

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**  
**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**İNSANSIZ HAVA ARACININ BOYLAMASINA DURUM VEKTÖRLERİNİN  
KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ İLE KESTİRİLMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Büşra KÜÇÜKATEŞ**

**Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU**

**NİSAN 2020**

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....  
**Prof. Dr. Osman EROĞUL**  
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığımı onaylarım.

.....  
**Doç. Dr. Tolga GİRİCİ**  
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 171211015 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Büşra KÜÇÜKATEŞ** 'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**İNSANSIZ HAVA ARACININ BOYLAMASINA DURUM VEKTÖRLERİNİN KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ İLE KESTİRİLMESİ**" başlıklı tezi **22.04.2020** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

**Tez Danışmanı :** **Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Jüri Üyeleri :** **Doç. Dr. Tolga GİRİCİ (Başkan)** .....  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

**Dr. Öğr. Üyesi Aykut YILDIZ** .....  
TED Üniversitesi

## TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Büşra KÜÇÜKATEŞ

## ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

### İNSANSIZ HAVA ARACININ BOYLAMASINA DURUM VEKTÖRLERİNİN KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ İLE KESTİRİLMESİ

Büşra Küçükateş

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Tarih: Nisan 2020

Günümüz dünyasında insansız hava araçlarına duyulan ilgi sürekli olarak artmaktadır. Ortamdan bağımsız olarak esnek hareket kabiliyetine sahip olmaları, piste ihtiyaç duymadan dikey iniş ve dikey kalkış kabiliyetlerinin olması, kullanım alanlarına göre kullanıcıya yüksek doğruluk, zaman ve maliyet açısından tasarruf sağlamaları nedeniyle hem askeri hem sivil alanda insansız hava araçları önemli bir araştırma ve ilgi konusu haline gelmiştir. Sürücüsü olmaması sebebiyle bu dinamik sistemlerin etkili bir kontrol mekanizmasına sahip olmaları gerekmektedir. Etkili bir kontrol sağlamak için, sistem dinamiklerini yöneten durum vektörlerinin doğru bir şekilde kestirim edilmesi gerekmektedir. Böylece hava aracının gelecek kontrol girişleri en doğru şekilde ayarlanarak sistemin gerçek zamanlı ölçüm verisine sahip olması sağlanır. Fakat dinamik bir sistemin durum vektörlerinin kestirim edilmesi o kadar da kolay değildir. Sistemden elde edilen gürültülü ölçümler, sistem modelindeki belirsizlikler ve sistemin karmaşıklığı durum vektörlerinin kestirim edilmesini zorlaştırır. Literatürde durum kestirimi için çok çeşitli yöntemler mevcuttur. Bu tez çalışmasında, doğrusallaştırılmış boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen insansız hava aracının hücum açısı, yunuslama oranı, hava hızı ve yunuslama açısı durum vektörlerinin kestirimi için Kalman Filtresi'nin doğrusal versiyonu ve Luenberger Gözleyici seçilmiştir. Öncelikle insansız hava aracının boylamasına durum uzayı gösterimi MATLAB ortamında modellenmiş ve daha sonra söz konusu filtre ve gözleyici MATLAB ve SIMULINK ortamında

tasarlanmıştır. Tasarlanan filtre ve gözleyici için sisteme hem sabit değerlere sahip giriş sinyalleri hem de farklı frekanslı sinüs sinyalleri verilmiştir. Daha sonra Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici için gürültülü ve gürültüsüz ortamda simülasyonlar yapılmıştır. En son olarak, Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin modellenen hava aracının durum vektörlerini kestirim etme performansları kıyaslanmıştır. Elde edilen simülasyon sonuçlarına göre Kalman Filtresi hava aracının durum vektörlerini kestirim etme konusunda stokastik ortamda Luenberger Gözleyici'den daha yüksek bir performans gösterirken, ortamda düzensizlik olmadığı durumlarda Luenberger Gözleyici Kalman Filtresi'nden çok daha başarılı bir şekilde sistemin durum değişkenlerini kestirim etmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** İnsansız hava aracı modelleme ve simülasyonu, Durum kestirimi, Kalman filtresi, Luenberger gözleyici, MATLAB/SIMULINK

## **ABSTRACT**

Master of Science

# STATE ESTIMATION OF LONGITUDINAL STATE VECTORS OF UNMANNED AERIAL VEHICLE USING KALMAN FILTER AND LUENBERGER OBSERVER

Büşra Küçükateş

TOBB University of Economics and Technology  
Institute of Natural and Applied Sciences  
Electrical and Electronics Science Programme

Supervisor: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Date: April 2020

In today's world, interest in unmanned aerial vehicles has been constantly increasing. Unmanned aerial vehicles have become an important research subject in both military and civilian areas due to their flexible mobility independent of the environment, vertical landing and vertical take-off capabilities without the need for runways, and providing high accuracy, time and cost savings to the user according to their usage areas. Due to the lack of a driver, these dynamic systems need to have an effective control mechanism. To provide effective control, it is necessary to accurately estimate the state vectors that manage system dynamics. Thus, the future control inputs of the aircraft are adjusted in the most accurate way so that the system has real-time measurement data. However, it is not that easy to estimate the state vectors of a dynamic system. Noisy measurements from the system, uncertainties in the system model, and complexity of the system make it difficult to estimate state vectors. A variety of methods are available in the literature for state estimation. In this thesis, linear version of Kalman Filter and Luenberger Observer were selected for estimating angle of attack, pitching rate, air speed, angle of pitch state vectors of unmanned aerial vehicle expressed by linearized longitudinal state space representation. Firstly, the longitudinal state space representation of the unmanned aerial vehicle is modeled in MATLAB environment and then the filter and observer are designed in MATLAB and Simulink environment. For the designed filter and

observer, both input signals with fixed values and different frequency sine signals are given to the system. Later, simulations were made for both Kalman Filter and Luenberger Observer in a noisy and noiseless environment. Finally, the performance of the Kalman Filter and Luenberger Observer to estimate the state vectors of the modeled aircraft were compared. According to the simulation results, Kalman Filter shows higher performance than Luenberger Observer in stochastic environment to estimate the state vectors of aircraft, but Luenberger Observer is much more successful than Kalman Filter in the absence of irregularity in the environment.

**Keywords:** Unmanned aerial vehicle modeling and simulation, State estimation, Kalman filter, Luenberger observer, MATLAB / SIMULINK



## TEŞEKKÜR

Tez alıőmamın baőlangıcından bitimine kadar benden desteğini esirgemeyen sayın danıőmanım Prof. Dr. Coşku KASNAKOğLU'na, mesleki disiplinime farklı bir bakıő açısı katan TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniöersitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine, çalıőmam süresince her türlü sıkıntıda yanımda olduğunu hissettirip en büyük destekçilerimden biri olan meslektaőım Ceren BABAYİğİT'e ve kazandığım ne varsa hepsinde kuőkusuz katkısı olan aileme bin minnetle..





## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>iv</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vi</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>viii</b>
<b>ŞEKİL LİSTESİ</b> .....	<b>xi</b>
<b>ÇİZELGE LİSTESİ</b> .....	<b>xii</b>
<b>KISALTMALAR</b> .....	<b>xiii</b>
<b>SEMBOL LİSTESİ</b> .....	<b>xiv</b>
<b>RESİM LİSTESİ</b> .....	<b>xv</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1 Tezin Amacı .....	2
1.2 Literatür Araştırması .....	2
<b>2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI</b> .....	<b>9</b>
2.1 Geçmişten Günümüze İnsansız Hava Araçları .....	9
2.2 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması .....	12
2.2.1 Mikro İHA'lar .....	13
2.2.2 Mini İHA'lar .....	13
2.2.3 Küçük İHA'lar .....	13
2.2.4 Taktiksel İHA'lar .....	13
2.2.5 Stratejik İHA'lar.....	13
2.2.6 Özel Görev İHA'ları .....	14
2.3 İHA Sistemlerinin Bileşenleri .....	14
2.3.1 Hava aracı.....	14
2.3.2 Faydalı yük.....	14
2.3.3 Hava veri terminali.....	14
2.3.4 Yer veri terminali .....	15
2.3.5 Yer kontrol istasyonu .....	15
2.4 İHA Hareket Eksenleri .....	15
2.4.1 Boylamsal eksen.....	15
2.4.2 Enlemsel eksen.....	16
2.4.3 Dikey eksen.....	16
2.5 Uçağa Etki Eden Kuvvetler.....	17
2.5.1 İtme kuvveti .....	17
2.5.2 Yerçekimi kuvveti.....	18
2.5.3 Geri sürüklenme kuvveti.....	18
2.5.4 Kaldırma kuvveti.....	18
<b>3. İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ</b> .	<b>19</b>
3.1 Amaç .....	19
3.2 Hava Aracının Ataletsel Kuvvet ve Moment Denklemleri .....	20
3.3 Hava Aracının Aerodinamik Kuvvet ve Momentleri.....	23
3.4 İHA'nın Doğrusal Modellenmesi.....	25
3.4.1 Boylamasına durum uzay modeli.....	26
3.4.2 Yanlamasına durum uzay modeli.....	28

<b>4. KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ .....</b>	<b>31</b>
4.1 Kalman Filtresi.....	31
4.1.1 Kalman filtresi algoritması.....	31
4.2 Luenberger Gözleyici.....	33
4.2.1 Kontrol edilebilirlik.....	34
4.2.2 Gözlenebilirlik.....	34
4.2.3 Luenberger gözleyici algoritması.....	35
<b>5. KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ TASARIMI.....</b>	<b>37</b>
Yunuslama Oranı .....	41
Hava Hızı .....	42
Yunuslama Açısı .....	43
5.1 Kalman Filtresi Tasarımı.....	44
5.2 Luenberger Gözleyici Tasarımı.....	45
5.3 Sinüs Giriş Sinyali ile Tasarımlar .....	50
<b>6. SİMÜLASYON SONUÇLARI.....</b>	<b>51</b>
6.1 Sabit Giriş Sinyali Altında Kalman Filtresi Simülasyon Sonuçları.....	51
6.1.1 Hücum açısı.....	51
6.1.2 Yunuslama oranı .....	52
6.1.3 Hava hızı .....	53
6.1.4 Yunuslama açısı .....	53
6.1.5 Hücum açısı.....	54
6.1.6 Yunuslama oranı .....	56
6.1.7 Hava hızı .....	56
6.1.8 Yunuslama açısı .....	57
6.1.9 Hücum açısı.....	58
6.1.10 Yunuslama oranı .....	59
6.1.11 Hava hızı .....	60
6.1.12 Yunuslama açısı .....	61
6.2 Sabit Giriş Altında Luenberger Gözleyici Simülasyon Sonuçları .....	61
6.2.1 Hücum açısı.....	62
6.2.2 Yunuslama oranı .....	62
6.2.3 Hava hızı .....	63
6.2.4 Yunuslama açısı .....	65
6.2.5 Hücum açısı.....	66
6.2.6 Yunuslama oranı .....	67
6.2.7 Hava hızı .....	68
6.2.8 Yunuslama açısı .....	69
6.3 Sinüs Giriş ile Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici Simülasyon Sonuçları.....	69
<b>7. SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>	<b>73</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>75</b>
<b>ÖZGEÇMİŞ.....</b>	<b>81</b>

## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 3. 1: İHA ve eksenleri .....	19
Şekil 3. 2: İHA'nın boylamasına durum uzay modeli.....	27
Şekil 3. 3: İHA'nın yanlamasına durum uzay modeli.....	28
Şekil 4. 1: Luenberger gözleyici blok şeması .....	35
Şekil 5. 1: İHA'nın birim dürtü cevabı .....	37
Şekil 6. 1: Hücum açısı için gürültüsüz Kalman kestirimi .....	51
Şekil 6. 2: Yunuslama oranı için gürültüsüz Kalman kestirimi .....	52
Şekil 6. 3: Hava hızı için gürültüsüz Kalman kestirimi .....	53
Şekil 6. 4: Yunuslama açısı için gürültüsüz Kalman kestirimi .....	54
Şekil 6. 5: Hücum açısı için gürültülü Kalman kestirimi.....	55
Şekil 6. 6: Yunuslama oranı için gürültülü Kalman kestirimi .....	56
Şekil 6. 7: Hava hızı için gürültülü Kalman kestirimi .....	57
Şekil 6. 8: Yunuslama açısı için gürültülü Kalman kestirimi .....	58
Şekil 6. 9: Hücum açısı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi .....	59
Şekil 6. 10: Yunuslama oranı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi ..	59
Şekil 6. 11: Hava hızı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi .....	60
Şekil 6. 12: Yunuslama açısı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi ..	61
Şekil 6. 13: Hücum açısı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi .....	62
Şekil 6. 14: Yunuslama oranı için Luenberger gözleyici kestirimi.....	63
Şekil 6. 15: Hava hızı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi.....	64
Şekil 6.16: Luenberger gözleyicinin yakınlştırılmış hava hızı kestirimi.....	64
Şekil 6. 17: Luenberger gözleyicinin yakınlştırılmış hava hızı kestirimi.....	64
Şekil 6. 18: Yunuslama açısı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi.....	65
Şekil 6. 19: Hücum açısı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi .....	66
Şekil 6. 20: Yunuslama oranı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi .....	67
Şekil 6. 21: Yunuslama açısı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi.....	69
Şekil 6. 22: Gürültüsüz ortamda sinüs giriş sinyalleri altında Kalman filtresi kestirimleri .....	70
Şekil 6. 23: Gürültülü ortamda sinüs giriş sinyalleri altında Kalman filtresi.....	71
Şekil 6. 24: Sinüs giriş sinyalleri altında gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman filtresi kestirimleri.....	71
Şekil 6. 25: Gürültüsüz ortamda sinüs giriş sinyalleri altında Luenberger gözleyici kestirimleri .....	72
Şekil 6. 26: Gürültülü ortamda sinüs giriş ile Luenberger gözleyici kestirimleri.....	72
Şekil 6. 27: Gürültülü ortamda Kalman ve Luenberger hata vektörleri.....	72

## ÇİZELGE LİSTESİ

### Sayfa

Çizelge 3.1 : İHA'nın denge durumundaki değerleri..... 27



## KISALTMALAR

<b>İHA</b>	: İnsansız Hava Aracı
<b>UAV</b>	: Unmanned Aerial Vehicle
<b>EKF</b>	: Extended Kalman Filter
<b>UKF</b>	: Unscented Kalman Filter



## SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
U	Hava aracının x eksenindeki hızı
V	Hava aracının y eksenindeki hızı
W	Hava aracının z eksenindeki hızı
$\varphi$	Yalpalama açısı
$\theta$	Yunuslama açısı
$\psi$	Sapma açısı
P	Yalpalama oranı
Q	Yunuslama oranı
R	Sapma oranı
L	Yalpalama momenti
M	Yunuslama momenti
N	Sapma momenti
H	Açısal momentum
$H_x$	X eksenindeki açısal momentum
$H_y$	Y eksenindeki açısal momentum
$H_z$	Z eksenindeki açısal momentum
$I_x$	X eksenindeki eylemsizlik momenti
$I_y$	Y eksenindeki eylemsizlik momenti
$I_z$	Z eksenindeki eylemsizlik momenti
$J_x$	X eksenindeki kütle atalet momenti
$J_y$	Y eksenindeki kütle atalet momenti
$J_z$	Z eksenindeki kütle atalet momenti
$X_A$	X eksenindeki aerodinamik kuvvet
$Y_A$	Y eksenindeki aerodinamik kuvvet
$Z_A$	Z eksenindeki aerodinamik kuvvet
$X_T$	X eksenindeki itki kuvveti
$Y_T$	Y eksenindeki itki kuvveti
$Z_T$	Z eksenindeki itki kuvveti
F	Kuvvet
$V_T$	Hava aracının lineer hızı
$\omega$	Hava aracının açısal hızı
m	Hava aracının kütlesi
$p_N$	Boylam
$p_E$	Enlem
h	Yükseklik
$g_D$	Yerçekimi ivmesi
$V_{Te}$	Hava hızı
c	Ortalama aerodinamik veter
$J_{xz}$	Gövde eksen takımına göre atalet momenti
$\alpha_e$	Denge durumundaki hücum açısı
$\alpha_t$	Kuyruk hücum açısı
$\gamma_e$	Denge yörünge açısı

## RESİM LİSTESİ

### Sayfa

Resim 2.1: Montgolfier kardeşlerin sıcak hava balonu.....	9
Resim 2.2 : Kettering'in torpido uçağı.....	10
Resim 2.3 : DH.82B Queen Bee hedef uçağı.....	10
Resim 2.4 : Almanya'nın geliştirdiğı V-1 füzesi .....	11
Resim 2.5 : Gyrodyne denizaltı karşıtı insansız helikopter.....	11
Resim 2.6 : İsrail'in modifiye ettiği Firebee .....	12
Resim 2.7 : Scout .....	12
Resim 2.8 : Uçağın hareket eksenleri.....	15
Resim 2.9 : Uçağın yatış hareketi .....	16
Resim 2.10 : Uçağın yunuslama hareketi.....	17
Resim 2.11 : Uçağın sapma hareketi.....	17
Resim 2.12 : Uçağa etki eden kuvvetler.....	18
Resim 3.1 : Uçağın hareket eksenleri ve oluşan momentler .....	23
Resim 4.1 : Kalman filtresi blok şeması .....	32





## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları; içinde sürücüsü bulunmayan, kullanıldığı amaca uygun faydalı yük taşıyan, uzaktan veya otomatik olarak kontrol edilebilen uçaklar olarak tanımlanmaktadır [1]. İHA'ların pilotlu uçaklara göre sahip oldukları üstün hareket kabiliyetleri ve avantajları sayesinde son zamanlarda askeri, sivil ve bilimsel amaçlarla kullanımları oldukça artmıştır. İHA'ların askeri kullanım alanları arasında sınır kontrolü, keşif, gözetleme, kaçakçılıkla mücadele, harita yapımı için fotoğraf çekimi gibi uygulamalar bulunurken, söz konusu araçlar sivil alanda ise yangın söndürme, taşımacılık, tarımsal uygulamalar, afet yönetimi, arkeoloji ve kültürel mirasın belgelenmesinde kullanılmaktadır [2].

Kullanım alanlarının çeşitliliği sebebiyle tüm dünyada yoğun bir araştırma konusu haline gelen İHA'ların kararlı bir uçuşa sahip olmaları çok büyük önem taşımaktadır. İçinde pilot bulundurmadığı için İHA'nın kontrolü bir yer istasyonundan kumanda edilerek veya söz konusu kontrol sisteminin otomatikleştirilmesi için İHA'nın içinde bulunan ilgili alt sistemlere yazılımsal olarak yüklenmesi gerekmektedir. Zira dinamik bir sistemde modellenemeyen ve ölçülemeyen durum vektörleri, birçok askeri ve sivil uygulamada ölümcül sonuçlara yol açabilir [3-7]. Etkili bir uçuş kontrolünün sağlanması için sistemin durum vektörlerinin doğruluk oranı yüksek bir şekilde kestirilmesi ve sisteme gelecekte uygulanacak girişlerin bu durum vektör değerlerine göre ayarlanması gerekmektedir. Literatürde gelişen teknoloji sayesinde, sistem dinamikleri için hayati önem taşıyan durum vektörlerinin kestirilmesi konusunda birçok yöntem bulunmaktadır.

Bu tez çalışmasında giriş bölümünün hemen devamında tez çalışmasının amacı ve tez çalışmasına başlarken yapılan literatür taramasına yer verilmiştir. Tezin 2. Bölümünde ise İHA'ların tarihsel gelişimi, sınıflandırılması, İHA'nın sistem bileşenleri ve hareket eksenleri, İHA'ya etkiyen kuvvetler anlatılmıştır. 3. Bölümde İHA'nın matematiksel modellenmesi, boylamasına ve yanlamasına durum uzay modelinin elde edilmesi verilirken tezin 4. Bölümünde Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici hakkında genel bilgiler verilmiştir. Tezin 5. Bölümü Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin tasarımının anlatıldığı kısımdır. 6. Bölümde ise tasarımı yapılan filtre ve gözleyiciden elde edilen simülasyon sonuçları verilmiştir.

Tezin son kısmı olan 7. Bölümde ise bu tez çalışmasında elde edilen sonuçlar, öneriler ve tezin gelecekteki çalışmasında yapılması planlanan çalışmalardan bahsedilmiştir.

