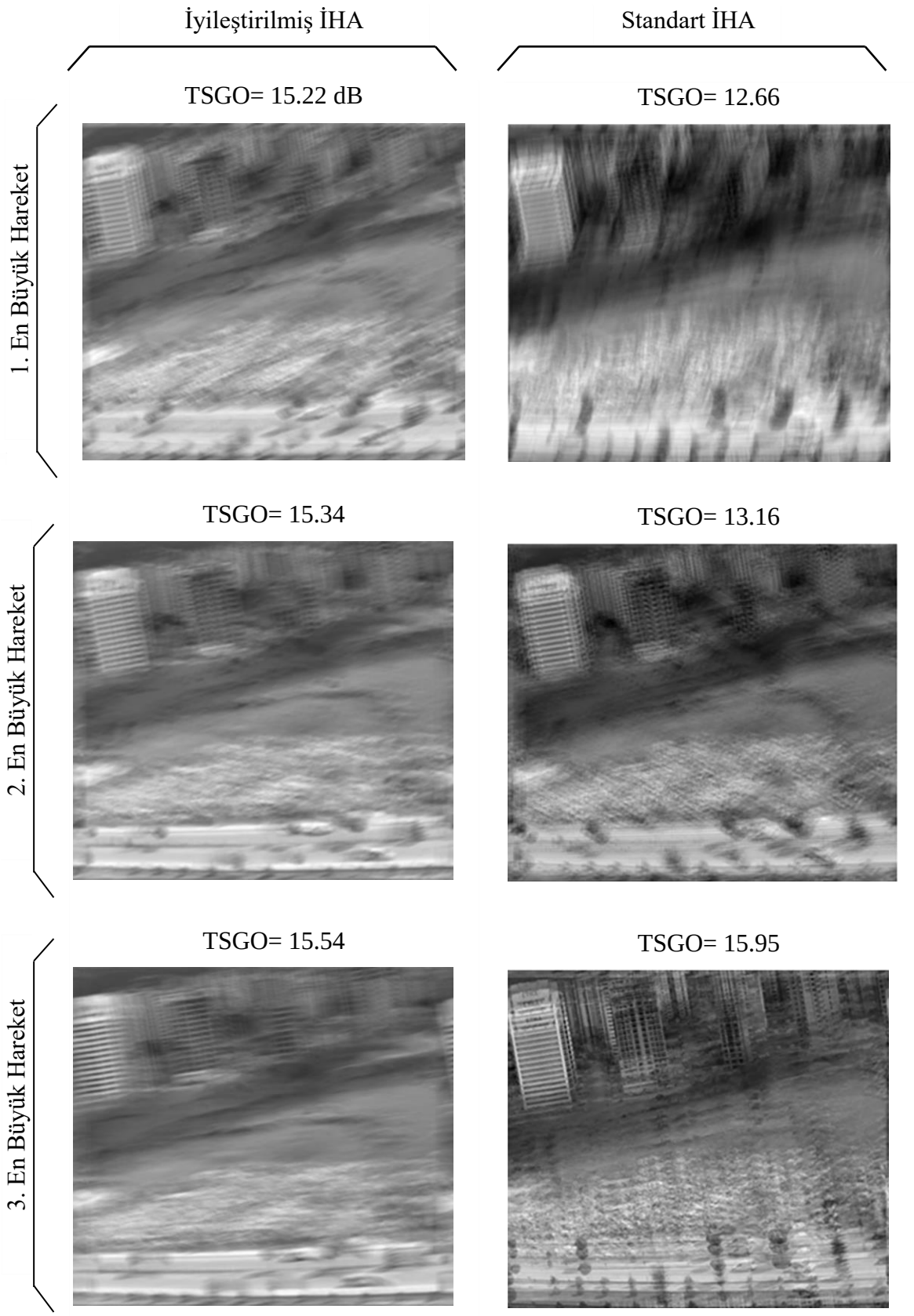
İHA'nın en sarsıntılı yunuslama açısıyla hareket ettiği zaman aralığında çekilen görüntüler ise Şekil 6.2'de verilmiştir. Burada da iyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerin standart İHA ile alınanlardan daha az bulanıklık içerdiği görülmektedir. Ayrıca tasarlanan, performansı iyileştirilmiş İHA'nın üstünlüğü buradan daha iyi anlaşılmaktadır. İyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerdeki bulanıklık, standart İHA görüntülerinden çok daha azdır. Üstelik bunlar en sarsıntılı yuvarlanma hareketleri esnasında çekilen görüntüler olduğundan çekilen diğer görüntüler çok daha iyi olacaktır. İyileştirilmiş İHA uçuşunda, alınan görüntülerin ortalama TSGO değeri 20.18 dB iken bu değer standart İHA için 14.50 dB'dir. Yine burada da standart İHA'nın üçüncü en sarsıntılı yunuslama açısı esnasında aldığı görüntünün TSGO değeri, normalde, ikinci en sarsıntılı yunuslama hareketi esnasında aldığı görüntünün TSGO değerinden daha yüksek çıkması gerekirken yuvarlanma ve sapma açılarının daha fazla etkileriyle üçüncü görüntünün TSGO'su ikinciden düşük çıkmıştır. Görsel olarak aslında üçüncü görüntü daha iyi görünmesine rağmen bu daha düşük TSGO'ya, meydana gelen şiddetli kaymalar neden olmuştur.



Şekil 6.1. En sarsıntılı üç yuvarlanma hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri



Şekil 6.2. En sarsıntılı üç yunuslama hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri



Şekil 6.3. En sarsıntılı üç sapma hareketi esnasında çekilen görüntüler ve TSGO değerleri

En yüksek sapma açısı hareketi esnasında çekilen görüntüler ise Şekil 6.3'te verilmiştir. Bu şekilden de iyileştirilmiş İHA ile alınan görüntülerin, standart İHA ile alınanlardan daha az bulanık olduğu görülmektedir. Tüm görüntüler içinde en bulanık görüntüler sapma açısı nedeniyle oluşmuştur. Bu da tasarlanan İHA performansının sapma açısının neden olduğu sarsıntıları engellemede zayıf kaldığını göstermektedir. Birbirine oldukça yakın olan TSGO değerlerinden, standart İHA'ya göre iyileştirilmiş İHA görüntülerinin yetirince iyi olmadıkları anlaşılmaktadır. Üstelik iyileştirilmiş İHA uçuşunda en sarsıntılı üçüncü hareket esnasında alınan görüntü, standart İHA ile alınan görüntüden daha bulanıktır. Ancak yine de iyileştirilmiş İHA görüntülerinin ortalama TSGO değeri (15.37 dB), standart İHA görüntülerinin ortalama TSGO değerinden (13.92 dB) yüksek olması iyileştirilmiş İHA görüntülerinin nispeten daha az bulanıklık içerdiğini göstermektedir.