## 1.1 Tezin Amacı

Bu tez çalışmasında boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen bir insansız hava aracı için sistem dinamiklerini yöneten durum değişkenlerinin MATLAB ve SIMULINK ortamlarında Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici tasarlanarak kestirilmesi amaçlanmıştır. Ayrıca bu tez çalışmasıyla birlikte söz konusu filtre ve gözleyicinin boylamasına durum uzay modeli ile ifade edilen insansız hava aracı sisteminin durum değişkenlerini kestirme konusundaki performansları kıyaslanacaktır.

## 1.2 Literatür Araştırması

Literatürde insansız hava araçları üzerine yapılmış birçok çalışma bulunmaktadır. Bu çalışmaların bir kısmı insansız hava araçlarının kullanım alanları ve matematiksel olarak modellenmesi üzerineyken büyük bir kısmı da bu hava araçlarının kontrol edilmesi amacıyla yapılan durum kestirim çalışmalarıdır.

2006 yılında Abdellah Mokhtari , N. K. M'Sirdi , K. Meghriche ve A. Belaidi tarafından dört rotorlu bir insansız hava aracı için rüzgar parametrelerinin kestirimi çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada Leunberger Gözleyici klasik polinom bir denetleyiciyle birlikte kullanılmıştır [8].

2007 yılında Pensilvanya Devlet Üniversitesi'nde Jack W. Langelaan tarafından engelli ve karmaşık bir ortamda bulunan otonom hava araçları için bir durum kestirici çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada durum kestirimi için Kokusuz Kalman Filtresi (UKF) ve Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) kullanılmıştır. Ayrıca kestirici sadece hava aracının durumlarını kestirmekle kalmamış, çevredeki engellerin pozisyonlarının da kestirimini yapmıştır [9].

2008 yılında; Tiziano Fiorenzani, Costanzo Manes, Giuseppe Oriolo ve Pietro Peliti Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Kokusuz Kalman Filtresi'nin İnsansız Hava Aracı'nın pozisyon ve durum kestirimi üzerindeki performanslarını karşılaştıran bir

çalışma yapmışlardır. Bu analiz sonucunda Genişletilmiş Kalman Filtresi'nin İHA'nun durum kestirimi uygulaması için daha uygun bulunmuştur [10].

2008 yılında H. Rafaralahy, E. Richard, M. Boutayeb ve M. Zasadzinski tarafından hava aracının sensörlerinde meydana gelen hataları tespit edip bu hataları izole ederek aynı zamanda hava aracının hız kestirimini yapan bir çalışma yapılmıştır [11].

Stephen Carnduff tarafından 2008 yılında insansız hava araçlarının sistem tanımlaması konusunda bir doktora tezi yazılmıştır. Bu tez çalışmasında Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılarak hava aracının durum değişkenleri kestirilmiştir [12].

2010 yılında Li Meng, Liu Li ve S.M. Veres aerodinamik bir parametre kestirici çalışması yapmışlardır. Bu çalışmada Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılarak bir insansız hava aracının doğrusal olmayan model parametrelerinin kestirimi yapılmıştır [13].

2010 yılında ise AIAA Rehberlik Navigasyon ve Kontrol Konferansı'nda Jack W. Langelaan, Nicholas Alley ve James Neidhoefer tarafından küçük insansız hava araçları için; rüzgâr hızı, değişim hızı rüzgâr hızı ve rüzgâr gradyanı kestirimi yapan bir çalışma sunulmuştur. Bu çalışmada; Monte Carlo simülasyonları kullanılarak, rüzgârın gerçek değerleriyle kestirilen değeri karşılaştırarak bir hata analizinde bulunulmuştur [14].

Yine 2010 yılında Rehberlik, Kontrol ve Dinamikler isimli dergide Ran Dai ve John E. Cochran Jr.'nin insansız hava aracı'nın planlanmış yolundaki uçuş esnasında dinamik durumlarının kestirimini yaptığı çalışma yayınlanmıştır. Bu kestirim için Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılmıştır [15].

18. Dünya Uluslararası Otomatik Federasyonu Konferansı el kitabında, 2011 yılında, A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb ve B. Martinez tarafından bir mikro hava aracının doğrusal hız kestirimi çalışması yayınlanmıştır. Bu kestirim çalışmasında Luenberger Gözleyici ve Ataletsel Yönetim Birimi'nden elde edilen ölçümler kullanılmıştır [16].

2011 yılında Caleb H. Chamberlain tarafından Brigham Young Üniversitesi'nde hava robotları için bir sistem tanımlama ve sistem kestirim çalışması yürütmüştür. Durum kestirimi için 3 boyutlu bir kamera konum belirleme sistemi kullanmıştır [17].

2012 yılında Gerasimos G. Rigatos sensör füzyon tekniğini kullanarak doğrusal olmayan Kalman Filtresi ve Parçacık Filtresi'nin insansız hava aracı için durum kestirim performanslarını incelemiştir. Elde ettiği sonuçlara göre Kalman filtresi hava aracı için daha hızlı ve daha doğru kestirimler üretmiştir [18].

2013 yılında Stephen C. Quebe tarafından dört rotorlu robotların durum ve parametre kestirimi çalışması yapılmıştır. Durum kestirimi için Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Atalet Ölçü Birimi kullanılmıştır. Bu çalışmada hava aracının durum kestiriminin, GPS sinyalinin zayıf olduğu ortamlarda hava aracının lokasyon kestirimi için avantajları anlatılmıştır [19].

2013 yılında Masaru NARUOKA, Takuma HINO, Takeshi TSUCHIYA ve Shinji SUZUKI tarafından küçük insansız hava araçlarının uçuş parametrelerinin karakteristiklerinin belirlenebilmesi için hava aracının durum kestirim çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada durum kestirimi için 4 farklı metot kullanılmıştır. Bunlar Yinelenen En Küçük Kareler Metodu, Fourier Dönüşüm Regresyonu, Koksuz Kalman Filtresi ve Filtre Hatası Yöntemi'dir [20].

2014 yılında David Paul Poorman tarafından Colorado Boulder Üniversitesi'nde; rüzgârlı havalarda küçük insansız hava araçlarının oto pilot kontrolünün sağlanabilmesi için durum kestirim çalışması yüksek lisans tezi olarak yapılmıştır. Bu tez çalışmasında durum kestirimi için Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılmıştır [21].

2014 yılında Stefan Leutenegger, Amir Melzer, Kostas Alexis ve Roland Siegwart insansız hava araçları için gürbüz bir durum kestirici tasarımı çalışması yürütmüşlerdir. Bu çalışmada Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılarak GPS sinyalinin kesildiği durumlarda bile hava hızı, hücum açısı kestirimleri yapılmıştır [22].

2015 yılında Nikolaos A. Gatsonis, Michael A. Demetriou Fellow ve Tatiana Egorova lokasyonu ve serbest bırakma oranı bilinmeyen mobil bir gaz kaynağının gerçek zamanlı gaz yoğunluk kestiriminin yapılması üzerine çalışmışlardır. Bu kestirim çalışmasında Luenberger Gözleyici'yi kullanmışlardır. Böylece yoğun duman ortamında bulunan bir insansız hava aracının akışkan dinamik kontrolü sağlanmıştır [23].

2015 yılında TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'nde Burak Kürkçü ve Coşku Kasnakoğlu gimbal sistemlerde bilinmeyen bozuklukların kestirimi üzerine bir çalışma yapmıştır. Bu çalışmada sistemin kararlı olmayan sınırlarının bulunması durumunda bile bilinmeyen bozuklukları kestirim edebilen, asimptotik olarak stabilize edici bir kontrolcü kullanılmıştır [24].

2015 yılında Panos Marantos, Yannis Koveos, ve Kostas J. Kyriakopoulos tarafından tamamlayıcı filtreler kullanılarak insansız hava aracının durum değişkenleri kestirim edilmiştir. Bu çalışmada birçok sensor bir araya getirilerek tamamlayıcı filtreler oluşturulmuş ve hava aracının hız ve pozisyon kestirimi yapılmıştır [25].

2016 yılında ise Lee Kian Seng, Mark Ovinis, Nagarajan, Ralph Seulin ve Olivier Morel tarafından insansız hava araçları için görüş tabanlı bir durum kestirim edici geliştirmişlerdir. Bu çalışmada kapalı alanlarda kullanılan hava araçları için düşük maliyetli ve güvenilir bir durum kestirimi geliştirilmiştir [26].

2016 yılında Leonard Petnga ve Huan Xu tarafından insansız hava araçları için dinamik bir durum kestirici çalışması yapılmıştır. Bu durum kestirici sayesinde insansız hava aracına etki edebilecek siber fiziksel saldırıların tespit edilmesi hedeflenmiştir [27].

2016 yılında Xuyang Lou ve Zhengxian Jiang tarafından Uluslararası İleri Robotik Sistemleri Dergisi'nde insansız hava araçları için olayla tetiklenen kontrol çalışması yayımlanmıştır. Bir hava aracının bu şekilde kontrol edilmesi için öncelikle Luenberger Gözleyici kullanılarak hava aracının durumları kestirilmiştir [28].

2017 yılında Zsófia Bodó ve Béla Lantos tarafından insansız hava aracı için bir durum kestirim çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada 3 çevrimli Genişletilmiş Kalman

Filtresi kullanılmıştır. Bu çalışmada her bir çevrimdeki Genişletilmiş Kalman Filtresi hava aracının farklı durum değişkenleri üzerine kestirimlerde bulunmuştur [29].

2017 yılında Shikin Razali ve Amzari Zhahir Genişletilmiş Kalman Filtresi ve geri beslemeli kontrolcü kullanarak insansız hava aracının durum kestirimi için bir model oluşturmuş ve sonuçlarını analiz etmiştir. Geri beslemeli kontrolcü ve Genişletilmiş Kalman Filtresi'nin durum kestirimi yapmasındaki performansları kıyaslanmıştır. Elde edilen sonuçlara göre ortamdaki gürültü miktarı arttığında geri beslemeli kontrolcünün gürültüden Genişletilmiş Kalman Filtresi'ne göre daha çok etkilendiği gözlemlenmiştir [30].

2017 yılında Mostafa Elzoghby, Fu Li, Ibrahim. I. Arafa ve Usman Arif Luenberger Gözleyici'yi kullanarak küçük sabit kanatlı insansız hava araçları için hava aracının lokasyon kestirim çalışması yürütmüşlerdir. Bu çalışmada GPS sinyalinin zayıf ve yetersiz kaldığı durumlarda çoklu sensorlerden elde edilen bilgi füzyonu ile hava aracının lokasyon bilgisinin kestirilmesi hedeflenmiştir [31].

Andre Fialho Coelho 2017 yılında yüksek lisans tezi kapsamında küçük insansız hava araçları için durum kestirim çalışmasını yürütmüştür. Bu tez çalışmasında insansız hava aracının boylamasına durum değişkenlerinin kestirimi yapılmıştır [32].

Dinamik bir sistemde modellenemeyen bazı parametrelerin birçok askeri ve sivil uygulamada ölümcül sonuçları bulunmaktadır. 2018 yılında TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'nde Burak Kürkçü ve Coşku Kasnakoğlu gürbüz bir oto pilot tasarımı yaparak düzensizlik, belirsizlik ve birleşme kestirici bir yapı oluşturmuşlardır. Bu tasarım sayesinde modellenemeyen dinamiklerden kaynaklanan oto pilot hatalarını tespit edip etkisini ortadan kaldırmaktadır [33].

Geoffrey Fink tarafından 2018 yılında insansız hava araçları için görme tabanlı bir durum kestirici çalışması yapılmıştır. Bu çalışmada hava aracının pozisyon ve hız kestirimi yapılmıştır. Geoffrey Fink tarafından geliştirilen yaklaşımda Genişletilmiş Kalman Filtresi'nin aksine hava aracının sistem modelini oluşturan denklemlerin doğrusallaştırılması zorunlu değildir [34].

2019 yılında ise Kokusuz Kalman Filtresi kullanılarak H. Bonyan Khamseh, S.Ghorbani, F. Janabi-Sharifi tarafından uyarlamalı insansız hava araçları için durum

kestirim çalışması yapılmıştır. Genişletilmiş Kalman Filtresi'nin performansı ile Kokusuz Kalman Filtresi'nin 2 tipinin performansı kıyaslanmıştır. Bunlar Küresel Kokusuz Kalman Filtresi ve Genel Kokusuz Kalman Filtresi'dir [35].

2019 yılında Mohammad Abdulrahman ve Al-Mashhadani titreşim gürültüsü ve belirsizlik mevcudiyetinde olan insansız hava araçları için parametre kestirici çalışması yürütmüşlerdir. Bu çalışmada, uygun değer kestirim yaklaşımı uygulanmıştır. Bu çalışmanın sonucunda doğrusal olmayan parametreler için uygun değer yaklaşım metodunun lineer deterministik metoda göre daha başarılı olduğu görülmüştür [36].

Bu tez çalışmasında literatürde benzer konularda yapılan çalışmalardan farklı olarak bir insansız hava aracı için ilk kez hem Luenberger Gözleyici hem de Kalman Filtresi tasarlanarak hava aracının durum kestirimleri yapılmıştır. Tasarımlar önce sisteme sabit giriş sinyalleri verilerek gürültüsüz ortamda yapılırken, daha sonra sabit girişler için, hem giriş hem de çıkış sinyallerine bir miktar Gaussian dağılıma sahip beyaz gürültü eklenerek filtre ve gözleyicinin gürültülü ortamdaki performansları gözlemlenmiştir. Filtre ve gözleyicinin sistemi yakalayıp takip ettiği garantilendikten sonra ise gürültülü ve gürültüsüz ortamda yapılan simülasyonlar sisteme farklı frekanslara sahip sinüs sinyalleri giriş olarak verilerek tamamen tekrarlanmıştır. Her iki durumda da filtre ve gözleyici performansları kıyaslanmıştır. Böylece boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen bir insansız hava aracı için durum kestirim çalışması yapılmış, Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici performansları literatüre kazandırılmıştır. Söz konusu tez çalışması Luenberger Gözleyici'nin gürültüsüz ortam için tasarlanan bir gözleyici olduğunu, ortamda belirsizlik olmadığı durumlarda mükemmel yakın çalıştığını, Kalman Filtresinin ise stokastik ortamlarda durum kestirimi konusunda çok yüksek performansa sahip olduğunu kanıtlamıştır.

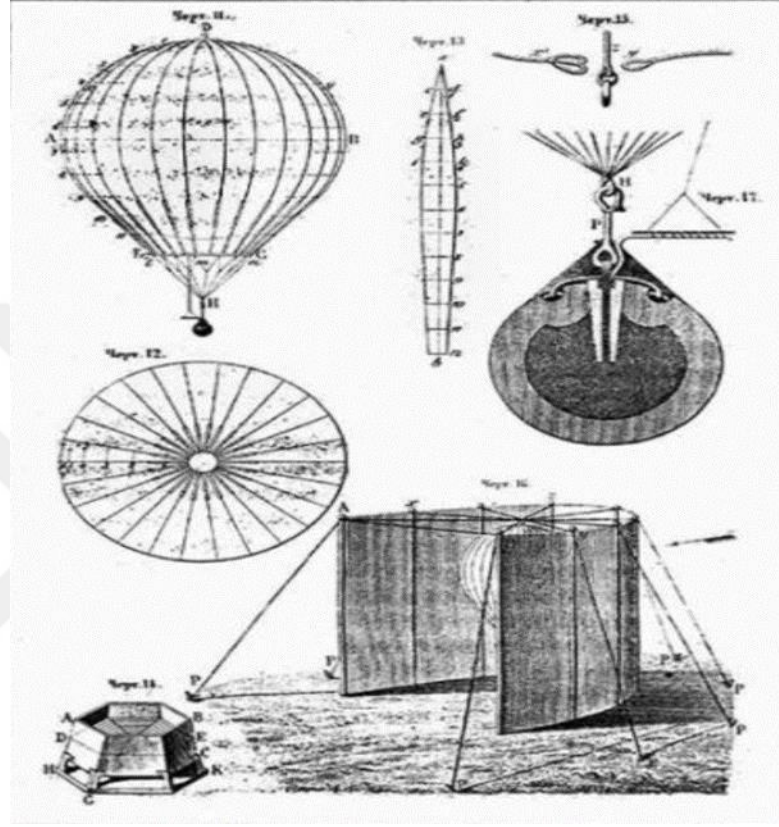




## 2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

### 2.1 Geçmişten Günümüze İnsansız Hava Araçları

Bir İHA'nın tarihte bilinen ilk kullanımı, 1849 yılında Avusturyalıların patlayıcılarla doldurdukları balonlarla Venedik'e saldırmasıyla başlar. Kullanılan patlayıcı dolu balon Resim 2.1'de gösterilmektedir.



Resim 2.1: Montgolfier kardeşlerin sıcak hava balonu [54]

1900'lü yıllar öncesi dönemi ele aldığımızda, 2 adet insansız hava aracı kullanımını görmek mümkündür. Bunlar sırasıyla 1863 yılında Amerika Birleşik Devletleri'nde Perley'in zaman ayarlı bomba taşıyan insansız hava balonu ve 1883 yılında Archibald'ın ilk hava fotoğrafını çeken uçurmasıdır.

1910'lu yıllarda ise, Amerika Birleşik Devletleri'ndeki bilim insanları İHA konusundaki çalışmalarını devam ettirmiş ancak I. Dünya Savaşı'nın sona ermesi sebebiyle bu dönemde geliştirilen İHA'lar savaş alanında kullanılamamıştır. Bu çalışmalardan öne çıkanlardan biri Kettering'in geliştirdiği Torpido Uçağı'dır. Bu uçak 150 kg ağırlığında bomba taşıma yeteneğine sahipken, öne çıkan diğer çalışmalardan biri olan Sperry'nin geliştirdiği jiroskopik stabilizör takılı Curtiss N-9

uçağı 150 kg'lık bombayı 50 mil uçuş kabiliyetine sahiptir. Kettering'in Torpido Uçağı Resim 2.2'de gösterilmiştir.



Resim 2.2: Kettering'in torpido uçağı [55]

I. Dünya Savaşı'nın sona ermesi İHA çalışmalarını yavaşlatsa da 1930'lu yıllarda İHA'lar eğitim amacıyla askeriyede kullanılmaya başlandı. Böylece bilim insanları İHA geliştirme çalışmalarına devam ettiler. Bu çalışmalardan bazıları Resim 2.3'de gösterilen DH.82B Queen Bee Hedef Uçağı ve Reginald Denny QQ Hedef Uçağı'dır.



Resim 2.3: DH.82B Queen Bee hedef uçağı [56]

1940'lı yıllara gelindiğinde ise II. Dünya Savaşı'nda kullanılmak üzere İHA geliştirme çalışmaları hızlanmıştır. Bunun en büyük sebebi ise, II. Dünya Savaşı'nda Almanya'nın geliştirdiği 900 kg'lık bomba taşıyabilen V-1'dir. V-1 Füzesi Resim 2.4'de verilmektedir. ABD ise Almanların bu geliştirdiği V-1'i etkisiz hale

getirebilmek için PB4Y-1 ve B-17 bombardıman uçaklarını geliştirmiştir. Ayrıca yine ABD tarafından geliştirilen bir başka İHA, Japonya'ya karşı kullanılmıştır.



Resim 2.4: Almanya'nın geliştirdiği V-1 füzesi [57]

1950 ve 60'lı yıllara gelindiğinde İHA'nın kullanım amacında ve yeteneklerinde önemli farklılıklar oluşmaya başlamıştır. Söz konusu dönemde İHA'lar eğitim amacının yanında keşif amacıyla da kullanılmaya başlanmıştır. Ayrıca İHA'lara geri dönüş yeteneği de kazandırılarak fonksiyonellikleri ciddi oranda artırılmıştır. Bu dönemde geliştirilen İHA'lardan bazıları ABD tarafından geliştirilen SD-1 ve QH-50 İHA Sistemleridir. ABD'nin geliştirdiği QH-50 Resim 2.5'de gösterilmektedir. Söz konusu İHA'lar keşif amaçlı da kullanıldıkları için, İHA'ların faydalı yüküne kamera da eklenmiştir.



Resim 2.5: Gyrodyne denizaltı karşıtı insansız helikopter [58]

1970'li yıllara gelindiğinde ise ABD geliştirdiği İHA'lara yeni yetenekler kazandırmaya devam ederken, diğer ülkeler de İHA geliştirme çalışmaları başlattı. Örneğin İsrail, ABD'den satın aldığı Firebee isimli İHA'ları fonksiyonellik açısından değiştirip geliştirdi. İsrail'in Firebee isimli İHA'sı Resim 2.6'da gösterilmektedir.



Resim 2.6: İsrail'in modifiye ettiği Firebee [59]

İsrail'in 1970'li yıllarda başlayan İHA geliştirme çalışmaları 1980'li yıllarda da artarak devam etti. 1978 yılında Resim 2.7'de gösterilen İsrail Scout isimli İHA Sistemini geliştirdi. Söz konusu sistem piston motorlu cam elyaf malzemeden yapılmıştır.



Resim 2.7: Scout [60]

Yakın geçmişe gelindiğinde ise İHA teknolojisi tüm dünyada etkin bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Neredeyse tüm dünya ülkeleri yatırımlarının çok büyük bir kısmını İHA sistemlerini araştırıp geliştirmek için ayırmıştır.

## **2.2 İnsansız Hava Araçlarının Sınıflandırılması**

Literatürde İHA'ların sınıflandırılması için kesin bir yaklaşım mevcut değildir. İHA'lar farklı yaklaşımlarla farklı şekillerde sınıflandırılabilir. Bu yaklaşımlardan bazıları, İHA'ların kullanım alanlarına göre, boyutlarına ve ağırlıklarına göre, uçuş

yüksekliğine ve hızına göre, İHA'nın kanat ve motor tipine göre, havada kalma süresine göre sınıflandırmadır. Bu tez çalışmasında İHA'lar aşağıdaki gibi sınıflandırılmıştır.

### **2.2.1 Mikro İHA'lar**

Maksimum kalkış ağırlığı 2 kg'dır [37]. Yaklaşık 1 saat havada kalma süreleri vardır. Yaklaşık 250 m uçuş irtifasına sahiptirler. Keşif ve görüntüleme amacıyla öncelikli olarak Özel Kuvvetler ve İstihbarat Örgütleri tarafından kullanılır [38].

### **2.2.2 Mini İHA'lar**

Maksimum kalkış ağırlığı 20 kg'dan az olan İHA'lardır. Havada kalma süreleri 2 saatten azdır [39]. Uçuş irtifası 150 m ile 300 m arasında olan İHA'lardır. Genellikle film ve yayın endüstrisi, tarımsal faaliyetler için kullanılırlar [40]. Ayrıca Kara Kuvvetler ve Deniz Kuvvetleri tarafından elektronik harp ve muharebe irtibatı amacıyla da kullanımları mevcuttur.

### **2.2.3 Küçük İHA'lar**

Maksimum kalkış ağırlığı 20 kg'dan büyük olan İHA'lardır. Yaklaşık 5000 ft uçuş irtifasına sahiptirler. Askeri amaçlı olarak Kara Kuvvetleri, Deniz Kuvvetleri ve Deniz Piyade'leri tarafından kullanılırlar.

### **2.2.4 Taktiksel İHA'lar**

Maksimum kalkış ağırlığı 150 kg'dan başlayıp 1500 kg'a kadar artabilen İHA'lardır. Maksimum uçuş irtifaları ise 3000 m ile 8000 m arasında değişmektedir. Maksimum 48 saat havada kalabilirler. Taktiksel İHA'lar da Küçük İHA'lar gibi Kara Kuvvetleri, Deniz Kuvvetleri ve Deniz Piyade'leri tarafından kullanılırlar [41].

### **2.2.5 Stratejik İHA'lar**

Stratejik İHA'ların boyutları ise Taktiksel İHA'lara göre daha büyüktür. 2500 kg'dan başlayıp 12500 kg'a kadar farklı kalkış ağırlığına sahip çeşitleri mevcuttur. Maksimum uçuş irtifası 15000 m ile 20000 m arasında değişen bu İHA'lar yaklaşık 48 saat havada kalabilirler. Stratejik İHA'lar genellikle Hava Kuvvetleri tarafından kullanılır [41].

### **2.2.6 Özel Görev İHA'ları**

Hava ve Deniz Kuvvetleri tarafından özel görevler için kullanılan İHA'lardır. Görev çeşitlerine göre boyutları, havada kalma süreleri ve maksimum uçuş irtifaları değişmektedir.

### **2.3 İHA Sistemlerinin Bileşenleri**

İHA Sistemlerinin en önemli unsurları aşağıda listelendiği gibi hava aracı, faydalı yük, hava veri terminali, yer veri terminali ve yer kontrol istasyonudur [42].

- Hava Aracı
- Faydalı Yük
- Hava Veri Terminali
- Yer Veri Terminali
- Yer Kontrol İstasyonu

#### **2.3.1 Hava aracı**

İHA Sistemi'nde kullanılan kullanım amacına göre farklılık gösteren faydalı yükü veya yükleri üzerinde taşıyan unsurdur. Ayrıca görevini yerine getirebilmek için özelleştirilmiş elektronik ve yazılım tabanlı alt sistemlerden oluşur.

#### **2.3.2 Faydalı yük**

İHA Sistemi'nde hava aracı unsurunun kullanım amacına göre çeşitlenen ve hava aracının görevini yerine getirmesini sağlayan ekipmanlardır. Kamera sistemleri, patlayıcılar, lazer mesafe ölçerler, füze veya ilaçlar faydalı yüklere verilecek örnekler arasındadır.

#### **2.3.3 Hava veri terminali**

Hava aracının dahili olarak bünyesinde bulundurduğu bir unsurdur. Hava aracında bulunan sensor verilerinin Yer Kontrol İstasyonuna iletilebilmesi amacıyla mevcut verileri Yer Veri Terminali'ne aktarmakla görevlidir. Ayrıca Yer Kontrol İstasyonu tarafından iletilen kontrol komutlarını hava aracının ilgili bölümlerine aktarılmasını sağlar.

### 2.3.4 Yer veri terminali

Yer Kontrol İstasyonu ile Hava Veri Terminali arasındaki çift yönlü haberleşmeyi sağlayan unsurdur. Hava Aracı'nın uçuşu süresince Hava Aracı ile haberleşmesini sağlayacak gerekli donanımlara ve yazılımlara sahiptir.

### 2.3.5 Yer kontrol istasyonu

Yer Kontrol İstasyonu Hava Aracı'na iletilecek Hava Aracı'nın görevini yerine getirmesini sağlayan gerekli komuta, kontrol ve izleme fonksiyonlarının gerçekleştirildiği unsurdur.

## 2.4 İHA Hareket Eksenleri

Bir İHA'nın temelde 3 farklı hareket eksenine bulunmaktadır. Bunlar Boylamsal Eksen, Yatay Eksen ve Dikey Eksendir [43]. Bu eksenler Resim 2.8'de gösterilmiştir. Bu eksenlerde yapılan hareketler ve İHA'nın bu hareketleri sonucunda oluşan momentler ve söz konusu hareketleri kontrol eden kontrol yüzeyleri sırasıyla 2.4.1, 2.4.2 ve 2.4.3 bölümlerinde açıklanmıştır.

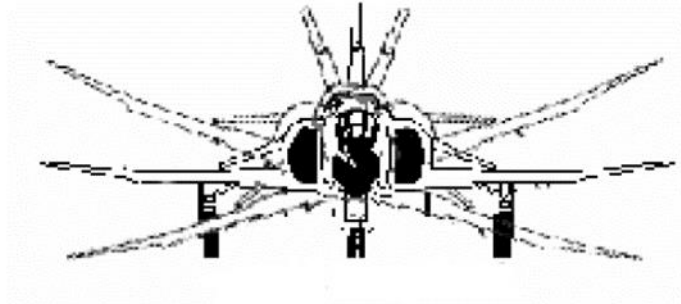


Resim 2.8: Uçağın hareket eksenleri [61]

### 2.4.1 Boylamsal eksen

Boylamsal eksen uçağın ağırlık merkezinden geçen, uçağın kuyruğundan başlayıp burununa kadar uzanan eksendir. Uçağın boylamsal eksenini etrafında yaptığı hareketler (Roll) yatış hareketi olarak tanımlanırken uçak bu eksen etrafında yaptığı hareketlerle Rolling momentler oluşturur. (L) Uçağın boylamsal eksen etrafında sağa

veya sola yaptığı yatış hareketleri farklı yatış momentlerinin oluşmasını sağlar. Örneğin Pozitif Rolling moment oluşması için uçak sağ tarafa yatış hareketi yaparken, negatif Rolling moment için uçak sol tarafa hareket eder. Aileron, elevon ve spoiler uçağın boylamsal eksen etrafındaki hareketini kontrol eder. Uçağın yatış hareketi Resim 2.9’da gösterilmiştir.



Resim 2.9: Uçağın yatış hareketi [61]

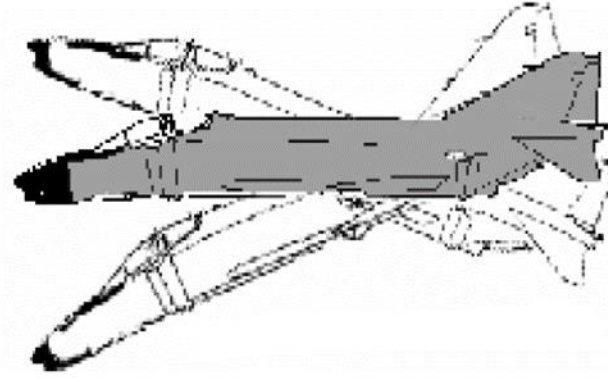
#### 2.4.2 Enlemsel eksen

Yatay eksen uçağın ağırlık merkezinden geçen ve iki kanadı arasında uzanan eksen olarak tanımlanır. Uçağın yatay eksen etrafında yaptığı hareketlere yunuslama (pitch) denir. Uçağın yunuslama hareketi sonucunda ise yunuslama momenti oluşur (M). Eğer uçağın burnu yukarı doğru ise yani yunuslama hareketi uçağın kalkış pozisyonunu anımsatıyorsa, pozitif yunuslama momenti oluşur. Tam tersine uçağın burnu aşağıda kuyruğu kalkık ise negatif yunuslama momenti oluşur. Uçağın yatay eksen etrafındaki hareketi ise elevator ve stabilizator yardımıyla kontrol edilir. Uçağın yunuslama hareketi Resim 2.10’da gösterilmiştir.

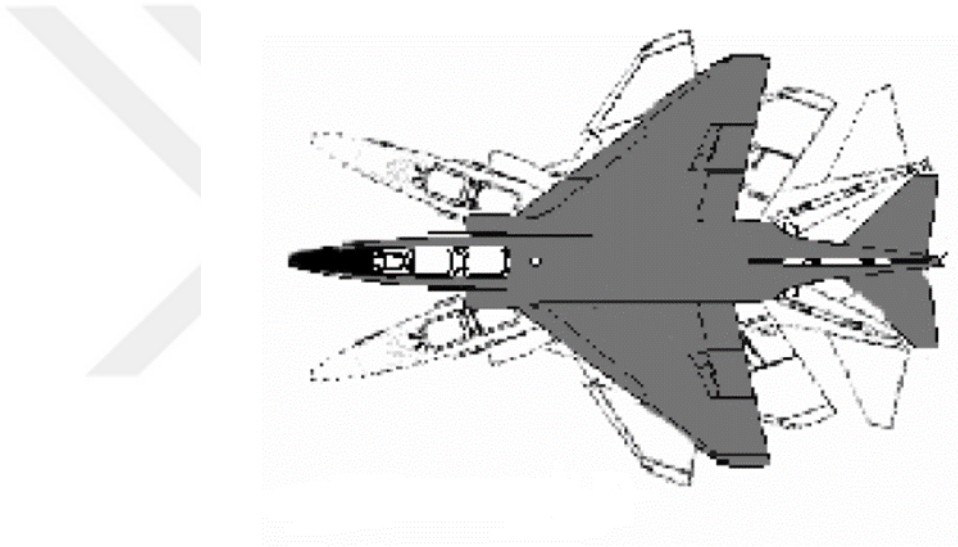
#### 2.4.3 Dikey eksen

Dikey eksen tıpkı uçağın diğer hareket eksenleri gibi uçağın ağırlık merkezinden geçer. Fakat bu eksen uçağın boylamsal eksenine dik olarak uzanır. Uçağın dikey eksen etrafındaki hareketine sapma (yaw) denir ve sapma hareketi uçağa sapma momenti kazandırır. Uçağın pozitif sapma momentine sahip olması için sağa, negatif sapma momenti için ise sola sapma hareketinde bulunması gerekir. Uçağın istikamet dümenleri (rudder) ise uçağın dikey eksen etrafındaki hareketinin kontrolünü sağlar. Uçağın sapma hareketi Resim 2.11’de gösterilmiştir.





Resim 2.10: Uçağın yunuslama hareketi [61]



Resim 2.11: Uçağın sapma hareketi [61]

## 2.5 Uçağa Etki Eden Kuvvetler

Bir hava aracının uçuşu süresince bu hava aracına etki eden 4 farklı kuvvet bulunmaktadır [44]. Bu kuvvetler Resim 2.12’de verildiği ve aşağıda sırasıyla açıklandığı gibi itme kuvveti, yerçekimi kuvveti, geri sürüklenme kuvveti ve kaldırma kuvvetidir.

### 2.5.1 İtme kuvveti

Uçağın sahip olduğu motorlar sayesinde oluşan kuvvettir. Uçağın havada ileri doğru itilmesini sağlar.

### 2.5.2 Yerçekimi kuvveti

Uçağın sahip olduğu ağırlık ve yerçekimi kuvvetinin etkisi ile uçak aşağı doğru çekilme eğilimindedir.

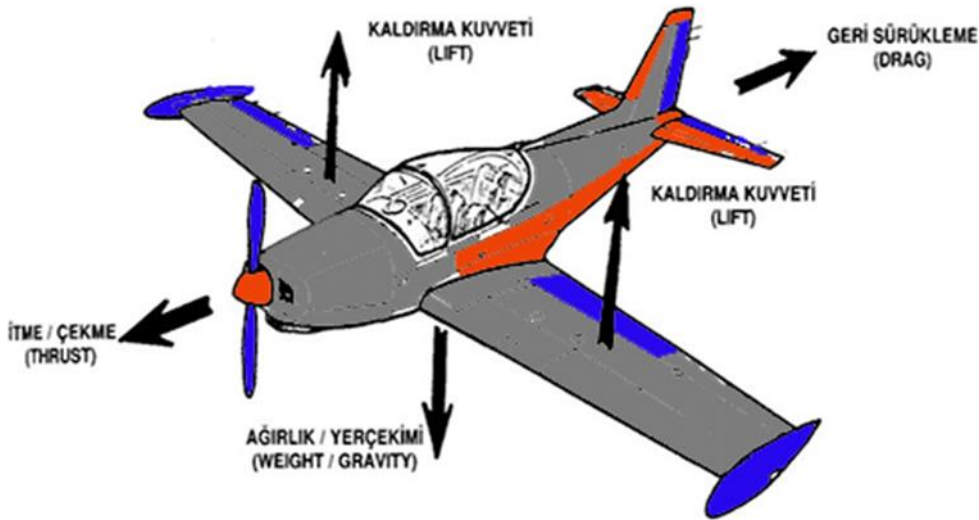
### 2.5.3 Geri sürüklenme kuvveti

Uçağın ileri doğru olan itme kuvvetiyle tam ters yönde olan kuvvettir.

### 2.5.4 Kaldırma kuvveti

Uçağın sahip olduğu kanatların hava akımında basınç farkından dolayı oluşan kuvvettir. Kaldırma kuvveti uçağın iç ve dış kanat yüzeylerinin basınç farkına bağlıdır. Uçağın bombeli yapıya sahip kanatları sayesinde, hava akımının uçağın kanadının dış yüzeyinden kat etmesi gereken mesafe, iç yüzeydekinden fazladır. Bu nedenle uçağın kanadının dış yüzeyinden akan hava iç yüzeyinden akan havaya göre daha hızlıdır ve dış yüzeyindeki basınç iç yüzeyinden azdır. Kanadın iç yüzeyindeki basıncın artması uçağın aşağıdan yukarı itilmesini ve uçakta kaldırma kuvvetinin oluşmasını sağlar.

Bir uçağın havada kalması temelde uçağın sahip olduğu kaldırma kuvvetine bağlıdır. Eğer uçağın kanatlarının kaldırma gücü uçağın toplam ağırlığına eşit veya toplam ağırlığından büyükse uçak havada kalır ve uçar.



Resim 2.12: Uçağa etki eden kuvvetler [62]

### 3. İNSANSIZ HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELLENMESİ

#### 3.1 Amaç

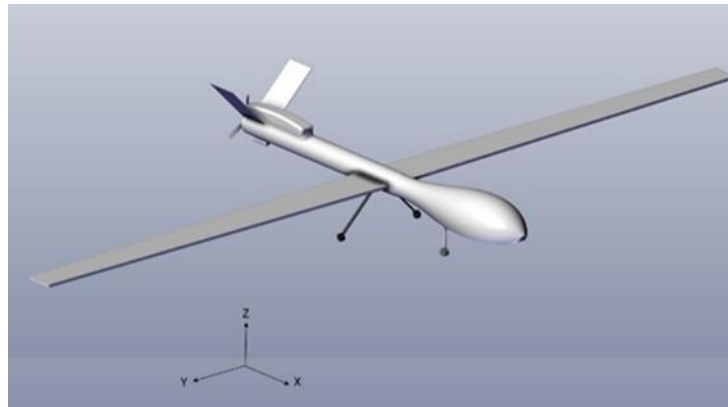
Tez çalışmasının bu bölümünde bir insansız hava aracına etkiyen kuvvet ve momentlerden bahsedilecektir. Bu kuvvet ve momentler matematiksel olarak ifade edilecek ve bu denklemler kullanılarak insansız hava aracının boylamasına ve enlemesine durum uzayı gösterimleri elde edilecektir.

Hava aracının dinamik denklemleri ataletsel ve aerodinamik kuvvet ve momentlerin birleşiminden oluşur. Bir hava aracının uçuşu süresinde kendisi ve hava arasında bir hız farkı mevcuttur. Bu hız farkı havanın araca bir aerodinamik kuvvet etki etmesini ve bu kuvvet sonucunda da referans bir noktaya göre aerodinamik bir moment oluşturmasına neden olur.

Bir insansız hava aracının aerodinamik kuvvet ve momentlerden oluşan dinamik denklemlerinin elde edilebilmesi için bir takım ön kabuller yapılmalıdır. Bunlar aşağıda listelenmiştir.

- İHA'nın kütlesi sabit kabul edilmelidir.
- İHA'nın etrafındaki hava akışı uniform olmalıdır.
- İHA kendisine etkiyen kuvvet ve momentler altında şekil değiştirmemelidir.
- Atmosfer Dünya yüzeyine dik kabul edilmelidir.

Bir İHA'nın eksenleri Şekil 3.1'de gösterilmiştir.



Şekil 3. 1: İHA ve eksenleri

Şekil 3.1’de görüldüğü gibi, X eksenini uçağın burnu boyunca uzandırırken, Y eksenini uçağın sağ kanat doğrultusunda. Z eksenini ise XY düzlemine dik olup, İHA’nın ağırlığından dolayı oluşan yerçekimi kuvveti ile aynı yöndedir.

### 3.2 Hava Aracının Ataletsel Kuvvet ve Moment Denklemleri

İHA’nın aerodinamik ve ataletsel kuvvet ve moment denklemleri Newton’ın ikinci yasası kullanılarak elde edilmiştir. Newton’ın ikinci yasasına göre, İHA’ya etkiyen dış kuvvetlerin toplamı oluşan momentumun zamana göre değişimine yani zamana göre türevine eşitken, İHA üzerine etkiyen momentum toplamı ise açısal momentumun zamana göre değişimine yani zamana göre türevine eşittir [45]. Tezin bu bölümünde verilen ataletsel kuvvet ve momentleri ifade eden denklemler 45 numaralı referans kullanılarak elde edilmiştir.