Şekil 6.1, Şekil 6.2 ve Şekil 6.3'te sunulan şekillerden iyileştirilmiş İHA yunuslama açısının neden olduğu bulanıklığın en az, sapma açısının neden olduğu bulanıklığın ise en fazla olduğu anlaşılmaktadır. Standart İHA için de en bulanık görüntüye yuvarlanma açısı neden olurken en iyi görüntüler ise yuvarlanma açısı için elde edilmiştir. İyileştirilmiş İHA ile her açının en sarsıntılı olduğu durum için çekilen toplam görüntülerin ortalama TSGO değeri 17.44 dB iken standart İHA uçuşunda bu değer 14.43 dB olarak elde edilmiştir. Bu da İHA otonom performansının yükseltilerek bulanıklığın önemli ölçüde önlendiğini göstermektedir.

6.2. Helikopter İçin Bulgular ve Yorum

Helikopter görüntülerindeki bulanıklığı önlemek için dört farklı kontrolcü tasarlanmıştır. Her bir kontrolcü için yine en sarsıntılı üç hareket incelenmiştir. Helikopter için kamera enstantane süresi 0.2 sn seçilmiştir. Farklı enstantane süreleri için incelemeler yapılabilir. Ancak burada helikopter için İHA göre daha uzun bir enstantane süresinin seçilmiş olmasının nedeni helikopterin İHA'ya göre daha düşük hızlarla hareket etmesidir. Seçilen enstantane süresine göre bir dakikalık uçuş esnasında 300 adet çekim yapılabilecek zaman aralığı elde edilmiştir. Helikopterin bu enstantane sürelerinden hangisinde en sarsıntılı hareketin gerçekleştiği ve bu hareketlere yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarından hangilerinin en fazla neden olduğu Tablo 6.2'de verilmiştir. İlk üç kontrolcüde en sarsıntılı hareketlere diğerlerine nazaran

daha serbest bırakılan açılar neden olmuştur. Nitekim ilk kontrolcüde yuvarlanma, ikincide yunuslama, üçüncüde ise sapma daha serbest bırakılmıştır. Son kontrolcüde ise tüm dönme açıları sıkı tutulmuş ve en sarsıntılı ilk iki harekete yuvarlanmanın etkisinin en fazla olduğu, üçüncü harekete ise daha çok sapmanın neden olduğu görülmüştür.

Tablo 6.2. Helikopter için en büyük hareketlerin oluştuğu enstantane aralıkları ve bu hareketlerdeki en büyük açılar

Kontrolcü	**Sarsıntılı Hareket**		
	1.	**2.**	**3.**
1. ÇVKK	200/ Yuvarlanma	252/ Yuvarlanma	23/ Yuvarlanma
2. ÇVKK	42/ Yunuslama	45/ Yunuslama	291/ Yunuslama
3. ÇVKK	199/ Sapma	57/ Sapma	216/ Sapma
4. ÇVKK	291/ Yuvarlanma	230/ Yuvarlanma	84/ Sapma

En sarsıntılı hareketler ve bu hareketler esnasında çekilen bulanık görüntüler ise Şekil 6.4, Şekil 6.5, Şekil 6.6 ve Şekil 6.7'de verilmiştir. İHA ile helikopter sonuçları; İHA için iki, helikopter için dört kontrolcü olması nedeniyle kısmen farklı şekillerle sunulmuştur. Yani helikopter kontrolcülerinin her birinde farklı Euler açıları serbest bırakıldığından en sarsıntılı hareketlere de zaten bunlar neden olmaktadır ve diğer kontrolcüler için de sıkı tutulan açıların etkisi aynı olduğundan, sıkı tutulan açılar bakımından karşılaştırma yapmaya gerek görülmemiştir. Hem bu açılar için en sarsıntılı hareketlerin ayrıca bulunmasına gerek duyulmaması hem de kontrolcü sayısının fazla olması nedeniyle şekiller kendi aralarında mukayese edilmeye elverişli olmasına rağmen iki hava aracı için tam olarak aynı verilmemiştir.

İlk kontrolcüde yuvarlanma açısı kısıtları yunuslama ve sapma açısı kısıtlarına göre daha serbest bırakılmıştır. En sarsıntılı hareket helikopterin keskin bir yön değiştirmesi nedeniyle meydana geldiğinden bu keskin hareket birinci kontrolcü ile uçuş esnasında en bulanık görüntünün oluşmasına neden olmuştur. İkinci en sarsıntılı hareket keskin bir dönüş içermese de yörüngedeki sert bir kayma nedeniyle meydana gelmiştir. Üçüncü en sarsıntılı hareketin nedeni de ani bir alçalmadır. Ancak bu hareket ilk hareketten daha yumuşak olduğundan ilk hareketinki kadar bulanıklığa neden olmamıştır. Yuvarlanma açısı kısıtının daha serbest bırakıldığı bu kontrolcü bulanıklığı önlemedeki performansı açısından dört kontrolcü içerinde üçüncü sırada yer almıştır.

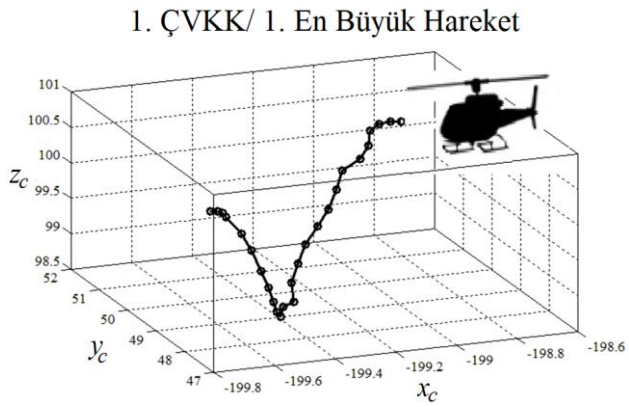
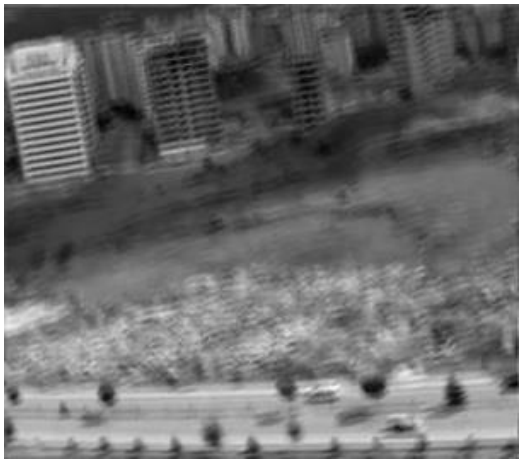
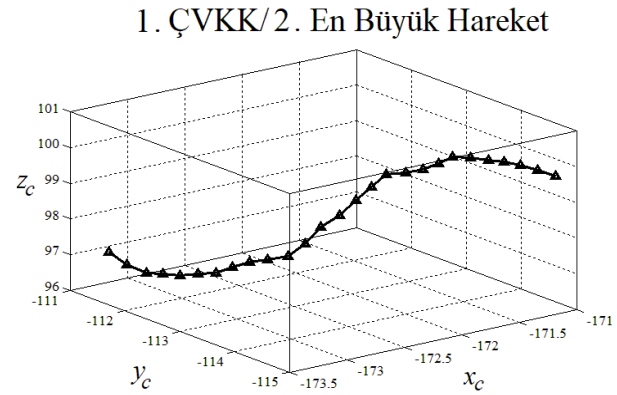
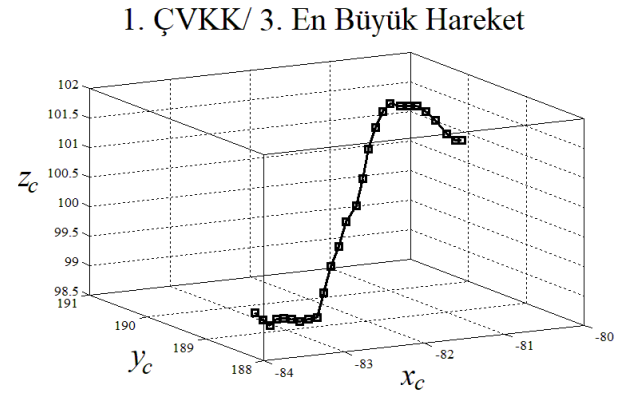
İkinci kontrolcüde yunuslama açısı kısıtları, yuvarlanma ve sapma açısı kısıtlarına göre daha fazla serbest bırakılmıştır. Sarsıntıların şiddeti arttıkça bulanıklık da arttığından

görüntülerdeki TSGO değerleri azalmaktadır. İkinci kontrolcüdeki en sarsıntılı hareket yine keskin bir yön değiştirmeden kaynaklanmıştır. İkinci hareket yörüngeden ani bir kayma nedeniyle oluşmuştur. Üçüncü en sarsıntılı harekette ise iki farklı yön değişimi meydana gelmesine rağmen, oluşan bulanıklık diğer iki hareketten daha azdır. Çünkü bu hareketin şiddeti daha küçüktür. Yunuslama açısı kısıtının en serbest bırakıldığı bu kontrolcü ise bulanıklığı önlemedeki performansı açısından en iyi ikinci kontrolcüdür.

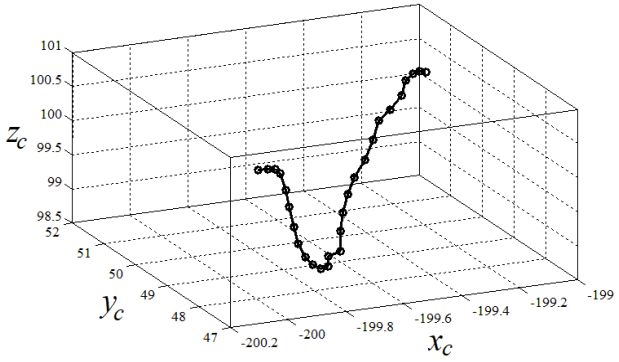
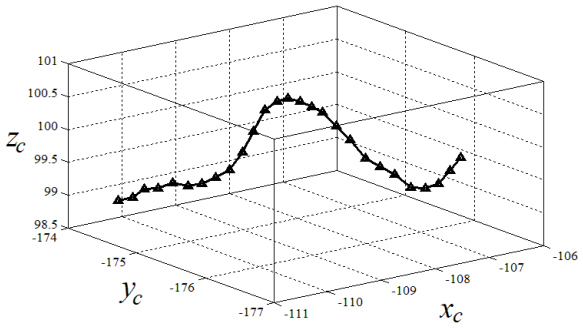
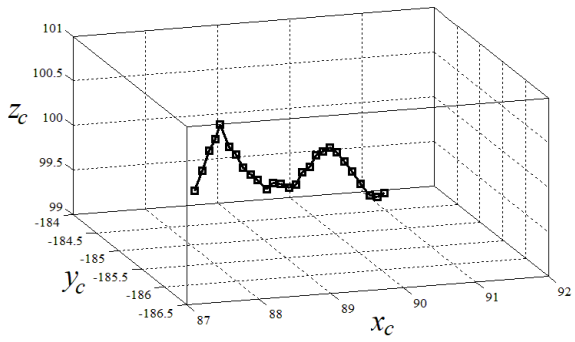
Üçüncü kontrolcüde ise sapma açısının kısıtları, yuvarlanma ve yunuslama açısı kısıtlarından daha serbest bırakılmıştır. Bu kontrolcü ile uçuş esnasında meydana gelen en sarsıntılı üç hareket de diğer kontrolcülerin tüm sarsıntılı hareketlerinden daha fazla bulanıklığa neden olmuştur. En sarsıntılı ilk iki hareket sert yön değiştirme, üçüncü hareket ise sert kayma nedeniyle oluşmuştur. Bunlar tüm kontrolcüler içerisinde en sarsıntılı hareketler olduğundan görüntülerin TSGO değerleri en düşüktür. Helikopteri sarsıntılardan en fazla koruyamayan uçuş bu kontrolcü ile gerçekleşmiştir. Bu nedenle en bulanık görüntüler de bu uçuşta alınmıştır. Bu da sapma açısının serbest bırakılmasının diğerlerinden daha fazla bulanıklığa neden olduğunu göstermektedir.

Dördüncü kontrolcüde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının tümü sıkı tutulmuştur. Böylece bu kontrolcü helikopteri sarsıntılardan en fazla koruyan kontrolcü olmuştur. Ciddi sarsıntıların engellenmesi ile bulanıklığı en az olan görüntüler ve en yüksek TSGO değerleri elde edilmiştir. Hareket esnasındaki kayma ve sarsıntıların en az olduğu uçuştur. Özellikle en sarsıntılı üçüncü hareket dahi, oldukça yumuşaktır. Bu da daha az sarsıntılı diğer tüm hareketlerin çok daha küçük sarsıntılar geçirdiğini ve daha net görüntüler elde edileceğini göstermektedir.