Buna göre;

$$\Sigma F = \frac{d}{dt}(mV_T) \quad (3.1.1)$$

$$\Sigma M = \frac{d}{dt}H \quad (3.1.2)$$

İHA’nın kütlelerinin sabit olduğu varsayıldığından, 3.1.1 numaralı denklem 3.1.3 şeklinde yazılabilir.

$$\Sigma F = m \frac{d}{dt}(V_T) \quad (3.1.3)$$

Üç boyutlu doğrusal hız vektörünün zamana göre değişim denklemi (3.1.4)’de verilmiştir.

$$\frac{d}{dt}V_T = I_{V_T} \frac{d}{dt}V_T + \omega \times V_T \quad (3.1.4)$$

Hız vektörünün zamana göre türev denkleminin ikinci ve üçüncü bileşeni olan  $\omega$  ve  $V_T$  3.1.5 numaralı ve 3.1.6 numaralı denklemlerde i, j ve k birim vektörleri cinsinden elde edilmiştir.

$$\omega = iP + jQ + kR \quad (3.1.5)$$

$$V_T = iU + jV + kW \quad (3.1.6)$$

3.1.3 numaralı denklemi 3.1.6 numaralı denklemi kullanarak yeniden yazdığımızda 3.1.7 numaralı denklemi elde ederiz.

$$I_{V_T} \frac{d}{dt} V_T = i\dot{U} + j\dot{V} + k\dot{W} \quad (3.1.7)$$

3.1.4 numaralı denklem ile verilen hız vektörünün zamana göre değişim denkleminde verilen hava aracının lineer hızı ve açısal hızının vektörel çarpımı 3.1.8 numaralı denklemde verilmiştir.

$$\omega \times V_T = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ U & V & W \end{vmatrix} = i(WQ - VR) + j(UR - WP) + k(VP - UQ) \quad (3.1.8)$$

Bu durumda 3.1.3 numaralı denklem 3.1.7 ve 3.1.8 numaralı denklemler kullanılarak 3.1.9 numaralı denklem olarak tekrar yazılır.

$$\Sigma F = im(\dot{U} + WQ - VR) + jm(\dot{V} + UR - WP) + km(\dot{W} + VP - UQ) \quad (3.1.9)$$

İHA üzerinde etkiyen toplam dış momentumun açısal momentumun zamana göre değişimi olduğundan bahsetmiştik. Bunun için açısal momentum'un denklemlerini elde etmemiz gerekmektedir.

Artım momentumu 3.1.10 numaralı denklemde verilmiştir.

$$dM = (\omega \times r) dm \quad (3.1.10)$$

Lineer momentum ve momentum kolunun çarpımı ise 3.1.11 numaralı denklemde verilmiştir.

$$dH = r \times (\omega \times r) dm \quad (3.1.11)$$

Açısal momentum H'yi elde etmek için 3.1.11 numaralı denklemin integralini almak gerekmektedir. Bu integral ifadesi ise 3.1.12 numaralı denklemde verilmiştir.

$$H = \int r \times (\omega \times r) dm \quad (3.1.12)$$

$$r = ix + jy + kz \quad (3.1.13)$$

$$\omega \times r = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ x & y & z \end{vmatrix} = i(zQ - yR) + j(xR - zP) + k(yP - xQ) \quad (3.1.14)$$

Bu durumda  $r \times (\omega \times r)$  ifadesi 3.1.15 numaralı denklemdeki halini alır.

$$\begin{aligned} r \times (\omega \times r) &= \begin{vmatrix} i & j & k \\ x & y & z \\ zQ - yR & xR - zP & yP - xQ \end{vmatrix} \\ &= i[(y^2 + z^2)P - xyQ - xzR] + j[(z^2 + x^2)Q - yzR - xyP] \\ &\quad + k[(x^2 + y^2)R - xzP - yzQ] \end{aligned} \quad (3.1.15)$$

3.1.15 numaralı denklem 3.1.12 numaralı denklemde yerine koyulduğunda açısal momentum H 3.1.16 numaralı denklemdeki şekliyle elde edilir.

$$\begin{aligned} \int i [(y^2 + z^2)P - xyQ - xzR] dm + \int j [(z^2 + x^2)Q - yzR - xyP] dm \\ + \int k [(x^2 + y^2)R - xzP - yzQ] dm \end{aligned} \quad (3.1.16)$$

Böylece  $H_x$ ,  $H_y$  ve  $H_z$  3.1.17 numaralı denklemdeki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} H_x &= PI_x - RJ_{xz} \\ H_y &= QI_y \\ H_z &= RI_z - PJ_{xz} \end{aligned} \quad (3.1.17)$$

İHA'ya etkiyen toplam dış momentumu 3.1.18 numaralı denklemde gibi yazılır.

$$\Sigma M = I_H \frac{dH}{dt} + \omega \times H \quad (3.1.18)$$

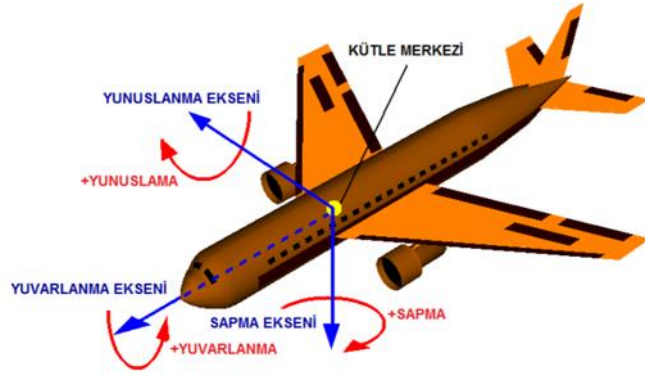
Bu durumda  $\omega \times H$  3.1.19 numaralı denklemdeki gibi elde edilir.

$$\omega \times H = \begin{vmatrix} i & j & k \\ P & Q & R \\ H_x & H_y & H_z \end{vmatrix} = i(QH_z - RH_y) + j(RH_x - PH_z) + k(PH_y - QH_x) \quad (3.1.19)$$

Böylece İHA'ya etkiyen toplam momentumu yalpalama, yunuslama ve sapma momentleri cinsinden 3.1.20'deki gibi yazabiliriz.

$$\begin{aligned} \sum L &= \dot{P}I_x - \dot{R}J_{xz} + QR(I_z - I_y) - PQJ_{xz} \\ \sum M &= \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)J_{xz} \\ \sum N &= \dot{R}I_z - \dot{P}J_{xz} + PQ(I_y - I_x) + QRJ_{xz} \end{aligned} \quad (3.1.20)$$

İnsansız hava aracının yalpalama, yunuslama ve sapma momentleri Resim 3.1 gösterilmiştir.



Resim 3.1: Uçağın hareket eksenleri ve oluşan momentler [46]

### 3.3 Hava Aracının Aerodinamik Kuvvet ve Momentleri

Bir çeşit uçak sayılan insansız hava aracının havadaki seyri esnasında araç ile hava arasında bulunan hız farkı sebebiyle hava insansız hava aracına aerodinamik bir kuvvet uygular. Bu kuvvet belirli bir nokta referans alındığında ise aerodinamik bir momente dönüşür.

Söz konusu aerodinamik kuvvet ve momentler her koşulda aynı ve sabit değildir. İnsansız hava aracının yapısı, hava aracının havadaki seyri esnasındaki hava koşulları aerodinamik kuvvet ve momentin değerini etkiler.

Bunlar dışında aerodinamik kuvvet ve momentlerler birden fazla parametreye bağlıdır. Bu parametrelerin başında aerodinamik açı olan hücum açısı ve yana kayma açısı, Mach sayısı, hava aracının bulunduğu yükseklik ve kontrol yüzeylerindeki sapma ve itki katsayıları gelmektedir.

Aerodinamik kuvvet ve momentleri etkileyen parametreleri formülize edebilmek için bu parametrelerin kararlılık türevlerinin matematiksel ve doğrusal olarak ifade edilmesi gerekmektedir. Tezin bu bölümünde verilen aerodinamik kuvvet ve momentleri ifade eden denklemler 45 numaralı referans kullanılarak elde edilmiştir.

İnsansız hava aracına etkiyen kuvvet denklemleri 3.1.21 numaralı denklemde verilmiştir. Bu denklemlerde bulunan  $X_A$ ,  $Y_A$  ve  $Z_A$  X, Y, Z eksenlerindeki aerodinamik kuvvetlerdir. Bu kuvvet denklemlerinde yer alan itki kuvvetleri ise  $X_T$ ,  $Y_T$  ve  $Z_T$  olarak gösterilmektedir.

$$\begin{aligned}\dot{U} &= RV - QW - g_D \sin \theta + (X_A + X_T)/m \\ \dot{V} &= -RU + PW + g_D \sin \phi \cos \theta + (Y_A + Y_T)/m \\ \dot{W} &= QU - PV + g_D \cos \phi \cos \theta + (Z_A + Z_T)/m\end{aligned}\tag{3.1.21}$$

Kuvvet denklemlerinden sonra moment denklemlerine baktığımızda, moment denklemlerinin yunuslama momenti, yuvarlanma momenti ve sapma momentinin birer fonksiyonu olduğunu görürüz. Ayrıca 3.1.22 numaralı denklemlerde ifade edilen moment denklemleri kütlelesel atalet momentleri ve gövde eksen takımına göre açısal oranlara bağlıdır.

$$\begin{aligned}\Gamma \dot{P} &= J_{xz}[J_x - J_y + J_z]PQ - [J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2]QR + J_zL + J_{xz}N \\ J_y \dot{Q} &= (J_z - J_x)PR - J_{xz}(P^2 - R^2) + M \\ \Gamma \dot{R} &= [(J_x - J_y)J_x + J_{xz}^2]PQ - J_{xz}[J_x - J_y + J_z]QR + J_{xz}L + J_xN\end{aligned}\tag{3.1.22}$$

Dihedral açısı olarak tanımlanan  $\Gamma$  ise 3.1.23 numaralı denklemde matematiksel olarak ifade edilmiştir.



$$I_x J_z - J_{xz}^2 \quad (3.1.23)$$

Kinematik denklemler ise 3.1.24 numaralı denklemde Euler açıları ve gövde eksen takımına göre açısal oranların birer fonksiyonu olarak formülize edilir.  $\phi$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= P + \tan \theta (Q \sin \phi + R \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (Q \sin \phi + R \cos \phi) / \cos \theta \end{aligned} \quad (3.1.24)$$

Yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşen açılar seyrüsefer denklemleri ile ifade edilir. Bu denklemler 3.1.25 numaralı denklemde matematiksel olarak gösterilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{p}_N &= U c \theta c \psi + V(-c \phi s \psi + s \phi s \theta c \psi) + W(s \phi s \psi + c \phi s \theta c \psi) \\ \dot{p}_E &= U c \theta s \psi + V(c \theta c \psi + s \phi s \theta c \psi) + W(-s \theta c \psi + c \phi s \theta s \psi) \\ \dot{h} &= U s \theta - V s \phi c \theta - W c \phi c \theta \end{aligned} \quad (3.1.25)$$

### 3.4 İHA'nın Doğrusal Modellenmesi

Tezin bundan önceki bölümlerinde, insansız hava aracının ataletsel ve aerodinamik kuvvet ve moment denklemleri kullanılarak hava aracının hareket denklemleri ve dinamiği elde edilmiştir.

Bir hava aracının uçuş kontrolünün yapılabilmesi için söz konusu hava aracının belirli uçuş koşullarında mevcut dinamiğinin doğrusal olarak ifade edilmesi gerekmektedir. Bu nedenle söz konusu İHA için Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici tasarımı yapılmadan önce sistem cebirsel olarak doğrusallaştırılmıştır.

İHA'nın doğrusal olmayan modelindeki durum denklemlerinin denge noktası etrafında (sistemin durum değişkenleri ve giriş yani kontrol sinyalinin denge noktasındaki değerleri) Taylor Serisi açılımı yapılır ve sadece doğrusal olan terimler alınarak sistem bir nevi doğrusal olarak yaklaşılanır. İHA'nın denge noktası kararlı hal uçuş modunda olduğu durumda elde edilir. Bir diğer deyişle, İHA sisteminin tüm

hareket parametreleri ve hareket sonucu oluşan moment değişkenlerinin de sıfır yada sabit olması anlamına gelmektedir.

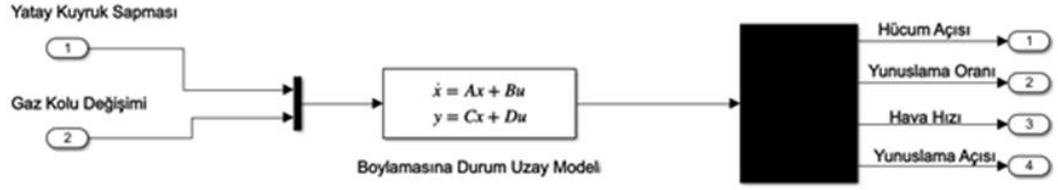
İHA'nın doğrusal olmayan durum denklemlerinin denge noktası etrafında Taylor Serisi açılımı yapıldığında sistemin durum vektörleri ve kontrol vektörleri yani giriş vektörlerinden sapmaların olduğu durumda sistemin davranışlarını incelemek gerekmektedir. Denge noktasındaki durum vektörü ve kontrol vektöründen sapma miktarları doğrusal denklemler halinde ifade edilerek sistem denge noktası etrafında doğrusallaştırılır.

### 3.4.1 Boylamasına durum uzay modeli

İHA'nın boylamasına durum uzayını oluşturan denklemlerin kaynağı, İHA'nın yunuslama momenti, yunuslama açısı ve x ve z ekseninde oluşan kuvvetlerdir. İHA'nın boylamasına durum uzay modeline bakıldığında durum değişkenleri x matrisinde saklanırken, dinamik sisteme uygulanan giriş değerleri u matrisinde tutulur. Boylamasına durum uzay modelinde İHA'ya uygulanan 2 adet giriş sinyali bulunurken, sistemde 4 adet durum değişkeni mevcuttur. Giriş sinyalleri yatay kuyruktaki sapma ve gaz kolu değişimidir [47]. Durum değişkenleri ise sırasıyla hücum açısı, yunuslama oranı, havanın hızı ve yunuslama açısıdır [47]. İHA'nın boylamasına durum uzay modeli Şekil 3.2'de gösterilmiştir.

Boylamasına durum uzay modelinde bulunan A matrisi 4x4 boyutunda bir kare matristir. Bunun nedeni boylamasına durum uzayı gösteriminde sistemin 4 adet durum değişkeninin bulunmasıdır. B matrisi ise sistemin 4 durum değişkeni ve 2 adet giriş sinyali bulunduğu için 4x2 boyutunda bir matristir. İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki boylamsal katsayı matrisleri (3.4.1) ve (3.4.2)'de verilmiştir [47].

Bu tez çalışmasında Kalman Filtresi ve Luenberger gözleyicinin kestirmesini istediğimiz durum değişkenleri İHA'nın boylamasına durum uzay modelinde bulunan durum değişkenleridir. Bu çalışma için İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin seçilmesinin temel nedeni ise İHA'nın kritik uçuş parametrelerinden biri olan hücum açısı ve yunuslama açısının daha yakından incelenmek istenmesidir. Söz konusu durum değişkenleri ise hava aracının boylamasına durum uzay modelinde bulunmaktadır. Bu nedenle boylamasına durum uzay modeli seçilmiştir.



Şekil 3. 2: İHA'nın boylamasına durum uzay modeli

$$E = \begin{bmatrix} V_{Te} - Z_\alpha & 0 & 0 & 0 \\ -M_\alpha & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} Z_{\delta e} & -X_{\delta t} \sin(\alpha_e + \alpha_T) \\ M_{\delta e} & M_{\delta t} \\ X_{\delta e} & X_{\delta t} \cos(\alpha_e + \alpha_T) \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(3.4.1)

$$A = \begin{bmatrix} Z_\alpha & V_{Te} + Z_q & Z_v - X_{Tv} \sin(\alpha_e + \alpha_T) & -g_D \sin \gamma_e \\ M_\alpha + M_{Te} & M_q & M_v + M_{Tv} & 0 \\ X_\alpha & 0 & X_v + X_{Tv} \cos(\alpha_e + \alpha_T) & -g_D \cos \gamma_e \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

(3.4.2)

İHA'nın boylamasına durum uzayı gösteriminde bulunan  $X_{\delta e}$ ,  $X_{\delta t}$ ,  $X_\alpha$ ,  $X_q$ ,  $Z_{\delta e}$ ,  $Z_\alpha$ ,  $Z_q$ ,  $M_{\delta e}$ ,  $M_{\delta t}$ ,  $M_\alpha$ ,  $M_q$ ,  $X_{TV}$ ,  $M_{TV}$ ,  $M_{Te}$ ,  $X_v$ ,  $Z_v$ ,  $M_v$  sembolleri kararlılık türevlerinin katsayılarıdır.

İHA'nın denge durumundaki değerleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1: İHA'nın Denge Durumundaki Durum Değerleri

Durum	Değer
Hücum Açısı ( $\alpha$ )	$8 * \pi / 180$
Yunuslama Oranı ( $q$ )	0
Hava Hızı ( $V_{Te}$ )	40 m/s
Yunuslama Açısı ( $\theta$ )	$12 * \pi / 180$

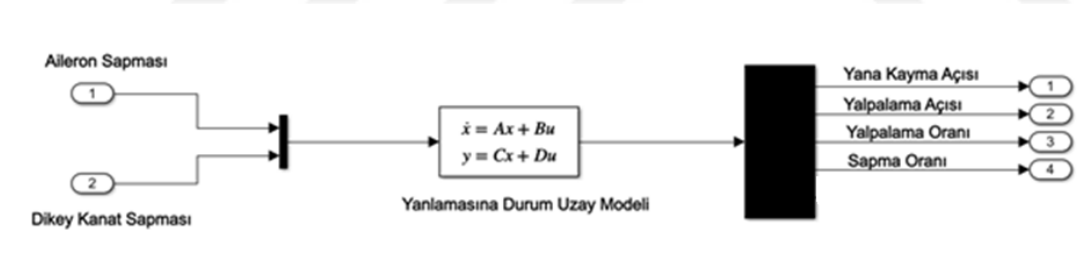
### 3.4.2 Yanlamasına durum uzay modeli

İHA'nın yanlamasına durum uzay modeli de tıpkı boylamasına durum uzay modeli gibi sistemde oluşan momentlerden kaynaklanmaktadır. Yanlamasına durum uzay modelini oluşturan moment ise yuvarlanma momenti, yuvarlanma açısı, sapma momenti ve yanal kuvvetlerdir.

İHA'nın yanlamasına durum uzay modelinde de tıpkı boylamasına durum uzay modeli gibi 2 adet giriş sinyali bulunurken 4 adet durum değişkeni bulunmaktadır.

Yanlamasına durum uzay modelinin sahip olduğu durumlar sırasıyla yana kayma açısı, yalpalama açısı, yalpalama oranı ve sapma oranıdır. Yanlamasına durum uzay modelinde sistemin girdi sinyalleri ise aileron kontrol yüzeyindeki sapma ve dikey kuyruk kontrol yüzeyindeki sapmadan oluşmaktadır.

Yanlamasına durum uzay modeli Şekil 3.3'de gösterilmiştir.



Şekil 3. 3: İHA'nın yanlamasına durum uzay modeli

Yanlamasına durum uzay modelinde bulunan A matrisi de 4x4 boyutunda bir kare matristir. Bunun nedeni boylamasına durum uzayı gösteriminde sistemin 4 adet durum değişkeninin bulunmasıdır. B matrisi ise sistemin 4 durum değişkeni ve 2 adet giriş sinyali bulunduğu için 4x2 boyutunda bir matristir. İHA'nın yanlamasına durum uzay modelindeki boylamsal katsayı matrisleri (3.4.3) ve (3.4.4)'de verilmiştir [45].

$$E = \begin{bmatrix} V_{Te} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ L'_{\delta a} & L'_{\delta r} \\ N'_{\delta a} & N'_{\delta r} \end{bmatrix}$$

(3.4.3)

$$A = \begin{bmatrix} Y_{\beta} & g_D \cos \theta_e & Y_p & Y_r - V_{Te} \\ 0 & 0 & c\gamma_e / c\theta_e & s\gamma_e / c\theta_e \\ L'_{\beta} & 0 & L'_p & L'_r \\ N'_{\beta} & 0 & N'_p & N'_r \end{bmatrix}$$

(3.4.4)





## 4. KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ

Tezin bu bölümünde 3. bölümde matematiksel olarak modellenen ve boylamasına durum uzayı gösterimi ile temsil edilen insansız hava aracının durum vektörlerinin kestirimi için kullanılan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici ile ilgili genel bilgiler verilecektir. Bu bilgilendirmeden sonra ise simülasyon çalışmalarında kullanılan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici tasarımından bahsedilecektir.

### 4.1 Kalman Filtresi

Kalman Filtresi dinamik bir sistemin giriş ve çıkış değerlerini kullanarak sistemin durumlarını oldukça başarılı bir şekilde kestirim eden bir kestirim edicidir [48]. Söz konusu filtre sistemin ölçülemeyen durumlarını kestirim etmek için sisteme verilen girişleri, sistem çıkışından ölçülen çıkışları ve sistemin önceki değerlerini kullanır. Kalman Filtresinin aslında bir kestirim edici olarak kullanılmasına rağmen filtre olarak isimlendirilmesinin temel nedeni ise durumlarını kestirim ettiği dinamik sistemin çıkışından ölçülen gürültülü veriyi gürültüden arındırmasıdır.