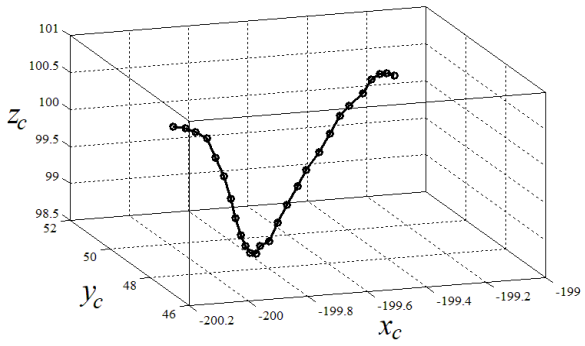
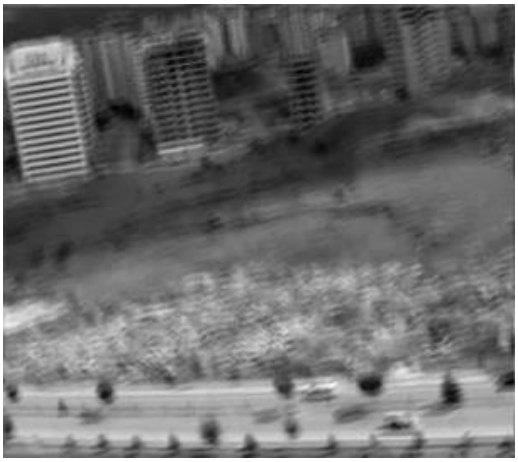
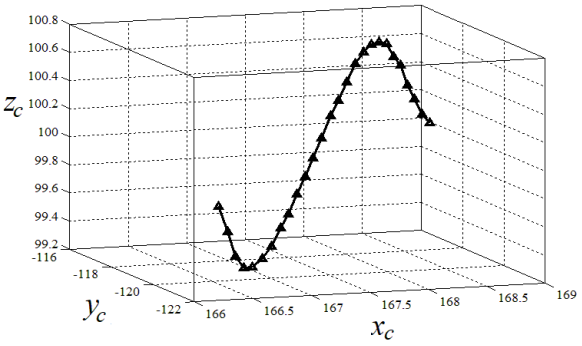
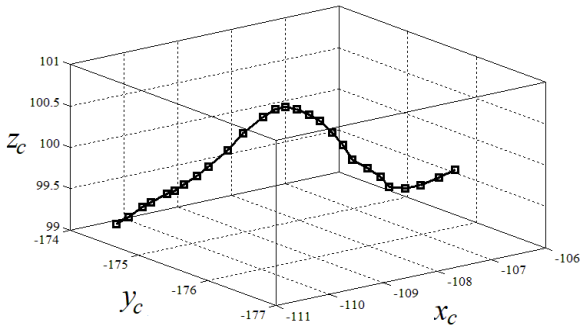
Şekillerden anlaşılacağı üzere sarsıntının azalmasıyla TSGO değeri artmaktadır. Ayrıca sarsıntının şiddeti düzlemsel harekete bağlıdır ve hareketler birbirleriyle kıyaslanırken görünümlerinden ziyade eksen genişliklerine bakılmalıdır. Sıkı tasarlanan bir ÇVKK'nin helikopter ile alınan görüntülerde bulanıklığı önleme performansı oldukça iyidir.

En Büyük Üç Hareket	Bulanık Görüntü
	TSGO= 19.939 
	TSGO= 20.823 
	TSGO= 21.715 

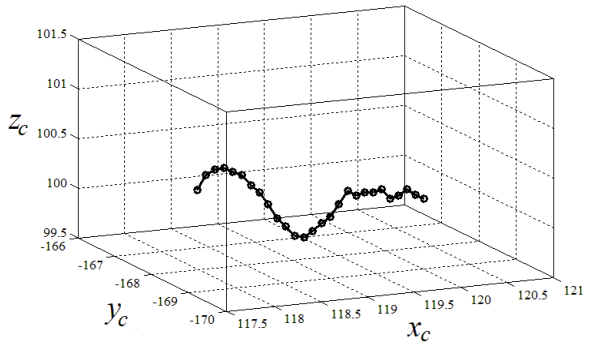
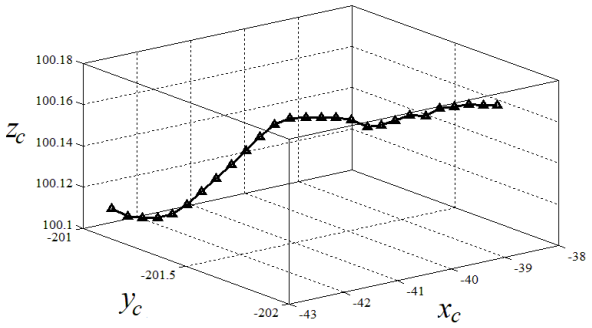
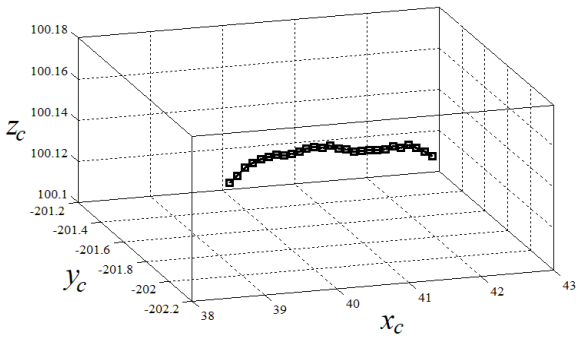
Şekil 6.4. Birinci kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler

En Büyük Üç Hareket	Bulanık Görüntü
2. ÇVKK/ 1. En Büyük Hareket 	TSGO= 21.808 
2. ÇVKK/ 2. En Büyük Hareket 	TSGO= 22.496 
2. ÇVKK/ 3. En Büyük Hareket 	TSGO= 22.505 

Şekil 6.5. İkinci kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler

En Büyük Üç Hareket	Bulanık Görüntü
3. ÇVKK/ 1. En Büyük Hareket 	TSGO= 18.773 
3. ÇVKK/ 2. En Büyük Hareket 	TSGO= 19.704 
3. ÇVKK/ 3. En Büyük Hareket 	TSGO= 19.712 

Şekil 6.6. Üçüncü kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler

En Büyük Üç Hareket	Bulanık Görüntü
4. ÇVKK/ 1. En Büyük Hareket 	TSGO= 22.549 
4. ÇVKK/ 2. En Büyük Hareket 	TSGO= 23.277 
4. ÇVKK/ 3. En Büyük Hareket 	TSGO= 23.621 

Şekil 6.7. Dördüncü kontrolcü için en sarsıntılı hareketler ve oluşan bulanık görüntüler

Şekiller incelendiğinde kontrolcü çıkışının kısıtlandığı ölçüde bulanıklığın azaldığı görülmektedir. Sapma açısının serbest bırakıldığı durum ise en fazla bulanıklığın meydana geldiği durumdur. Ayrıca yuvarlanmanın serbest bırakılması da yunuslamanın serbest bırakılmasından daha fazla bulanıklık oluşturmaktadır. Kontrolcü sıkı oldukça otonom performans artmaktadır ancak bu sıkılığın ek bir maliyeti olacağı ve sadece belli bir seviyeye kadar ("Bölüm 5.2.1"de anlatıldığı gibi) gerçekleşebileceği unutulmamalıdır.

Tüm bu bulgular helikopter ile kaliteli görüntüler almak ve bulanıklığı önlemek için sıkı kontrolcü tasarımı gibi helikopter otonom performansını yükselten yöntemlerin kullanılabileceğini göstermektedir. Böylece kamera için ayrı bir kontrol sistemi tasarımı veya dengeleme halkası gibi ek aletlerin kullanılması zorunluluğu ortadan kalkmaktadır. Ayrıca bulanıklığın önlenmesi sayesinde oluşan bulanıklığı gidermek için kullanılan yoğun görüntü işleme tekniklerine ihtiyaç kalmamaktadır. Yeterince iyi bir kontrol sistemi tasarlandığı durumda helikopter otonom performansındaki iyileşme sayesinde görüntülerdeki bulanıklık önlenebilmektedir.

7. BÖLÜM
SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde hava aracı otonom performansının yükseltilerek, çekilen görüntülerdeki bulanıklığın önlenmesi hedeflenmiştir. Bu amaçla, kullanılan hava araçlarının gerçeğe uygun şekilde modellemeleri yapılmış, bu modelleri en iyi şekilde kontrol edebilecek kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Bulanıklığın önlenmesi için literatürde farklı çalışmalar olmakla birlikte İHA dinamiğinin, kontrol değişkenlerinin ve kamera konumunun birlikte ele alınarak bulanıklığın önlenmeye çalışılması ve helikopter kontrol sisteminin bulanıklığı önlemek amacıyla tasarlanması literatürde ilk kez yapılmıştır.

Otonom performansın yükseltilmesinin bulanıklık üzerine etkisi, geliştirilen bulanıklık modeli sayesinde incelenmiştir. Bu model; hava aracı yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarının bulanıklığa etkilerini ayrı ayrı incelemeye imkan tanımaktadır. Otonom performanstaki iyileşmelerin bulanıklığa etkisini kıyaslamak için TSGO kullanılmış ve elde edilen sonuçlar Tablo 7.1'de toplu olarak verilmiştir.

Tablo 7.1. İHA ve Helikopter sarsıntıları esnasında çekilen görüntülerin TSGO değerleri

	Yuvarlanma			**Yunuslama**			**Sapma**		
	1.	**2.**	**3.**	**1.**	**2.**	**3.**	**1.**	**2.**	**3.**
Standart İHA	13.72	16.06	14.85	13.98	15.51	14.02	12.66	13.16	15.95
İyileştirilmiş İHA	15.54	17.12	17.63	18.53	20.61	21.41	15.22	15.34	15.54
1. ÇVKK	19.94	20.82	21.72	-	-	-	-	-	-
2. ÇVKK	-	-	-	21.81	22.50	22.51	-	-	-
3. ÇVKK	-	-	-	-	-	-	18.77	19.70	19.71
4. ÇVKK	22.55	23.28	-	-	-	-	-	-	23.62

Helikopter için her bir kontrolcüde farklı bir Euler açısı serbest bırakıldığından her kontrolcü için en sarsıntılı hareket sadece serbest bırakılan açı tarafından meydana gelmiştir, diğer açıların değişimi ise her kontrolcü için benzerdir. Sadece dördüncü

kontrolcü ile uçuş esnasında oluşan en sarsıntılı ilk iki hareketi en fazla etkileyen yuvarlanma açısı iken en sarsıntılı üçüncü hareketin en büyük nedeni ise sapma olmuştur.

TSGO değerlerinin yüksek olması daha az bulanıklık içeren daha net görüntüleri ifade ettiğinden, İHA için iyileştirilmiş İHA uçuşunun, helikopter için ise dördüncü ÇVKK ile uçuşun en iyi uçuşlar olduğu ve en net görüntülerin bu uçuşlarda elde edildiği görülmüştür. Geliştirilen iyileştirilmiş İHA ve helikopter kontrolcüsü sayesinde hava aracı otonom performansında önemli iyileştirmeler yapılmıştır. Bu sayede hava aracı dönme açılarının -özellikle de yunuslamanın- neden olduğu bulanıklık önemli ölçüde önlenmiştir. Hava aracı dönme açılarından en fazla -sırasıyla- yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarının bulanıklığa olan etkileri engellenmiştir. En sarsıntılı hareketler için yaklaşık 3 dB'lik bir iyileştirme elde edilmiştir. Dolayısıyla daha az sarsıntılı durumlar için bu oran, yani görüntülerin netliği daha yüksek olacaktır.

Tablo 7.1'den de görülebileceği gibi sapma açısı bulanıklığa en fazla neden olan açıdır. Bunun sebepleri olarak tasarlanan kontrol sisteminin yapısı (sapmayı daha sıkı kontrol eden kontrolcüler de geliştirilebilir.) ve en önemlisi sapmanın x, y eksenlerinde meydana geliyor olması gösterilebilir. z ekseni, geliştirilen bulanıklık modellerinde kamera odak uzunluğu ile çakışık kabul edildiğinden x ve y eksenlerindeki hareket, z eksenindeki harekete göre çok daha fazla bulanıklığa neden olmaktadır.

Ayrıca İHA'ya nispeten helikopter ile alınan görüntülerin daha az bulanık olduğu görülmüştür. Bunun nedenleri arasında da helikopterin daha düşük hızlarla hareket etmesi, helikopter için tasarlanan kontrol sisteminin daha modern olması, İHA uçuşu gerçek zamanlı olarak yapılmışken helikopter uçuşunun gerçek helikopter verileri kullanılarak simülasyon ortamında yapılmış olması ve farklı enstantane sürelerinin seçilmiş olması sayılabilir.

Tasarlanan kontrol sistemleri sayesinde kamera için ayrı bir kontrol sistemi tasarımına, dengeleme halkası gibi ek aletlerin kullanılmasına ve oluşan bulanıklığı gidermek için kullanılan yoğun görüntü işleme tekniklerine ihtiyaç kalmamıştır. Böylece yeterince iyi tasarlanan bir kontrol sistemi ile hava aracı otonom performansındaki yükselme sayesinde görüntülerdeki bulanıklığın önlenebileceği gösterilmiştir.

Sonuçlardan, bulanıklık üzerine en fazla etkinin sapma açısı tarafından gerçekleştiği görülmektedir. Bu nedenle ileriki çalışmalarda sapma açısının kısıtlanması ve kontrolü üzerinde daha fazla durulabilir.

Bu tezde İHA'nın performansını yükseltmek için kameranın en uygun konumu, *x* ekseni üzerinde bulunmuştur. Ancak ileriki çalışmalarla İHA otonom performansını arttırmak için kameranın İHA üzerinde 2B olarak hareket edebileceği tasarımlar da yapılabilir. Böylece kameranın en iyi konumu *x* ve *y* eksenleri üzerinde bulunarak, kamera bu noktadan monte edilebilir.

Eş zamanlı tasarımda ise en iyileme algoritması olarak literatürde tavsiye edilen EDRY kullanılmıştır. Ancak ileriki çalışmalarda farklı en iyileme algoritmaları da bu amaçla denenebilir veya buradaki probleme mahsus yeni algoritma yapılarının geliştirilmesi yoluna da gidilebilir.

Bu tezde 2B olmaları ve işlem kolaylığı nedeniyle gri seviye görüntüler ile çalışılmıştır. Sonraki çalışmalarda ise gerekli düzenlemeler yapılarak 3B olan renkli görüntüler ile çalışılabilir.

KAYNAKLAR

[1] Wu, J. L., Chang, C. F., Chen, C. S., 2013. An adaptive richardson-lucy algorithm for single image deblurring using local extrema filtering. **Journal of applied science and engineering, 16** (3): 269-276.

[2] Cao, Z., Wei, Z., Zhang, G., 2015. Robust deblurring based on prediction of informative structure. **IET Image Processing, 9** (9): 827-835.

[3] Oh, S., Kim, G., 2014. Robust estimation of motion blur kernel using a piecewise-linear model. **IEEE Transactions on Image Processing, 23** (3): 1394-1407.