Kalman Filtresi öz yinelemeli ve gerçek zamanlı olarak çalışan, dinamik sistemin durumlarını optimize ederek kestirim eden bir filtredir [49]. Sistemin durumlarını elde etmek amacıyla, Kalman Filtresi birçok ölçüm sonucunu matematiksel olarak birleştirir. Ölçümden kaynaklanan hataları en az kareler eğriye sığdırma yöntemini kullanarak minimize eder.

Genellikle sensor füzyonu ve veri füzyonu için kullanılan Kalman Filtresi'nin çalışma prensibi incelendiğinde dinamik sistemin durumlarını belirsizlikleriyle birlikte kestirim ettiği görülür. Her yeni durumun kestirimi yapıldığında belirsizliği daha az olan kestirimlere daha fazla ağırlık verilir ve kestirimler buna göre güncellenir.

#### 4.1.1 Kalman filtresi algoritması

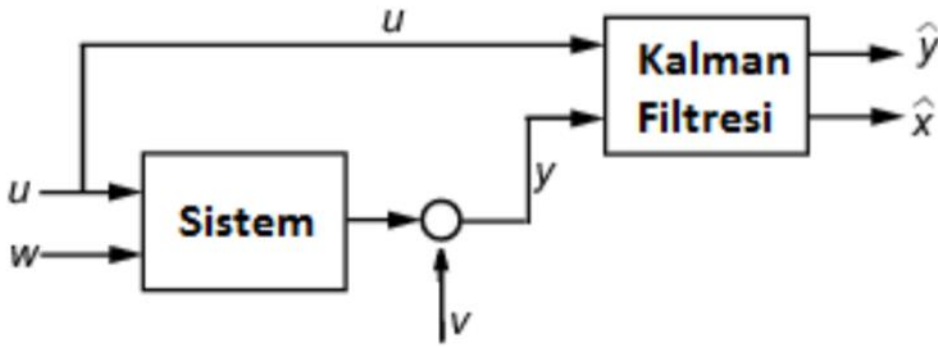
Kalman Filtresi'ni dinamik sistemlerin durum kestirimini yapmada kullanabilmek için öncelikle söz konusu dinamik sistemin doğrusal olması gerekmektedir. Fakat çevremizde gördüğümüz sistemlerin neredeyse tamamı doğrusal olmayan sistemlerdir. Kalman Filtresi kullanımı için bu dinamik sistemlerin doğrusallaştırılması ve matematiksel olarak da 4.1 numaralı denklemde verildiği gibi modellenmesi gerekmektedir.

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + w_k$$

$$y_k = Cx_k + z_k \quad (4.1)$$

Bu tezin 3. bölümünde de anlatıldığı gibi doğrusal bir sistem matematiksel olarak 4.1 numaralı denklemde ifade edildiğinde A matrisi durum matrisi, B matrisi giriş matrisi ve C matrisi çıkış matrisi olarak tanımlanmaktadır. Söz konusu dinamik sisteme uygulanan giriş sinyali  $u$ , sistemden ölçülen gürültülü çıkış  $y$  ve sistemin durumları ise  $x$  ile ifade edilir. Durum denklemi ve çıkış denkleminde verilen  $w$  ve  $z$  sırasıyla işlem ve ölçüm gürültüsü olarak ifade edilir. Tüm bu vektörlerin alt indisi olarak verilen  $k$  ise zaman göstergesidir. Kalman Filtresi'nin blok şeması Resim 4.1'de verilmiştir.

Kalman Filtresi'nin temel hedefi  $x$  durum değişkenlerini kestirim etmektir. Bu durumları doğrudan ölçmek mümkün değildir. Bunun için sistem çıkışından ölçülen gürültülü  $y$  sinyalini kullanması gerekir. 4.1 numaralı denklemde'de görüldüğü gibi gürültülü çıkış vektörü  $x$  vektörünün  $z$  ölçüm gürültü vektörüyle bozulmuş bir çeşit fonksiyonudur.



Resim 4.1: Kalman filtresi blok şeması [63]

Kalman Filtresi'nin sahip olduğumuz dinamik sistemlere doğrudan uygulanabilmesi için işlem ve ölçüm gürültüsünün bir çeşit Gaussian gürültü olması gerekmektedir. Bir başka deyişle söz konusu gürültü sinyallerinin ortalama değerleri sıfır olmalı ve kovaryans değerleri de sınırlı olmalıdır. Ayrıca bu iki gürültü sinyali birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır.

İşlem ve ölçüm gürültüsünün kovaryans matrisleri 4.2 numaralı denklem'de gösterilmiştir.



$$\begin{aligned}
S_w &= E(w_k w_k^T) \\
S_z &= E(w_z w_z^T)
\end{aligned}
\tag{4.2}$$

Kalman Filtresi algoritması 5 aşamalı olarak çalışır [50].

- Durumu kestirim et
- Hata kovaryansını kestirim et
- Filtre kazancını hesapla
- Kestirimi güncelle
- Hata kovaryansını güncelle

Durum kestirimi için 4.3 numaralı denklem kullanılır.

$$\hat{x}_k = (A\hat{x}_{k-1} + Bu_k)
\tag{4.3}$$

Hata kovaryansını hesaplamak için 4.4 numaralı denklem kullanılır.

$$P_k = AP_{k-1}A^T + S_w
\tag{4.4}$$

Kalman Filtresi'nin kazancını hesaplamak için 4.5 numaralı denklem kullanılır.

$$K_k = AP_k C^T (CP_k C^T + S_z)^{-1}
\tag{4.5}$$

Kalman Filtresi'nin yapacağı yeni kestirimi güncellemek için 4.6 numaralı denklem kullanılır.

$$\hat{x}_{k+1} = (A\hat{x}_k + Bu_k) + K_k(y_{k+1} - C\hat{x}_k)
\tag{4.6}$$

Son olarak hata kovaryansını güncellemek için ise 4.7 numaralı denklem kullanılır.

$$P_{k+1} = AP_k A^T + S_w - AP_k C^T S_z^{-1} CP_k A^T
\tag{4.7}$$

## 4.2 Luenberger Gözleyici

Gözleyiciler sistemin durum vektörlerinin anlık değerlerini kestirmek için kullanılan sistemlerdir [51]. Gözleyici tasarımıyla birlikte dinamik sistemin durum

değişkenlerinin kestirimi olan  $\hat{x}$  giderek durum değişkenlerinin gerçek değerlerine  $x$  yakınsaması hedeflenmektedir.

Bir sisteme bir gözleyici tarafından durumlarının kestirimi için söz konusu sistemin kontrol edilebilir ve gözlenebilir olması gerekmektedir. Bu nedenle, Luenberger Gözleyici'nin algoritması ve çalışma mantığını anlayabilmek için öncelikle dinamik bir sistemin kontrol edilebilirlik ve gözlenebilirlik kavramları üzerinde durmamız gerekmektedir.

#### 4.2.1 Kontrol edilebilirlik

Dinamik bir sistemin doğrusal olarak 4.8 numaralı denklemdeki gibi ifade edileceğini daha önce belirtmiştik.

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\tag{4.8}$$

Bir sistemin kontrol edilebilir olması, sisteme giriş olarak verilecek  $u$  sinyalinin sistemin durum değişkenlerini  $x$  hedeflenen tarafa yönltebilmek olarak tanımlanır.

Bir başka deyişle dinamik bir sistemi kararlı hale getirmeyi sağlayan bir giriş sinyali tasarlamaktır. Söz konusu kontrol sinyalini yani giriş sinyalini tasarlamak ve sistemi kontrol edebilmek için sistemin kontrol edilebilirlik matrisinin rankının söz konusu sistemin derecesine eşit olması gerekmektedir.

Örneğin  $n$  boyuta sahip bir dinamik sistemin kontrol edilebilmesi için;

$P_c = [B \ AB \ A^2B \ A^3B \ \dots \ A^{n-1}B]$  matrisinin rankı sistemin derecesi olan  $n$ 'ye eşit olmalıdır. Yani  $P_c$  matrisinin determinant sıfırdan farklı bir değer almalıdır.

#### 4.2.2 Gözlenebilirlik

4.8 numaralı denklemde doğrusal olarak ifade edilen dinamik bir sistemin gözlenebilir olması tıpkı kontrol edilebilir olması gibi uygun giriş  $u$  sinyalinin tasarlanmasına bağlıdır. Gözlenebilirliğin kontrol edilebilirlikten en büyük farkı ise tasarlanan kontrol sinyalini sistemin durum değişkenlerini istenilen tarafa yönlendirmesinin aksine sistemin çıkışlarını etkilemektir.

Bir başka deyişle bir sistemi gözlenebilir kılmak için söz konusu sistemin çıkış sinyallerinin sisteme giriş olarak verilecek kontrol sinyalinin tasarlanması ile birlikte hedeflenen değişikliğe sahip olmasıdır.

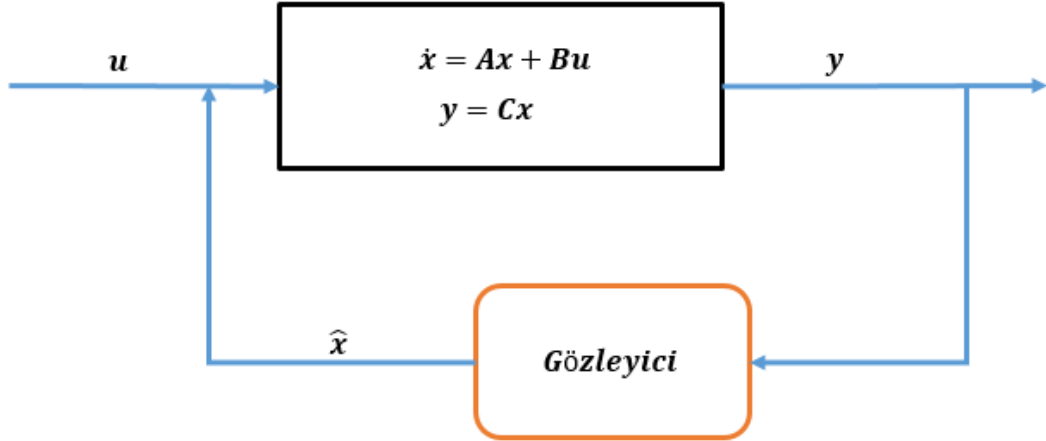
Dinamik bir sistemin gözlenebilir olması için sistemin sahip olduğu gözlenebilirlik matrisinin rankının sistemin derecesine eşit olması gerekmektedir [52]. Gözlenebilirlik matrisi 4.9 numaralı denklemde verilmiştir.

$$Q = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Yani Q matrisinin determinantının sıfırdan farklı bir değer alması sistemin gözlenebilir olması anlamına gelir.

### 4.2.3 Luenberger gözleyici algoritması

Luenberger Gözleyici'nin çalışma prensibini gösteren blok şema Şekil 4.1'de verilmiştir.



Şekil 4. 1: Luenberger gözleyici blok şeması

Doğrusal bir sistem, ilk koşulları ile birlikte 4.10 numaralı denklemdeki gibi yazılır.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t), \quad x(t_0) = x_0 \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (4.10)$$

Sistem çıkışları, sistemin durumlarını kestirim eden yapay bir dinamik sistem oluşturmak için kullanılır. Bu 4.11 numaralı denklemde gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t), \hat{x}(t_0) = \hat{x}_0 \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t)\end{aligned}\tag{4.11}$$

Ayrıca, ilk başlangıç durumu bilinmediği ve ikinci başlangıç koşulu rastgele seçildiği için çıkış değerlerinin birbirinden farklı olduğunu gözlemlemek mümkündür.

$$\begin{aligned}y(t) - \hat{y}(t) &= Cx(t) - C\hat{x}(t) \\ y(t) - \hat{y}(t) &= Ce(t)\end{aligned}\tag{4.12}$$

Çıktılar arasındaki fark gözlem hatasını oluşturur. Gözlem hatası 4.13 numaralı denklemde verilmiştir.

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t)\tag{4.13}$$

4.11 numaralı denklem ve 4.13 numaralı denklem kullanılarak 4.14 numaralı denklem elde edilir. 4.14 numaralı denklemde geçen K gözleyici kazancıdır.

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + K(y(t) - \hat{y}(t))\tag{4.14}$$

Sonuç olarak gözlemci denklemi 4.15 numaralı denklemdeki gibi elde edilir [53].

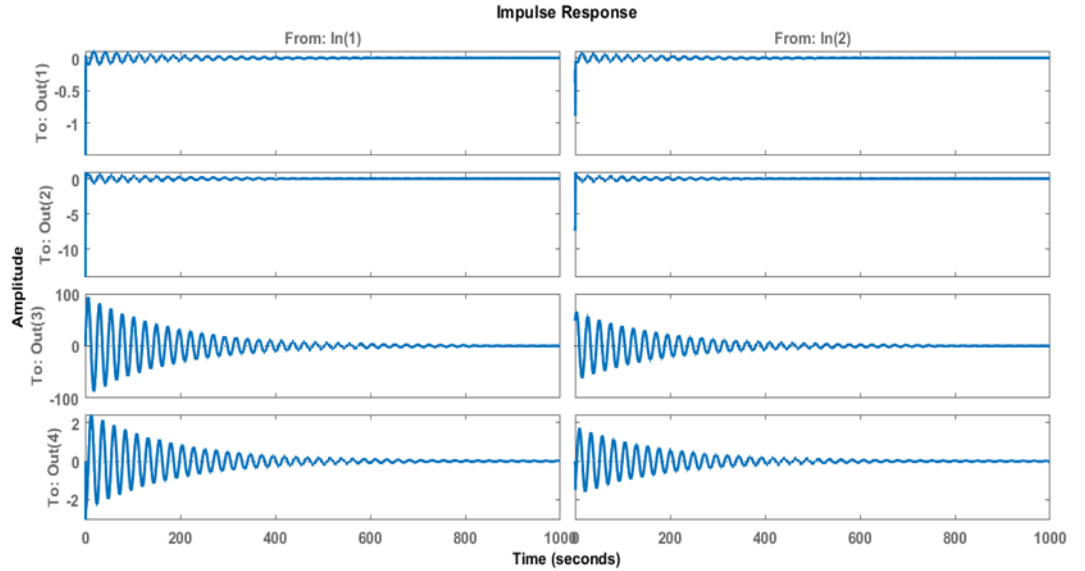
$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + KCe(t) \\ \dot{\hat{x}}(t) &= (A - KC)\hat{x}(t) + Bu(t) + Ky(t)\end{aligned}\tag{4.15}$$

## 5. KALMAN FİLTRESİ VE LUENBERGER GÖZLEYİCİ TASARIMI

Tezin bu bölümünde öncelikle İHA'nın diferansiyel denklemleri MATLAB'da yazılarak sistemin matematiksel modeli MATLAB ortamında kurulmuştur. Daha sonra, İHA'nın Boylamasına Durum Uzay modeli MATLAB'da modellenmiştir. İHA'nın modellenmesinden sonra Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici MATLAB ve SIMULINK araçları kullanılarak tasarlanmıştır. Söz konusu filtre ve gözleyici tasarımının ardından modellenen İHA için gürültülü ve gürültüsüz ortamlarda sisteme farklı giriş sinyalleri verilerek simülasyonlar yapılmış, Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin durum kestirimi konusunda performansları kıyaslanmıştır.

Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici tasarımına geçmeden önce İHA'nın boylamasına durum uzay modeli MATLAB kullanılarak modellenir ve simülasyonlar için gerekli yapı kurulur.

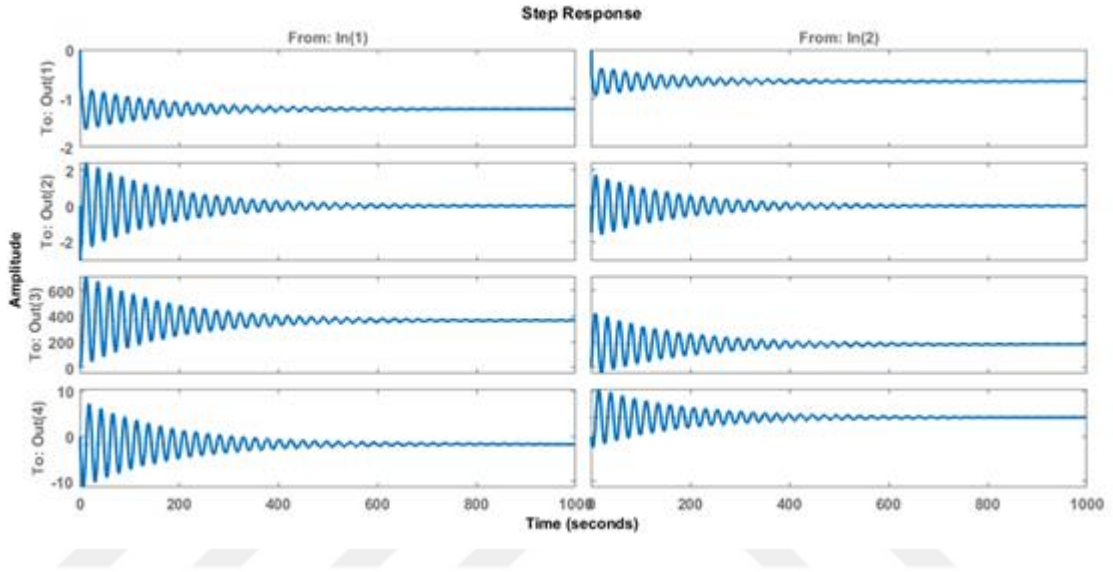
- İHA'nın boylamasına durum uzay modeli kullanılarak MATLAB ortamında sistem tepkisinin grafiksel analizi yapılmıştır. Bu analizler sistemin birim dürtü cevabı, sistemin birim basamak cevabı, frekans cevabı ve tekil değerlerinden oluşur. Bu simülasyon sonuçları Şekil 5.1, Şekil 5.2, Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'de verilmiştir.



Şekil 5. 1: İHA'nın birim dürtü cevabı

Şekil 5.1 sistemin MATLAB kullanılarak elde edilen birim dürtü cevabını göstermektedir. Bir başka deyişle, İHA'nın boylamasına durum uzayı ile ifade edilen

sistemine birim dürtü sinyali giriş olarak verildiğinde, yani bir t anında sistem birim dürtü sinyali ile dürtüldüğünde sistemin çıkış davranışı Şekil 5.1 ile temsil edilmektedir. Şekil 5.1’de görüldüğü gibi şeklin sahip olduğu ilk sütun sistemin ilk giriş sinyaline yani yatay kuyruk sapmasına dürtü uygulandığında sistemin çıkışlarının verdiği tepkiyi gösterirken, şeklin ikinci sütun ise sistemin ikinci giriş sinyali olan gaz kolu değişiminin dürtülmesi sonucunda sistem çıkışlarının bu dürtmeye tepkisini temsil etmektedir.



Şekil 5.2: İHA'nın birim basamak cevabı

Şekil 5.2 İHA'nın boylamasına durum uzay modeli ile ifade edilen sistemin birim basamak cevabını göstermektedir. Şekil 5.2 analiz edildiğinde, sistemin zamana karşı dinamik davranışındaki değişim rahatlıkla görülmektedir. Bu değişim incelenerek sistem optimize edilir ve sistemin kararlılığı hakkında bilgi sahibi olunur. Şekil 5.2'den görüleceği gibi, İHA'ya 1. giriş sinyali yani yatay kuyruk sapması verildiğinde ve bu giriş sinyaline birim basamak uygulandığında sistemin tüm çıkışlarının yaklaşık 600 saniye içinde kararlı yapıya ulaşırken, 2. giriş sinyali yani gaz kolu değişimine birim basamak dürtüsü uygulandığında ise bu değer bazı çıkış değerleri için 600 saniyeden az olmaktadır. Yani sistem 1. girişe uygulanan birim basamak sinyali karşısında yaklaşık 600 saniye içinde otururken, 2. giriş sinyali sistemin birim basamak cevabının daha hızlı sönümlenmesiyle birlikte sistemin daha hızlı oturmasını sağlamaktadır.