[4] Fergus, R., Singh, B., Hertzmann, A., Roweis, S. T., Freeman, W. T., 2006. Removing camera shake from a single photograph. **ACM transactions on graphics, 25** (3): 787-794.

[5] Nelson, R. C., 1988. Flight Stability and Automatic Control. New York: McGraw Hill.

[6] Oktay, T., 2012. Constrained Control of Complex Helicopter Models. Doktora Tezi, Virginia Tech, Blacksburg.

[7] Padfield, G. D., 2008. Helicopter Flight Dynamics. John Wiley and Sons.

[8] Oktay, T., Konar, M., Onay, M., Aydin, M., Mohamed, M. A., 2016. Simultaneous small UAV and autopilot system design. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 88** (6): 818-834.

[9] Guglieri, G., Celi, R., 1998. On some aspects of helicopter flight dynamics in steady turns. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 21** (3): 383-390.

[10] Slepian, D., 1967. Restoration of photographs blurred by image motion. **Bell Labs Technical Journal, 46** (10): 2353-2362.

[11] Cannon, M., 1976. Blind deconvolution of spatially invariant image blurs with phase. **IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing, 24** (1): 58-63.

[12] Ren, W., Cao, X., Pan, J., Guo, X., Zuo, W., Yang, M. H., 2016. Image deblurring via enhanced low-rank prior. **IEEE Transactions on Image Processing, 25** (7): 3426-3437.

[13] Xue, F., Blu, T., 2015. A novel SURE-based criterion for parametric PSF estimation. **IEEE Transactions on Image Processing, 24** (2), 595-607.

[14] Chen, S. J., Shen, H. L., 2015. Multispectral image out-of-focus deblurring using interchannel correlation. **IEEE Transactions on Image Processing, 24** (11): 4433-4445.

[15] Ahmed, A., Recht, B., Romberg, J., 2014. Blind deconvolution using convex programming. **IEEE Transactions on Information Theory, 60** (3): 1711-1732.

[16] Tico, M., Vehvilainen, M., 2007. Image stabilization based on fusing the visual information in differently exposed images. *IEEE International Conference on Image Processing (ICIP), San Antonio, TX, USA*.

[17] Yu, H., Qia, X., Guo, M., Chen, S., 2016. An antivibration time-delay integration CMOS image sensor with online deblurring algorithm. **IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 26** (8): 1544-1554.

[18] Joshi, N., Kang, S. B., Zitnick, C. L., Szeliski, R., 2010. Image deblurring using inertial measurement sensors. **ACM Transactions on Graphics, 29** (4): Article No. 30.

[19] Zhang, Y., Hirakawa, K., 2016. Combining inertial measurements with blind image deblurring using distance transform. **IEEE Transactions on Computational Imaging, 2** (3): 281-293.

[20] Boracchi, G., Alessandro, F., 2012. Modeling the performance of image restoration from motion blur. **IEEE Transactions on Image Processing, 21** (8): 3502-3517.

[21] Nayar, S. K., Ben-Ezra, M., 2004. Motion-based motion deblurring. **IEEE Transactions on pattern analysis and machine intelligence, 26** (6): 689-698.

[22] Šindelář, O., Šroubek, F., 2013. Image deblurring in smartphone devices using built-in inertial measurement sensors. **Journal of Electronic Imaging, 22** (1): 011003.

[23] Sieberth, T., Wackrow, R., Chandler, J. H., 2013. Automatic isolation of blurred images from UAV image sequences, pp. 361-366. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, 4–6 September 2013, Rostock, Germany*.

[24] Morgenthal, G., Hallermann, N., 2014. Quality assessment of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) based visual inspection of structures. **Advances in Structural Engineering, 17** (3): 289-302.

[25] Richardson, W. H., 1972. Bayesian-based iterative method of image restoration. **Journal of the Optical Society of America, 62** (1): 55-59.

[26] Neelamani, R., Choi, H., Baraniuk, R., 2004. ForWaRD: Fourier-wavelet regularized deconvolution for ill-conditioned systems. **IEEE Transactions on signal processing, 52** (2): 418-433.

[27] Katkovnik, V., Egiazarian, K., Astola, J., 2005. A spatially adaptive nonparametric regression image deblurring. **IEEE Transactions on Image Processing, 14** (10): 1469-1478.

[28] Banham, M. R., Katsaggelos, A. K., 1997. Digital image restoration. **IEEE signal processing magazine, 14** (2): 24-41.

[29] Puetter, R. C., Gosnell, T. R., Yahi, A., 2005. Digital image reconstruction: Deblurring and denoising. **Annual Review of Astronomy and Astrophysics, 43**: 139-194.

[30] Malah, R. F., 1991. Robust identification of motion and out-of-focus blur parameters from blurred and noisy images. **CVGIP: Graphical Models and Image Processing, 53** (5): 403-412.

[31] Stern, A., Kruchakov, I., Yoavi, E., Kopeika, N. S., 2002. Recognition of motion-blurred images by use of the method of moments. **Applied Optics, 41** (11): 2164-2171.

[32] Yitzhaky, Y., Boshusha, G., Levy, Y., Kopeika, N. S., 2000. Restoration of an image degraded by vibrations using only a single frame. **Optical engineering, 39** (8): 2083-2091.

[33] Shan, Q., Jia, J., Agarwala, A., 2008. High-quality motion deblurring from a single image. **ACM Transactions on Graphics, 27** (3), Article No. 73.

[34] Yuan, L., Sun, J., Quan, L., Shum, H. Y., 2008. Progressive inter-scale and intra-scale non-blind image deconvolution. **ACM Transactions on Graphics, 27** (3), Article No. 74.

[35] Whyte, O., Sivic, J., Zisserman, A., Ponce, J., 2012. Non-uniform deblurring for shaken images. **International journal of computer vision, 98** (2), 168-186.

[36] Park, S. H., Levoy, M., 2014. Gyro-based multi-image deconvolution for removing handshake blur, pp. 3366-3373. *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, Columbus, OH, USA*.

[37] Fusato, D., Guglieri, G., Celi, R., 2001. Flight dynamics of an articulated rotor helicopter with an external slung load. **Journal of the American Helicopter Society, 46** (1): 3-13.

[38] Fusato, D., Celi, R., 2006. Multidisciplinary design optimization for aeromechanics and handling qualities. **Journal of Aircraft, 43** (1): 241-252.

[39] Apkarian, P., Champetier, C., Magni, J. F., 1989. Design of a helicopter output feedback control law using modal and structured-robustness techniques. **International Journal of Control, 50** (4): 1195-1215.

[40] Budiyono, A., Putro, I. E., Yoon, K., Raharja, G. B., Kim, G., 2010. Real-time hardware simulation of a small-scale helicopter dynamics. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 82** (6): 360-371.

[41] Zarei, J., Montazeri, A., Motlagh, M. R., Poshtan, J., 2007. Design and comparison of LQG/LTR and H∞ controllers for a VSTOL flight control system. **Journal of the Franklin Institute, 344** (5): 577-594.

[42] Park, S., Bae, J., Kim, Y., Kim, S., 2013. Fault tolerant flight control system for the tilt-rotor UAV. **Journal of the Franklin Institute, 350** (9): 2535-2559.