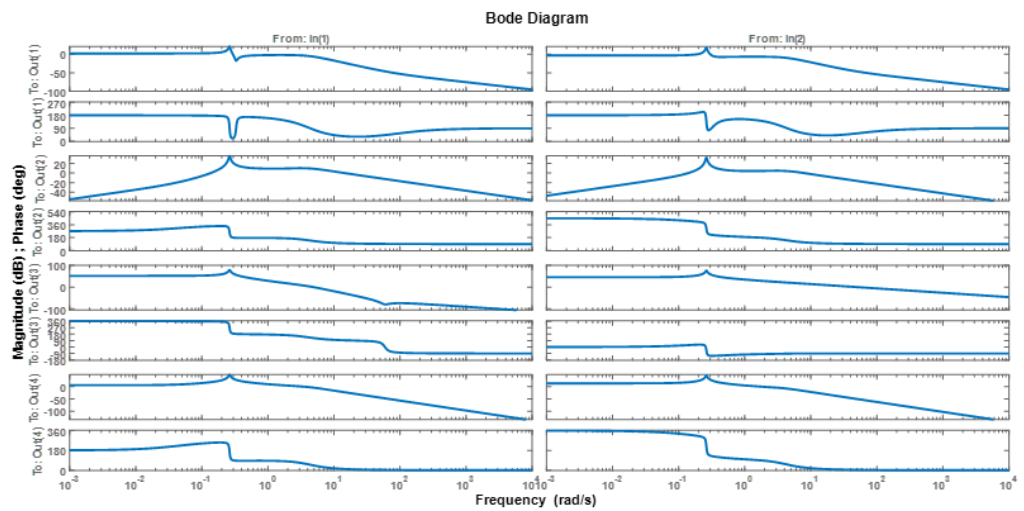
Ayrıca sistemin sahip olduğu farklı giriş sinyallerine uygulanan birim basamak karşısında, aynı sistem çıkışları farklı yükselme zamanı ve farklı tepe değerlerine

sahiptir. Örneğin; sisteme verilen iki giriş sinyaline uygulanan birim basamak sinyali sonucunda sistemin ilk çıkışı olan hücum açısının tepe değeri ciddi oranda değişmiştir. Aynı durum hava hızı çıkışı ve yunuslama açısı çıkışı için de geçerlidir ve Şekil 5.2'den rahatlıkla gözlenebilmektedir.

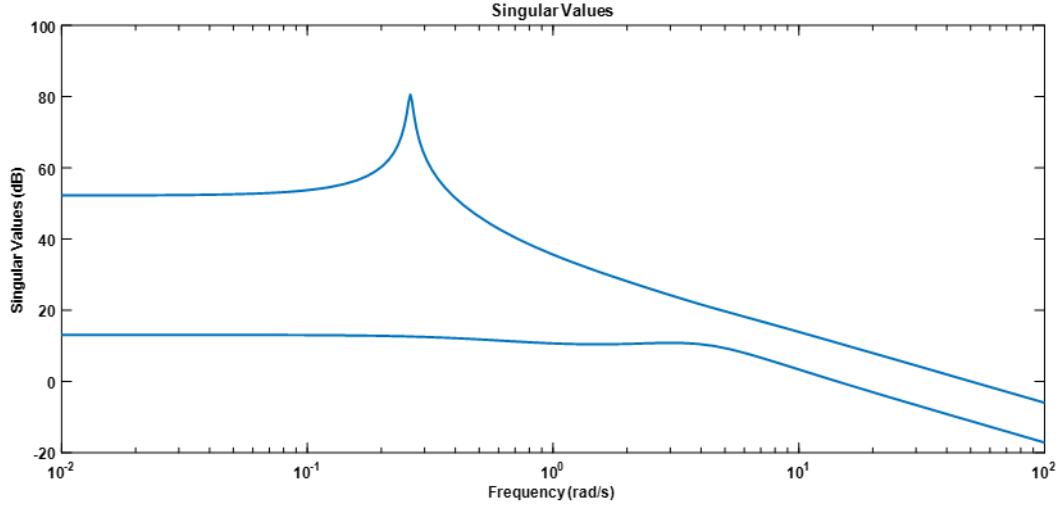
İHA'nın boylamasına durum uzayı ile temsil edilen sistemin birim basamak cevabının analizinden sonra frekans cevabı analizi yapılmıştır. Çok girişli çok çıkışlı sistemlerde sistemin frekans analizini yapmanın iki farklı yöntemi vardır. Bunlar sistemin bode diyagramı elde edilerek veya sistemin tekil değerleri incelenerek yapılan frekans analizleridir.

Sistemin bode diyagramı ile frekans analizinin yapılması için, sistemin transfer fonksiyonu kullanılarak yine MATLAB ortamında sistemin Bode Diyagramı çizilmiştir. İHA'nın boylamasına durum uzay modeliyle ifade edilen sisteme ait Bode Diyagramı Şekil 5.3'de gösterilmiştir. Sistemin Bode diyagramı kullanılarak ve Bode diyagramındaki Faz ve Kazanç payları incelenerek sistemin kararlılığı ile ilgili çıkarım yapılabilir.

Örneğin Bode Diyagramında verilen faz açısı değeri  $180^0$  olduğunda, genliğin 0 dB'den ne kadar uzak olduğu belirlenebilir. Bu değer küçüldükçe sistem giderek kararsız hale gelir. Bode Diyagramında verilen Genlik eğrisi 0 dB değerini aldığı anda ise faz açısının -180 dereceye olan konumu olarak tanımlanır. Bu değer de tıpkı faz açısı gibi küçüldükçe sistemi daha da kararsız yapar.



Şekil 5. 3: İHA'nın bode diyagramı



Şekil 5. 4: İHA'nın tekil değerleri

Şekil 5.4 ise sistemin frekans eğrisine karşılık gelen tekil değerleri göstermektedir. Bir diğer deyişle, Şekil 5.4 sistemin belirli bir frekansta sahip olduğu en büyük tekil değer, sistemin o frekanstaki tüm doğrusal giriş kombinasyonları üzerindeki maksimum kazancı olduğunu gösterir.

- Sistem tepkisinin grafiksel analizinden sonra ise MATLAB'da modellenen ve boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen İHA'ya verilen sabit değerli giriş sinyalleri karşısında sistemin durum değişkenlerinin verdiği cevaplar sırasıyla her durum değişkeni için giriş sinyalleri de çizimlere eklenerek simüle edilmiştir. Bu analiz ise sırasıyla Şekil 5.5, Şekil 5.6, Şekil 5.7 ve Şekil 5.8'de verilmiştir.

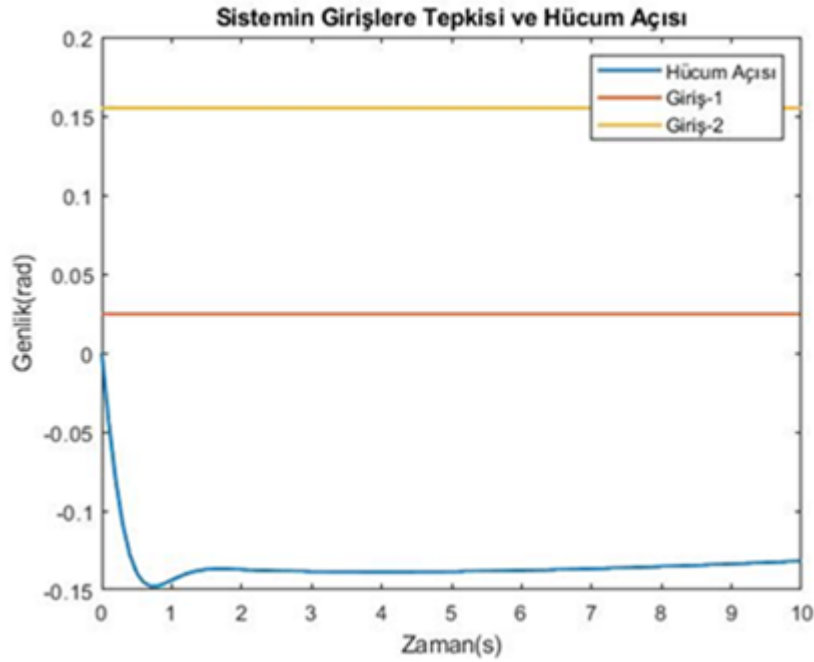
### Hücum Açısı

Şekil 5.5'den de görüleceği gibi, boylamasına durum uzay gösterimi ile ifade edilen İHA sistemine sabit genlikte 2 adet sabit değerli giriş sinyali uygulanmıştır. Giriş sinyallerinin genlikleri sırasıyla 0.025 ve 0.155'dir. Sistemin ilk çıkış değeri olan hücum açısı ise sisteme verilen iki giriş karşısında Şekil 5.5'deki gibi davranmaktadır. Sistem girişleri sırasıyla 0.025 ve 0.155 değerlerini aldığı anda hücum açısı değeri 0'dan başlayarak zaman içinde negatif değerlere düşmektedir. Yaklaşık 10 saniyelik simülasyon süresi sonunda ise hücum açısı yaklaşık -0.17 radyan değerine ulaşmaktadır. Bu değere ulaşması yaklaşık 1.5 saniye sürmektedir. Hücum açısının negatif değerler alması burnu aşağı doğru moment yaratan uçağın denge



durumunun bozulmaması için kuyruğunun yukarı yönde moment oluşturması anlamına gelmektedir.

İHA'nın hücum açısı değeri hava aracının taşıma kuvveti değerini doğrudan etkilemektedir. Genellikle 0,75 dereceden küçük değerler almaktadır. İHA'nın kanat yapısı simetrik ise hava aracının hücum açısı değeri sıfır olduğunda alt ve üst yüzeyindeki basınç dağılımları simetrik olacağından hiçbir İHA'nın kanatları hiçbir taşıma kuvveti üretmez. Bu nedenle hava aracı yer çekimi kuvvetine karşı koyamayacağı için havada kalamaz. Bir başka deyişle, simetrik kanat yapısına sahip olan İHA'nın havada kalabilmesi için hücum açısının 0 dereceden daha büyük olmalıdır.



Şekil 5.5: Sistemin girişlere hücum açısı tepkisi

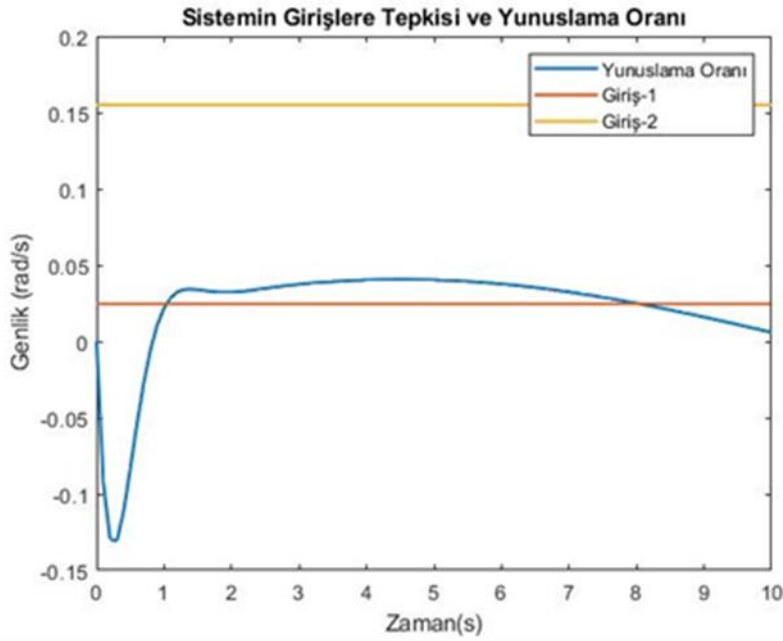
### Yunuslama Oranı

Şekil 5.6 boylamasına durum uzayı gösterimi ile temsil edilen İHA'nın yunuslama oranını göstermektedir. Giriş sinyallerinin genlikleri daha önce de belirtildiği gibi sabit ve sırasıyla 0.025 ve 0.155'dir. Sistemin ikinci çıkış değeri olan yunuslama oranı ise sisteme verilen iki giriş karşısında Şekil 5.6'daki gibi davranmaktadır.

Şekil 5.6'dan görüleceği gibi 10 saniyelik simülasyon sonucunda İHA'nın yunuslama oranı isimli çıkışı önce 0 radyan/saniye'den küçük değerler alırken,

simülasyon başladıktan yaklaşık 1.5 saniye sonra pozitif değerlere ulaşmaktadır. Simülasyonun sonlarına doğru ise yunuslama oranı başladığı nokta olan 0 rad/saniye'ye yakın bir değere geri dönmektedir.

Yunuslama oranı simülasyon başladıktan yaklaşık 0.1 saniye sonra en küçük değerine ulaşmaktadır. Bu saniyeden sonra ise yunuslama oranının değerleri bir anda artmaya başlar. Sisteme verilen ilk giriş değeri olan yatay kuyruk sapması pozitif değerler aldığı anda, yunuslama oranının negatif değerler aldığı gözlemlenmiştir.

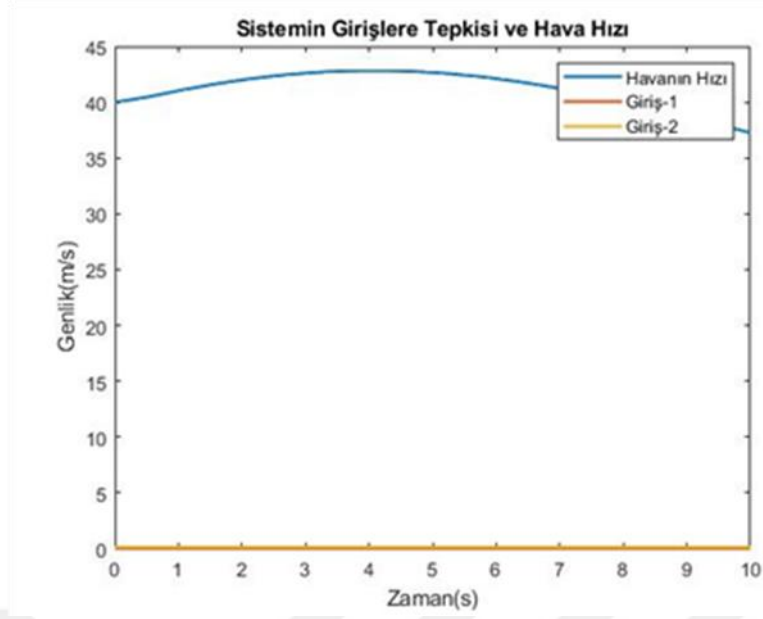


Şekil 5. 6: Sistemin girişlere yunuslama oranı tepkisi

### Hava Hızı

Şekil 5.7 ise sisteme uygulanan sabit genlikli girişler karşısında hava hızının aldığı değeri göstermektedir. Simülasyona başlandığında hava hızı yaklaşık 40 m/s hıza sahiptir. Simülasyon süresince hava hızı değeri önce artarken daha sonra sürekli olarak azalmaktadır. Fakat hava hızı simülasyon boyunca 35 m/s'nin altına hiç düşmemiştir.

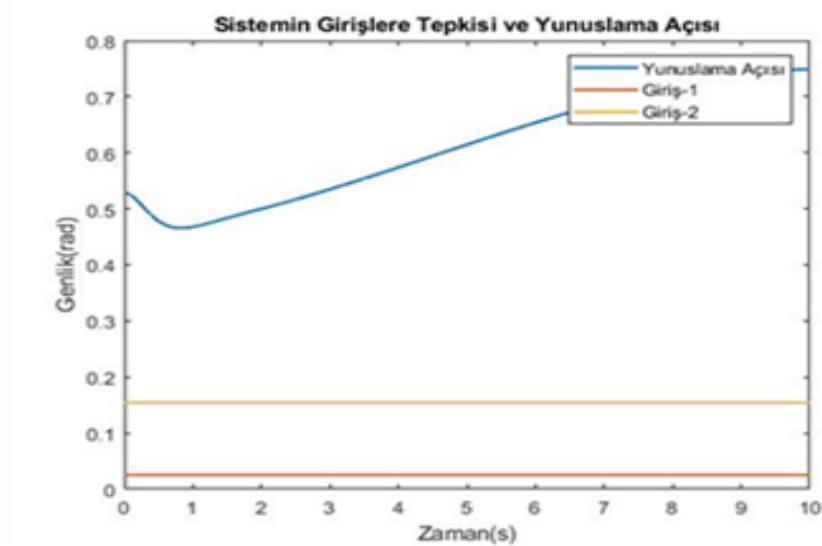
Havanın hızlanması aynı zamanda hava aracının da hızlandığı anlamına gelir. Hava aracının itki kuvveti değişimi hava aracının ön tarafında bulunan havanın arka tarafa aktarılmasını sağlar. Bu durum bir hava akımı oluşmasını sağlar. Böylece hava aracının üst ve alt kanat yüzeyleri arasında oluşan basınç farkı ile kaldırma kuvveti oluşur ve hava aracı havada kalır.



Şekil 5. 7: Sistemin girişlere hava hızı tepkisi

### Yunuslama Açısı

Şekil 5.8'de ise sisteme verilen sabit genlikli giriş sinyallerinin sistemin yunuslama açısı çıkışını nasıl etkilediği gösterilmektedir. Yunuslama açısı ise 10 saniyelik simülasyonun ilk aşamalarında 0.48 radyana kadar düşüp, simülasyon tamamlandığında ise başlangıç değeri olan 0.53 radyanın üstüne çıkıp yaklaşık 0.75 radyan değeri ulaşmaktadır.



Şekil 5. 8: Sistemin girişlere yunuslama açısı tepkisi

## 5.1 Kalman Filtresi Tasarımı

Bu bölümde tezin 4. Bölümünde matematiksel olarak ifade edilen İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin sahip olduğu durum değişkenlerinin kestirim edilmesi için kullanılacak Kalman Filtresi tasarlanacaktır. Söz konusu tasarım MATLAB ortamında gerçekleştirilecektir. Tasarımda uygulanacak adımların tamamı aşağıda verilmiştir.

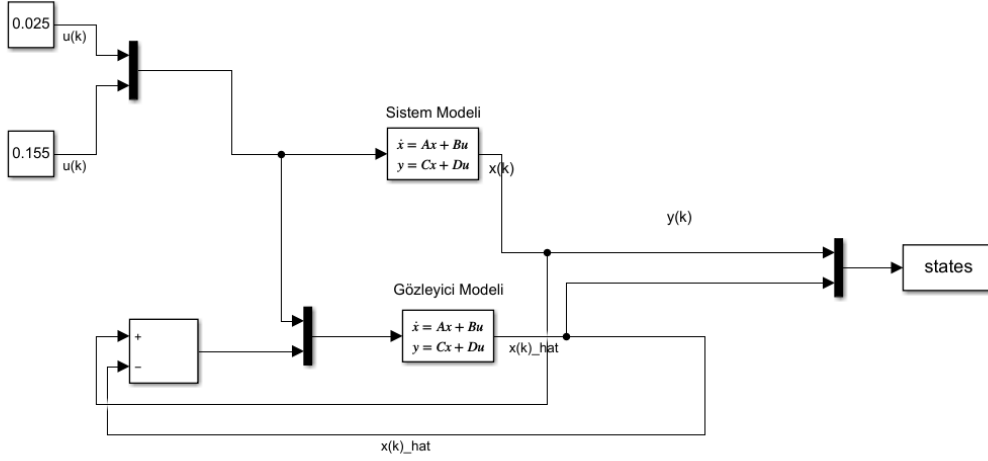
- Kalman Filtresi tasarımına başlamadan önce İHA'nın boylamasına durum uzay modeli için ihtiyaç duyulan tüm matematiksel ifadeler MATLAB'da yazılır.
- Sistemin boylamasına durum uzay modeli kurulduktan sonra Kalman Filtresi tasarımı başlar. Tümlşik olarak ifade edilen sistem için uygulanacak Kalman Filtresi'nin Q ve R değerleri seçilir.
- Boylamasına durum uzay modelindeki A, B, C ve D matrisleri ve *kalman* komutu kullanılarak Kalman Filtresi tasarlanır.
- Sisteme verilecek giriş sinyallerinde kullanılmak üzere bir zaman vektörü oluşturulur.
- Sisteme verilecek giriş sinyalleri (önce sabit giriş daha sonra farklı frekanslara sahip sinus sinyalleri) vektör halinde MATLAB'da oluşturulur.
- Sistemin durum değişkenlerinin her biri için birer ilk değer belirlenir.
- Kalman filtresinin ilk değerleri belirlenir. Buradaki kritik nokta; Kalman Filtresi'nin başlangıç değerleriyle sistemin durum değişkenlerinin başlangıç değerlerinin farklı olmasıdır. Böylece Kalman Filtresi'nin sistemi ne kadar sürede ve ne kadar başarıyla yakaladığı daha doğru analiz edilir.
- Sistemin öncelikle gürültüsüz ortamda başlangıçta tasarlanan sabit giriş sinyallerine tepkisi çizdirilir.
- Daha sonra gürültünün Kalman Filtresi Performansına etkisini analiz edebilmek için hem giriş hem de çıkış sinyallerine aynı genlikte Gaussian dağılıma sahip beyaz gürültü eklenir.
- Daha sonra sistemin gürültüsüz çıkışı, gürültülü çıkışı ve Kalman Filtresi'nin sistem için oluşturduğu kestirimler bir arada çizilir.

- Kalman Filtresi'nin performansını daha doğru analiz edebilmek için Kalman Filtresi'nde kullanılan Q ve R değerleri sürekli olarak değiştirilmiştir.
- Ayrıca analizi daha detaylı yapabilmek için simülasyon süresi azaltılarak da simülasyonlar tekrarlanmıştır.

## 5.2 Luenberger Gözleyici Tasarımı

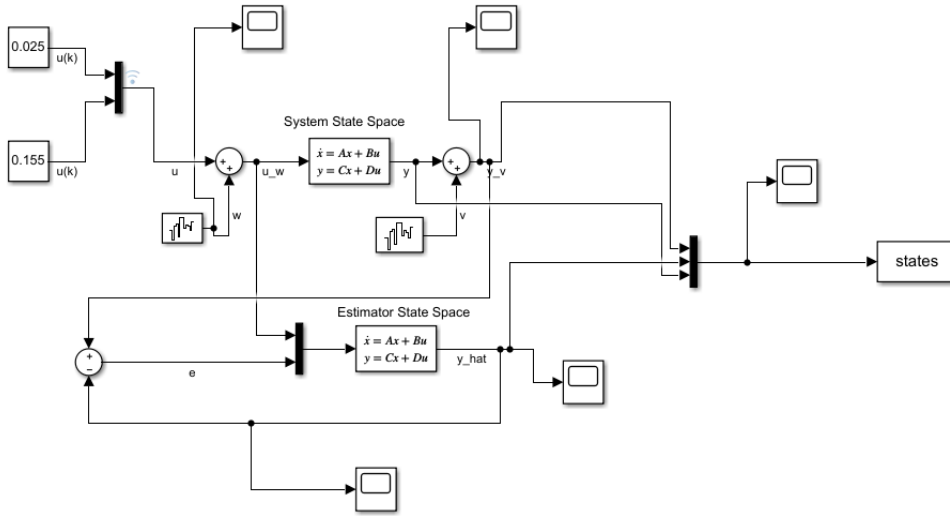
Bu bölümde tezin 4. Bölümünde matematiksel olarak ifade edilen İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin sahip olduğu durum değişkenlerinin kestirim edilmesi için kullanılacak Luenberger Gözleyici tasarlanacaktır. Söz konusu tasarım MATLAB ve SIMULINK ortamında gerçekleştirilecektir. Tasarımda uygulanacak adımların tamamı aşağıda verilmiştir.

- Luenberger Gözleyici tasarımına başlamadan önce tıpkı Kalman Filtresi tasarımında olduğu gibi İHA'nın boylamasına durum uzay modeli için ihtiyaç duyulan tüm matematiksel ifadeler MATLAB'da yazılır.
- Sistemin boylamasına durum uzayı gösterimi bulunur.
- İHA sisteminin gözlenebilirliği ve kontrol edilebilirliği MATLAB ortamında kontrol edilir.
- Luenberger Gözleyici'de kullanılacak olan kutupların koordinatları belirlenir.
- Luenberger Gözleyici'nin İHA'nın durum değişkenlerini kestirim etmedeki kestirim hatası hesaplanır.
- Tıpkı Kalman Filtresi tasarımında olduğu gibi, hem gözleyici hem de sistem için farklı ilk değerler oluşturulur. Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici performansını en doğru şekilde kıyaslayabilmek adına sistem ve gözleyici için oluşturulacak ilk değerler Kalman Filtresi tasarımında kullanılan ilk değerlerle aynı olmalıdır.
- MATLAB'da oluşturulan m. uzantılı dosyadan sonra gözleyici ve sistem SIMULINK ortamında kurulur.
- Gürültüsüz Ortam için SIMULINK'de oluşturulan model Şekil 5.9'da verilmiştir.



Şekil 5. 9: Gürültüsüz Luenberger gözleyici SIMULINK modeli

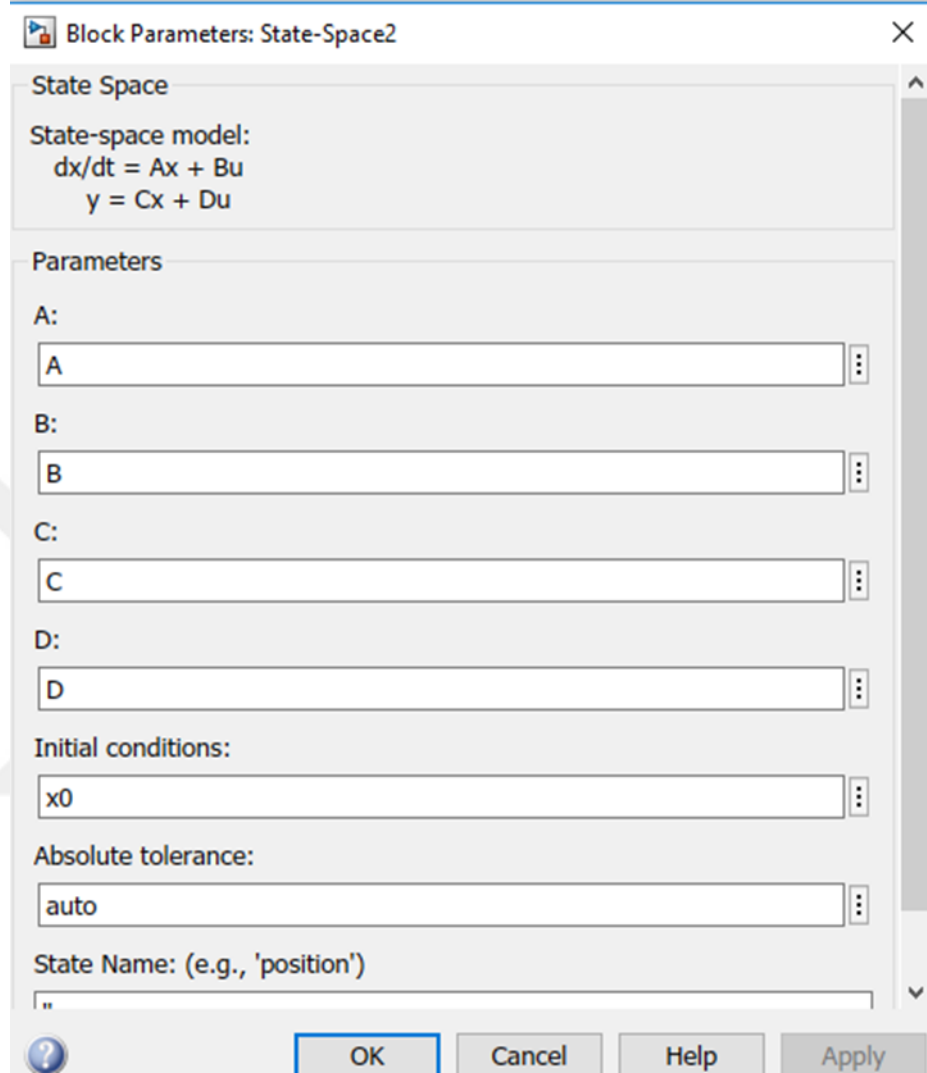
- Gürültülü ortam için SIMULINK’de oluşturulan model ise Şekil 5.10’da verilmiştir.



Şekil 5. 10: Gürültülü Luenberger gözleyici SIMULINK modeli

- Luenberger Gözleyici tasarımında en başarılı analizi yapabilmek adına, sürekli olarak kutupların koordinatları değiştirildi ve aynı simülasyonlar tekrarlandı.
- Ayrıca analizi daha detaylı yapabilmek için simülasyon süresi azaltılarak da simülasyonlar tekrarlanmıştır.

- Luenberger Gözleyici'nin gürültüsüz ortamda SIMULINK tasarımında sistem ve gözleyici bloklarında parametrelere verilen değerler Şekil 5.11 ve Şekil 5.12'de gösterilmiştir.

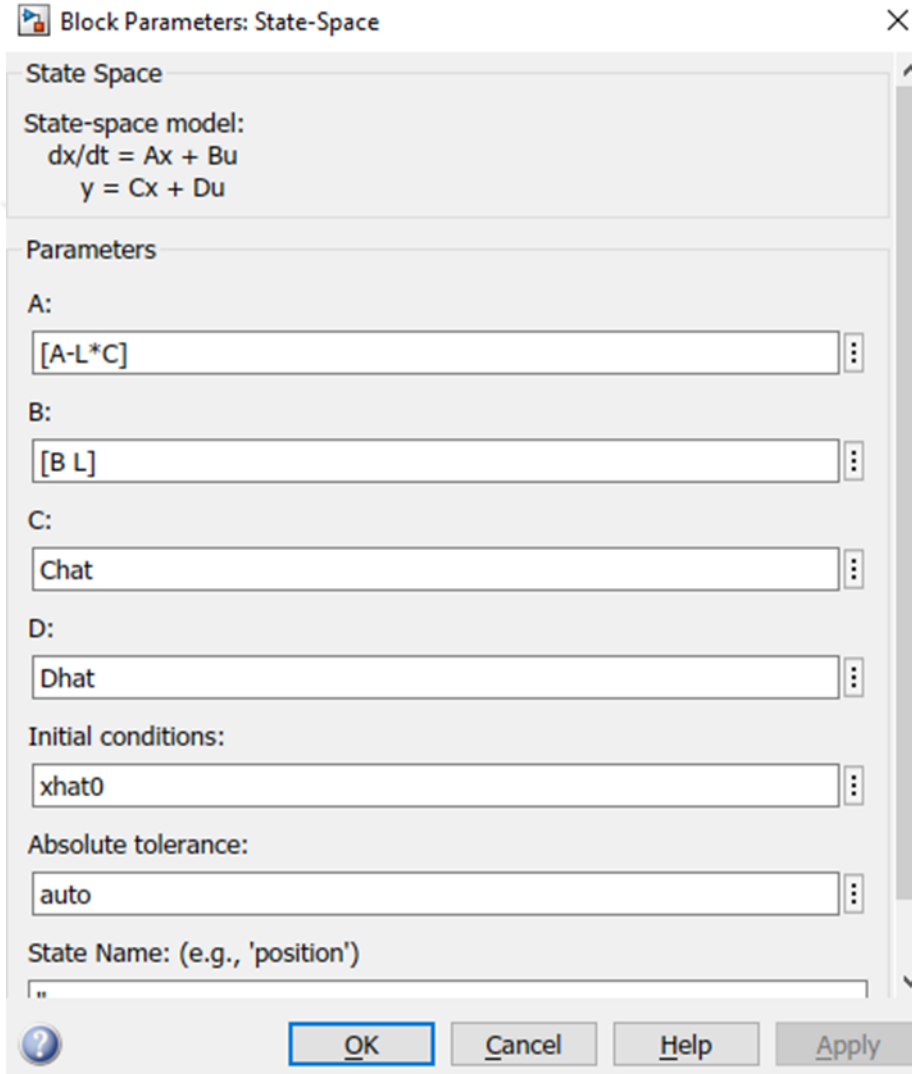


Şekil 5. 11: Sistem durum uzay parametreleri

MATLAB'da matematiksel olarak ifade edilen ve boyulasına durum uzayı gösterimi ile gösterilen insansız hava aracı sisteminin durum uzayındaki A, B, C ve D matrisleri sistem durum uzay parametreleri olarak SIMULINK tasarımında yerini alır. Sistemin durum uzay gösterimindeki A sistem matrisi, B giriş matrisi, C çıkış matrisi ve D ileribesleme matrisi olarak isimlendirilir.

Ayrıca Şekil 5.12'de sistemin sahip olduğu durum değişkenlerinin başlangıç değerleri de blok parametresi olarak girilmiştir.

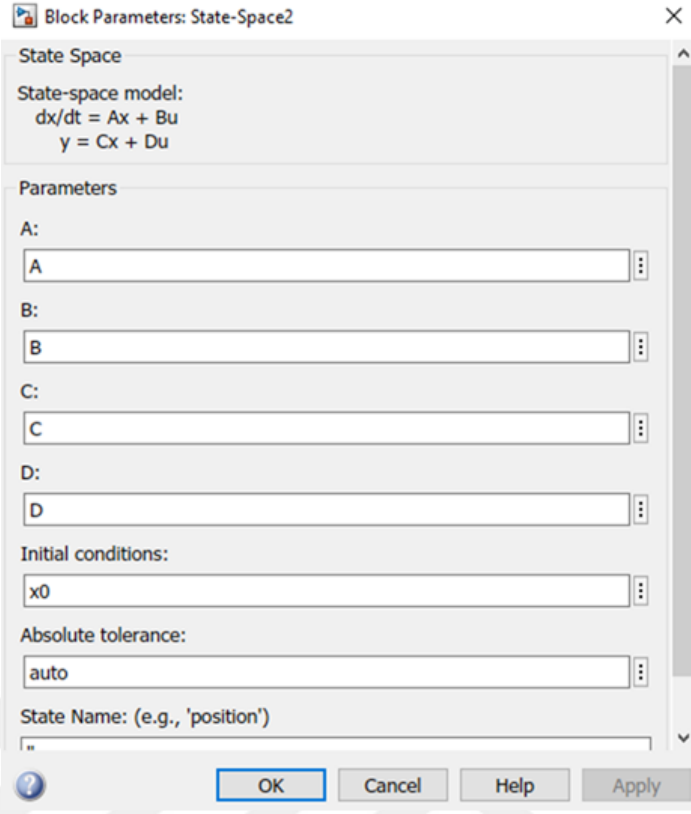
Daha sonra Luenberger Gözleyici için MATLAB'da tasarımı yapılan Luenberger Gözleyici parametreleri SIMULINK ortamında gözleyici parametresi olarak yerini almıştır. Bu işlem Şekil 5.13'de gösterilmiştir. Tıpkı Kalman Filtresi tasarımında olduğu gibi, Luenberger Gözleyici tasarımında da gözleyicinin sistemin durum değişkenleri için yapmış olduğu başlangıç kestirimi değerleri sistemin ilk koşullarından farklı seçilmiştir. Böylece Luenberger Gözleyici'nin sistemi ne kadar sürede yakaladığı daha doğru bir Şekilde analiz edilmiştir.



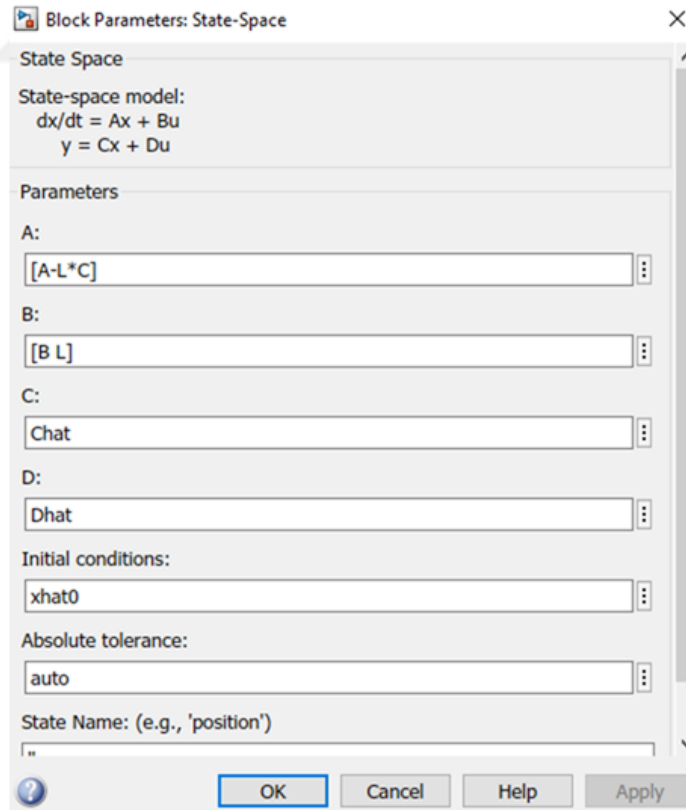
Şekil 5. 12: Gürültüsüz Luenberger gözleyici parametreleri

- Kalman Filtresi tasarımında olduğu gibi gürültüsüz ortam için yapılan simülasyonlar gürültülü ortam için de tekrarlanmıştır. Aynı Şekilde Luenberger Gözleyici'nin gürültülü ortamda SIMULINK tasarımında sistem ve gözleyici bloklarında parametrelere verilen değerler Şekil 5.13 ve Şekil 5.14'de gösterilmiştir.





Şekil 5. 13: Sistem durum uzay parametreleri



Şekil 5. 14: Gürültülü Luenberger gözleyici parametreleri

### 5.3 Sinüs Giriş Sinyali ile Tasarımlar

Tezin bu bölümünde 5.1 ve 5.2’de yapılan tasarımlar aynı İHA sistemi için sisteme giriş sinyali olarak farklı frekansa sahip sinüs sinyaller verilerek hem Kalman Filtresi hem de Luenberger Gözleyici için tekrarlanmıştır.

Öncelikle Kalman Filtresi için giriş sinyali olarak farklı frekanslarda sinüs sinyali verilmiş ve hem gürültüsüz hem de gürültülü ortamda Kalman Filtresi’nin boylamasına durum uzayı ile ifade edilen İHA’nın durum değişkenlerini kestirim etmesi sağlanmıştır.

Daha sonra Luenberger Gözleyici için giriş sinyali olarak farklı frekanslarda sinüs sinyali verilmiş ve hem gürültüsüz hem de gürültülü ortamda Luenberger Gözleyici’nin boylamasına durum uzayı ile ifade edilen İHA’nın durum değişkenlerini kestirim etmesi sağlanmıştır.

Boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen İHA sistemine sabit değerli giriş sinyalleri yerine, farklı frekanslara sahip sinüs sinyallerinin giriş olarak uygulanması Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici’nin hem gürültülü hem de gürültüsüz ortamda elde edilen simülasyon sonuçlarını gözle analiz etmemizi biraz daha zor hale getirmiştir. Bu nedenle elde edilen simülasyon sonuçlarını daha doğru analiz edebilmek için Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici’nin hata vektörleri hesaplanarak, gürültülü ve gürültüsüz ortamda bu hata matrisleri çizdirilmiştir. Böylece ilk olarak gürültüsüz ortamda Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici’nin hata vektörünün İHA’nın her durum değişkeni için hangi zaman aralıklarında nasıl değiştiği gözlemlenerek Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici performansları kıyaslanmıştır.

Daha sonra Gaussian dağılıma sahip beyaz gürültünün mevcut olduğu ortamda aynı hata vektörleri tekrar hesaplanmıştır. Bu da Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici’nin gürültülü ortamda sisteme sinüs sinyaller giriş olarak uygulandığında performanslarını daha doğru ve kontrollü kıyaslamamızı sağlamıştır.

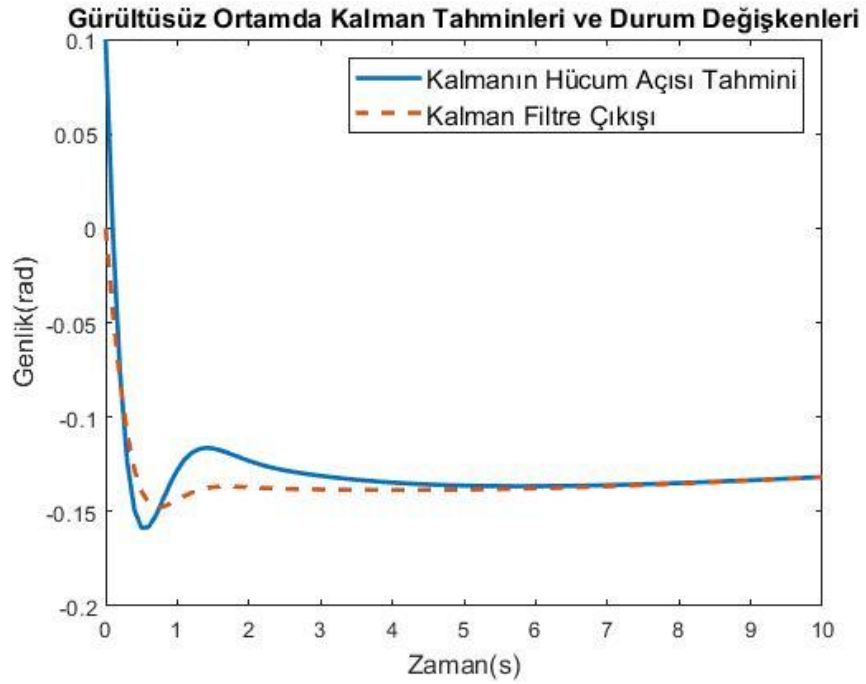
## 6. SİMÜLASYON SONUÇLARI

Tezin bu bölümünde 5. Bölüm’de MATLAB ve SIMULINK ortamında tasarlanan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici de elde edilen simülasyon sonuçları verilmiş ve gerekli çıkarımlar yapılmıştır.