[43] Luo, C. C., Liu, R.-F., Yang, C. D., Chang, Y.-H., 2003. Helicopter H∞ control design with robust flying quality. **Aerospace science and technology, 7** (2): 159-169.

[44] Dharmayanda, H. R., Budiyono, A., Kang, T., 2010. State space identification and

implementation of H∞ control design for small-scale helicopter. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 82** (6): 340-352.

[45] Tee, K. P., Ge, S. S., Tay, F. E., 2008. Adaptive neural network control for helicopters in vertical flight. **IEEE Transactions on Control Systems Technology, 16** (4): 753-762.

[46] Dalamagkidis, K., Valavanis, K. P., Piegl, L. A., 2011. Nonlinear model predictive control with neural network optimization for autonomous autorotation of small unmanned helicopters. **IEEE Transactions on Control Systems Technology, 19** (4): 818-831.

[47] Oktay, T., Sultan, C., 2013. Variance-constrained control of maneuvering helicopters with sensor failure. **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 227** (12): 1845-1858.

[48] Oktay, T., Sultan, C., 2015. Comfortable helicopter flight via passive/active morphing. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 51** (4): 2876-2886.

[49] Oktay, T., Sultan, C., 2013. Simultaneous helicopter and control-system design. **Journal of Aircraft, 50** (3): 911-925.

[50] Oktay, T., Sultan, C., 2013. Modeling and control of a helicopter slung-load system. **Aerospace Science and Technology, 29** (1): 206-222.

[51] Oktay, T., 2014. Performance of minimum energy controllers on tiltrotor aircraft. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 86** (5): 361-374.

[52] Skelton, R. E., DeLorenzo, M., 1985. Space structure control design by variance assignment. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 8** (1): 454-462.

[53] Hsieh, C., Skelton, R. E., Damra, F. M., 1989. Minimum energy controllers with inequality constraints on output variances. **Optimal Control Applications and Methods, 10** (4): 347-366.

[54] Zhu, G., Rotea, M. A., Skelton, R., 1997. A convergent algorithm for the output covariance constraint control problem. **SIAM Journal on Control and Optimization, 35** (1): 341-361.

[55] Gonzalez, R. C., Woods, R. E., 2008. Digital İmage Processing 3rd Edition. Pearson Prentice Hall.

[56] Moeslund, T. B., 2012. Introduction to Video and İmage Processing: Building Real Systems and Applications. Springer Science and Business Media.

[57] Shannon, C. E., Weaver, W., 1959. The Mathematical Theory of Communication. University of Illinois Press.

[58] Çelik, H., Oktay, T., Türkmen, İ., 2016. İnsansız küçük bir hava aracının (ZANKA-I) farklı türbülans ortamlarında model öngörülü kontrolü ve gürbüzlük testi. **Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 9** (1): 31-42.

[59] Faugeras, O., 1993. Three-Dimensional Computer Vision: A Geometric Viewpoint.

MIT press.

[60] Hartley, R., Zisserman, A., 2003. Multiple View Geometry in Computer Vision. New York: Cambridge university press.

[61] Dikmen, İ. C., Arısoy, A., Temeltaş, H., 2010. Dikey iniş-kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (quadrotor) uçuş kontrolü. **Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 4** (3): 33-40.

[62] Bento, M. F., 2008. Unmanned aerial vehicles: an overview. **Inside GNSS, 3** (1): 54-61.

[63] Caughey, D. A., 2011. Introduction to aircraft stability and control course notes for M&AE 5070. Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering, Cornell University, Ithaca, New York, 14853-7501.

[64] Blakelock, J. H., 1991. Automatic Control of Aircraft and Missiles. New York: John Wiley and Sons.

[65] Oktay, T., Çoban, S., 2017. Simultaneous longitudinal and lateral flight control systems design for both passive and active morphing TUAVs. **Elektronika ir Elektrotechnika, 23** (5): 15-20.

[66] Perkins, C. D., Hage, R. E., 1949. Airplane Performance Stability and Control. New York: Jonh Wiley and Sons.

[67] Leishman, J. G., 2006. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press.

[68] Prouty, R. W., 2002. Helicopter Performance, Stability and Control. Malabar: Krieger Publishing Company.

[69] Chen, R. N., Jeske, J. A., 1981. Kinematic Properties of the Helicopter in Coordinated Turns. NASA Technical Papers 1773.

[70] Celi, R. Helicopter Stability and Control. Class Notes.

[71] Greenwood, D. T., 2006. Advanced Dynamics. New York: Cambridge University Press.

[72] Schwarz,, J. R., 2009. Ordering Scheme and Reduced Complexity Modeling for a Multi-Rigid Body Helicopter Dynamic Model. Yüksek Lisans Tezi, TUM, Almanya.

[73] Bramwell, A., Done, G., Balmford, D., 2001. Bramwell's Helicopter Dynamics. Woburn: Butterworth-Heinemann.

[74] Hill, P., 2010. The easy guide to understanding aperture (f stop). (Web page: **https://www.redbubble.com/people/peterh111/journal/5725038-the-easy-guide-to-understanding-aperture-f-stop**) (Date accessed: May 2016)

[75] Bascle, B., Blake, A., Zisserman, A., 1996. Motion deblurring and super-resolution from an image sequence, pp. 571-582. *Computer Vision—ECCV'96, June 2, 2005, Springer Berlin, Heidelberg.*

[76] Sungchan, O., Kim, G., 2014. Robust estimation of motion blur kernel using a piecewise-linear model. **IEEE Transactions on Image Processing, 23** (3): 1394-1407.

[77] Çelik, H., Türkmen, İ., Oktay, T., 2017. A motion blur kernel model derived from Euler angles of aerial vehicle. *International Conference on Mathematics and Engineering (ICOME), 10-12 Mayıs, 2017 İstanbul, Türkiye.*

[78] Çelik, H., Türkmen, İ., Oktay, T., 2017. Exposure time optimization for a moving camera. *3nd International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2017), 3-7 Mayıs 2017, Budapeşte, Macaristan.*

[79] Oktay, T., Çelik, H., Türkmen, İ., 2017. Constrained control of helicopter vibration to reduce motion blur. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology,** (Kabul edildi).

[80] Oktay, T., Çelik, H., Türkmen, İ., 2016. Improving quality of deblurred ımages by maximizing autonomous performance of fixed-wing unmanned aerial vehicle. *The 9th International Conference on Sustainable Energy & Environmental Protection, 22-25 Eylül 2016, Kayseri, Türkiye.*

[81] Çelik, H., Oktay, T., Türkmen, İ., Uzun, M., 2016. Reducing Motion Blur by Constrained Control of Helicopter Vibration. *The 2nd International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2016), 24-28 Mayıs 2016, Saraybosna, Bosna-Hersek.*

[82] Etkin, B., Reid, L. D., 1996. Dynamics of Flight: Stability and Control. New York: Wiley.

[83] Hajiyev, C., Vural, S. Y., 2013. LQR controller with Kalman estimator applied to UAV longitudinal dynamics. **Positioning, 4** (1): 36-41.

[84] Daniel, P. R., 1992. Aircraft design: a conceptual approach. ***American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc,*** 515-552.

[85] Zagi, 2014. Zagi is the original EPP foam RC flying wing. (Web page: **https://zagi.com/),** (Date accessed: August, 2017).

[86] Jang, J. S., Liccardo, D., 2006. Automation of small UAVs using a low cost MEMS sensor and embedded computing platform. *IEEE/AIAA 25th Digital Avionics Systems Conference, October 15-19, 2006, Portland, OR, USA.*

[87] Spall, J. C., 1992. Multivariate stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. **IEEE transactions on automatic control, 37** (3): 332-341.

[88] Maryak, J. L., Chin, D. C., 2004. Global random optimization by simultaneous perturbation stochastic approximation. **Johns Hopkins APL Technical Digest, 25** (2): 91-100.

[89] He, Y., Fu, M. C., Marcus, S. I., 2003. Convergence of simultaneous perturbation stochastic approximation for nondifferentiable optimization. **IEEE Transactions on Automatic Control, 48** (8): 1459-1463.

[90] Sadegh, P., Spall, J. C., 1998. Optimal random perturbations for stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. **IEEE Transactions on Automatic Control, 43** (10): 1480-1484.

[91] Oktay, T., Şal, F., 2016. Combined passive and active helicopter main rotor morphing for helicopter energy save. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 38** (6): 1511-1525.

[92] SolidWorks, I., 2002. Solidworks corporation. Concord, MA.

[93] Paul, B., 1979. Kinematics and Dynamics of Planar Machinery. Prentice Hall.

[94] Kane, T., Levinson, D., 1985. Dynamics, Theory and Applications. New York: McGraw-Hill.

[95] Simek, K., 2012. Perspective camera toy. (Sightations-A Computer Vision Blog: **http://ksimek.github.io/perspective_camera_toy.html),** (Date accessed: March 2016).

[96] Colour, C., Camera shutter speed. (A learning community for photographers: **http://www.cambridgeincolour.com/tutorials/camera-shutter-speed.htm),** (Date accessed: May 2016).

[97] El-Sayed, A. T., Bauomy, H. S., 2014. Vibration control of helicopter blade flapping via time-delay absorber. **Meccanica, 49** (3): 587-600.

[98] Oktay, T., 2016. ZANKA I + cam. (**https://www.youtube.com/watch?v=1ao9C4_LX88),** (Date accessed: May 2017).

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı: Harun ÇELİK

Uyruğu: Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri: 04 Haziran 1988, Palu

Medeni Durumu: Evli

Tel: +90 534 931 75 41

E-mail: haruncelik@erciyes.edu.tr

Yazışma Adresi: Nuri Has Mah. Sümbül Sok. 18/3 Melikgazi/Kayseri

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Bütünleşik Doktora	ERÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık ABD	2017
Lisans	ERÜ Elektrik-Elektronik Müh.	2010
Lise	Elazığ Hıdır Sever Lisesi	2005

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2013- Halen	ERÜ Havacılık ve Uzay Bil. Fak.	Araştırma Görevlisi
2011- 2012	MEBS Okl. ve Eğt. Mrk. K.lığı	Yedek Subay
2010- 2011	Erkut Grup A.Ş.	Elektrik Mühendisi

YABANCI DİL

İngilizce

İLGİLİ YAYINLAR

1. Oktay, T., **Çelik, H.**, Türkmen, İ. “Constrained control of helicopter vibration to reduce motion blur,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2017. Doi: 10.1108/AEAT-02-2017-0068.R1

2. Oktay, T., Uzun, M., **Çelik, H.**, Konar, M., "PID based hierarchical autonomous system performance maximization of a hybrid unmanned aerial vehicle (HUAV)," *Anadolu University Journal of Science and Technology- A Applied Sciences and Engineering*, 18(3), 554-562, 2017. Doi: 10.18038/aubtda.322137
3. Oktay, T., **Çelik, H.**, Uzun, M. "A novel learning algorithm to estimate the optimum fuselage drag coefficient", *Sakarya University Journal of Science*, 21(1), 63-68, 2017. Doi: 10.16984/saufenbilder.59146
4. **Çelik, H.,** Türkmen, İ., Oktay, T. "A motion blur kernel model derived from Euler angles of aerial vehicle," *International Conference on Mathematics and Engineering (ICOME)*, İstanbul, Türkiye, 10-12 Mayıs 2017.
5. **Çelik**, **H.,** Türkmen, İ., Oktay, T. "Exposure time optimization for a moving camera", *The 3nd International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2017)*, Budapeşte, Macaristan, 3-7 Mayıs 2017.
6. Çoban S., Oktay T., **Çelik H.**, Ekinci İ., "İnsansız bir hava aracının yanal durum-uzay modelinin ve uçuş kontrol sisteminin eş zamanlı tasarımı", *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK'2016)*, Kocaeli, Türkiye, 28-30 Eylül 2016.
7. Oktay, T., **Çelik, H.**, Türkmen, İ., "Improving quality of deblurred images by maximizing autonomous performance of fixed-wing unmanned aerial vehicle", *The 9th International Conference on Sustainable Energy & Environmental Protection*, Kayseri, Türkiye, 22-25 Eylül 2016.
8. **Çelik, H.**, Türkmen, İ., Oktay, T., "Deblurring images taken by a quadrotor using artificial neural networks", *The 2nd International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2016)*, Saraybosna, Bosna-Hersek, 24-28 Mayıs 2016.
9. Türkmen, İ., **Çelik, H.**, "Airspeed computation for aircrafts with ANFIS using flight parameters", *The 2nd International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2016)*, Saraybosna, Bosna-Hersek, 24-28 Mayıs 2016.
10. **Çelik, H.**, Oktay, T., Türkmen, İ., Uzun, M.,"Reducing motion blur by constrained control of helicopter vibration", *The 2nd International Conference on Engineeringand Natural Sciences (ICENS 2016)*, Saraybosna, Bosna-Hersek, 24-28 Mayıs 2016.
11. **Çelik, H.**, Oktay, T., Türkmen, İ., "İnsansız küçük bir hava aracının (ZANKA-I) farklı türbülans ortamlarında model öngörülü kontrolü ve gürbüzlük testi", *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 9(1), 31-42, 2016.
12. Türkmen İ., **Çelik H.**, "Incorporation of neural network to HPMHT for tracking multiple targets", *Elektronika Ir Elektrotechnika*, 21(4), 3-6, 2015. Doi: 10.5755/j01.eee.21.4.12772
13. **Çelik, H.**, Türkmen, İ., "Edge detection in aircraft ISAR image through the ant colony algorithm", *The International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA-2015)*, İstanbul, Türkiye, 31 Mayıs - 3 Haziran 2015.
14. **Çelik, H.**, Türkmen, İ.,"Karınca koloni algoritması ile ISAR görüntülerde kenar çıkarma", *Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı (UHUK'2014)*, Kayseri, Türkiye, 8-10 Eylül 2014.