### 6.1 Sabit Giriş Sinyali Altında Kalman Filtresi Simülasyon Sonuçları

- Simülasyonlara öncelikle Kalman Filtresini gürültüsüz ortamda tasarlayarak başlanmıştır. İHA’nın boylamasına durum uzay modelinin sahip olduğu dört durum değişkeni için de, gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi kestirimlerini içeren simülasyon sonuçları sırasıyla Şekil 6.1, Şekil 6.2, Şekil 6.3 ve Şekil 6.4’de verilmiştir.

#### 6.1.1 Hücüm açısı



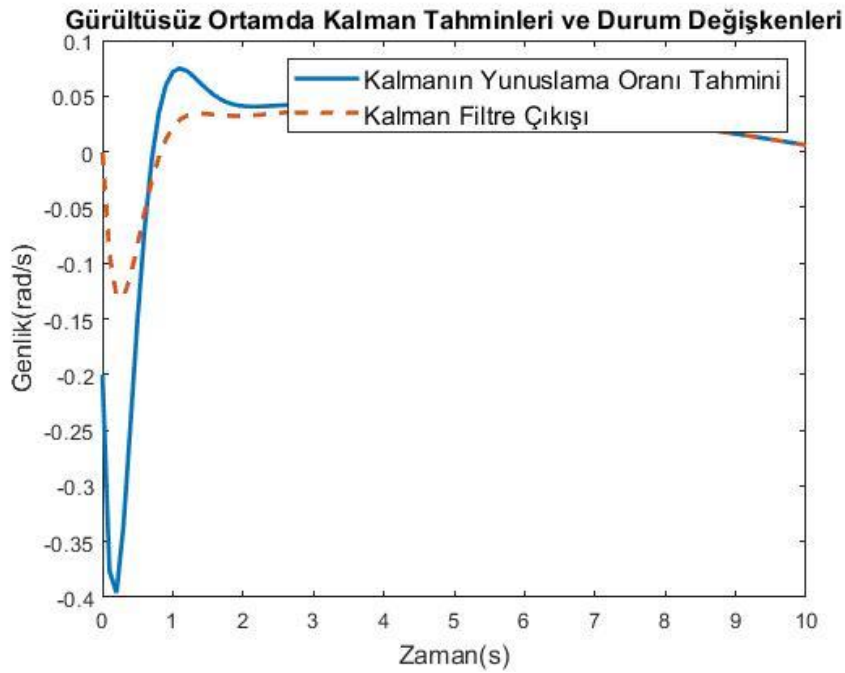
Şekil 6. 1: Hücüm açısı için gürültüsüz Kalman kestirimi

Öncelikle İHA’nın boylamasına durum uzay modelinin birinci durum değişkeni olan hücüm açısı için Kalman Filtresi kestirimleri çizdirilmiştir. Şekil 6.1’den görüleceği gibi, Kalman Filtresi ve sistem hücüm açısı için farklı ilk koşullardan başlamıştır. Fakat Kalman Filtresi sistemi simülasyon başladıktan yaklaşık 5 saniye sonra tamamen yakalamış ve sistem çıkışı ile birebir aynı değerleri kestirim etmiştir.

Ayrıca simülasyon sonunda Kalman Filtresi ve sistem çıkışının tamamen üst üste oturduğu gözlemlenmiştir.

### 6.1.2 Yunuslama oranı

Şekil 6.2 gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin yunuslama oranı durum değişkeni için yapmış olduğu kestirimi göstermektedir. Şekil 6.2'den görüleceği gibi Kalman Filtresi sistem çıkışıyla hemen hemen aynı eğilimdedir. Yani farklı ilk koşullardan başlamalarına rağmen simülasyonun aynı saniyelerinde aynı tip davranışı sergilemektedir. Örneğin, simülasyonun ilk saniyelerinde hem Kalman Filtresi'nin yunuslama oranı kestirimi hem de sistem çıkışındaki yunuslama oranının genliği azalırken, simülasyonun 1. Saniyesinden sonra ikisi de artmaktadır. Ayrıca Kalman Filtresinin sistemi yunuslama oranı durum değişkeni kestirimi için yaklaşık 2 saniye içinde yakaladığı ve tamamen üst üste oturduğu gözlemlenmektedir.

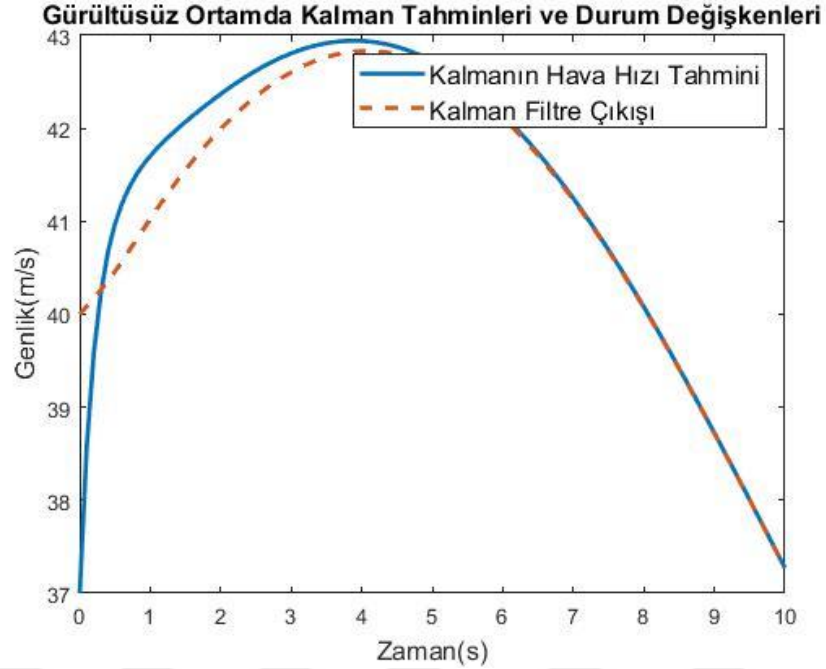


Şekil 6. 2: Yunuslama oranı için gürültüsüz Kalman kestirimi

Şekil 6.3 ise gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin hava hızı kestirimini temsil etmektedir. Diğer durum değişkenlerinde olduğu gibi Kalman Filtresi ve sistem farklı ilk koşullardan başlamış ve söz konusu filtre zaman içinde sistemi yakalamıştır. Gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin hücum açısı ve yunuslama oranı durum değişkenleri için yaptığı kestirimler sistemi daha kısa süre

içinde yakalarken hava hızı için bu süre yaklaşık 1.5 saniye daha arttığı gözlemlenmektedir.

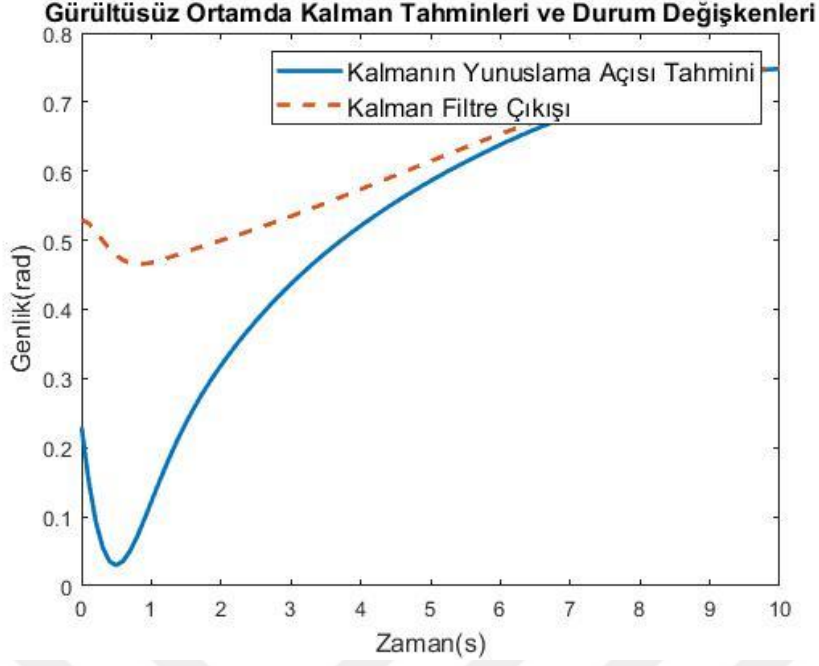
### 6.1.3 Hava hızı



Şekil 6. 3: Hava hızı için gürültüsüz Kalman kestirimi

### 6.1.4 Yunuslama açısı

Yunuslama açısı uçağın uzunlamasına eksenine, yer kürenin yatay eksenine arasında kalan açı olarak tanımlanmaktadır. Şekil 6.4 gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin yunuslama açısı kestirimini göstermektedir. Kalman Filtresi'nin gürültüsüz ortamdaki yunuslama açısı için sahip olduğu performans ise diğer durum değişkenleri için sahip olduğu performanslar arasındaki en düşüğüdür. Kalman Filtresi yunuslama açısı çıkışını simülasyon başladıktan yaklaşık 8-9 saniye sonra yakalamaktadır. Fakat geç yakalamasına rağmen Kalman Filtresi sistem çıkışına uygun bir yaklaşım göstermektedir. Yani yunuslama açısı sistem çıkışı azalırken Kalman Filtresi kestirimi de azalmaktadır. Yunuslama açısının genliğinin artışa geçtiği saniyede de yine Kalman Filtresi yunuslama açısı kestirimi genliği artışa geçmektedir.



Şekil 6. 4: Yunuslama açısı için gürültüsüz Kalman kestirimi

- Gürültüsüz ortamdaki Kalman Filtresi tasarımından sonra, gerçeğe daha yakın olması için ortama bir miktar beyaz gürültü eklenerek Kalman Filtresi tekrar tasarlanmıştır. Boylamasına durum uzay modelinin sahip olduğu dört durum değişkeni için de gürültülü ortamdaki Kalman Filtresi simülasyon sonuçları Şekil 6.5, Şekil 6.6, Şekil 6.7 ve Şekil 6.8'de verilmiştir.
- Öncelikle  $Q=R$  olduğu durumlarda simülasyon yapılmıştır. Bu ölçüm cihazlarında sıkıntı olması ile model de sıkıntı olma şansını eşit kabul etmek anlamına gelir. Böylece oluşturulan matematiksel modelin gerçek sistemi tam olarak temsil etmemesi veya sistem çıkışlarını ölçen ölçüm cihazlarının değerli mükemmel doğrulukta ölçmemesi olasılığı eşit kabul edilmiş olunur.

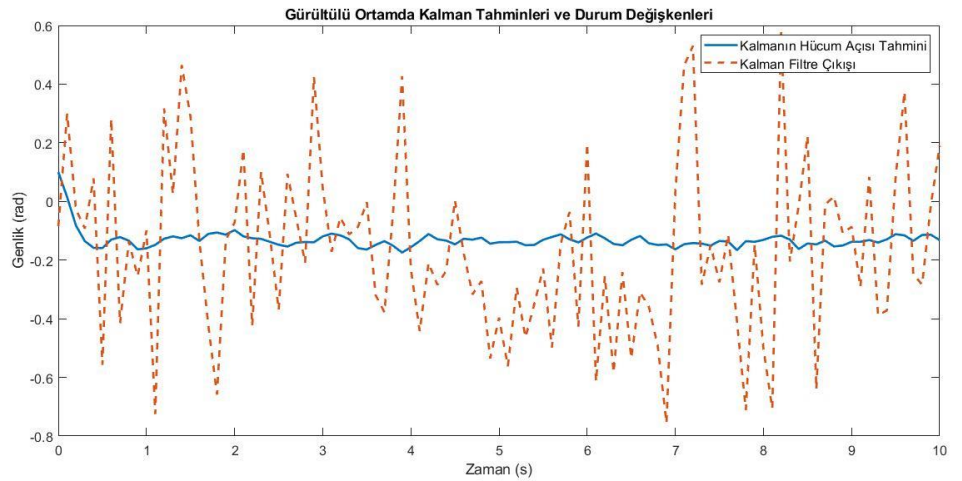
### 6.1.5 Hücüm açısı

Şekil 6.5 İHA'nın boylamasına durum uzay gösteriminin ilk durum değişkeni olan hücum açısı için ortama beyaz gürültü verilerek tasarlanmış Kalman Filtresi kestirimini ve Kalman Filtresi çıkışını göstermektedir.

Ortama gürültü verilerek yapılan simülasyonlar gürültüsüz ortamda yapılan simülasyonlara göre gerçeğe daha yakındır. Fakat ortama gürültü eklenmesi

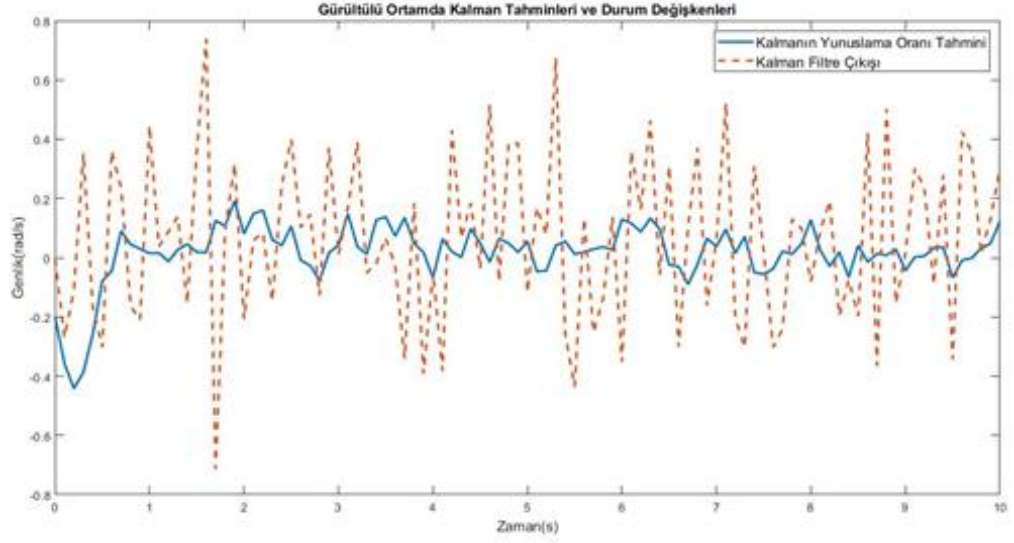
durumunda gürültüsüz ortamda olduğu gibi Kalman Filtresi'nin sistemi birebir yakalaması ve sistem çıkışlarına tamamen oturması beklenemez. Gürültülü ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'de tıpkı gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi gibi sistem ile farklı ilk koşullardan başlamıştır. Fakat tüm durum değişkenleri için gürültülü ortamda tasarlanan Kalman Filtresi ilk koşulları ile gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi ilk koşulları birebir aynı seçilmiştir. Bunun nedeni ise sadece ortama gürültü eklenmesinin Kalman Filtresi'nin performansını nasıl etkilediğini gözlemeyi hedeflemektir.

Şekil 6.5'den görüldüğü gibi, ortama eklenen bir miktar beyaz gürültü Kalman Filtresi'nin davranışını değiştirmiştir. Gürültüsüz ortamda Kalman Filtresi'nin hücum açısı için oluşturduğu kestirim, sistem çıkışındaki hücum açısı ile hemen hemen aynı davranışı sergilemiştir. Fakat ortama eklenen gürültü nedeniyle, Kalman Filtresi kestirimi ve sistem çıkışı davranışı birebir benzememektedir. Fakat yine de ortama gürültü eklenmesine rağmen Kalman Filtresi, hücum açısı için Filtre çıkışına yakın kestirimler üretmektedir.



Şekil 6. 5: Hücum açısı için gürültülü Kalman kestirimi

### 6.1.6 Yunuslama oranı



Şekil 6. 6: Yunuslama oranı için gürültülü Kalman kestirimi

Kalman Filtresi'nin ortamda gürültü varken yunuslama oranı için ürettiği kestirimi ve Kalman Filtresi'nin çıkışını görmek için Şekil 6.6'ya bakmak gerekmektedir. Kalman Filtresi'nin yunuslama oranı için oluşturduğu kestirimler Kalman Filtresi çıkışına hücum açısında oluşturduğu kestirimlerden daha yakındır. Bir başka deyişle, Kalman Filtresi gürültülü ortamda yunuslama oranı kestirimlerinde hücum açısı kestirimlerinden daha başarılıdır. Şekil 6.6'dan da görüleceği gibi, Kalman Filtresi çıkışı ile Kalman Filtresi'nin yunuslama oranı için oluşturduğu kestirim birbirine yakın davranış göstermektedir. Fakat tabiki gürültüsüz ortamdaki Kalman Filtresi performansı gibi sistem çıkışı ile birebir örtüşmesi ve sistemi simülasyonun belirli bir anında yakalaması mümkün değildir.

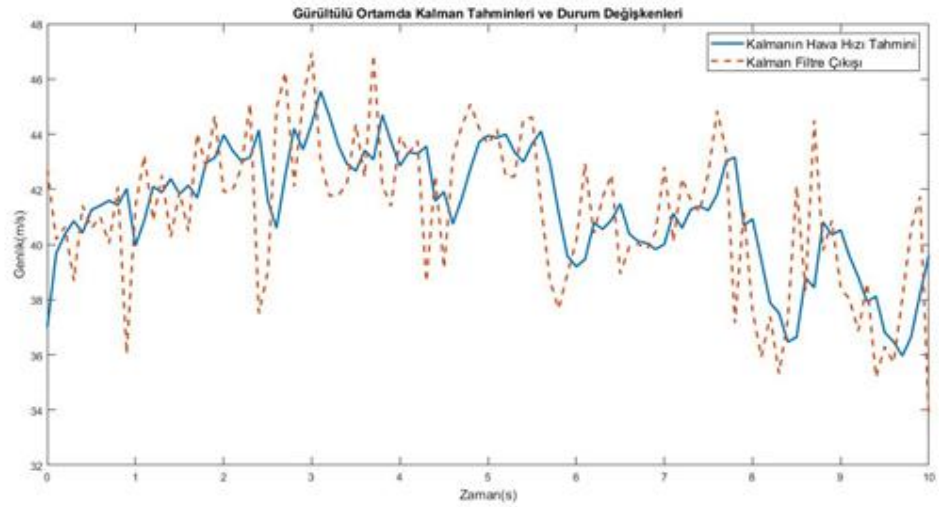
### 6.1.7 Hava hızı

Şekil 6.7 gürültülü ortamdaki Kalman Filtresi'nin İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki hava hızı durum değişkeni için yaptığı kestirimi göstermektedir. İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki tüm durum değişkenleri için gürültülü ortamda tasarlanan Kalman Filtresi ile yapılan kestirimlerinden en başarılısı hava hızı durum değişkeni içindir. Şekil 6.7'den



da görüleceği gibi gürültülü ortamda olunmasına rağmen Kalman Filtresi sistem çıkışıdaki hava hızına yakın kestirimler oluşturmuştur.

Kalman Filtresi'nin hava hızı çıkışı ile Kalman'ın hava hızı için oluşturduğu kestirimin birbirine benzemesi her iki durumda da simülasyon boyunca hava hızının genliğindeki değişimin birbirine yakın olmasından kaynaklanmaktadır. Örneğin, simülasyonun 1.saniyesinde filtre çıkışıdaki hava hızının genliği ani bir azalışa geçerken Kalman Filtresi'nin hava hızı için oluşturduğu kestirim de bu yöndedir.



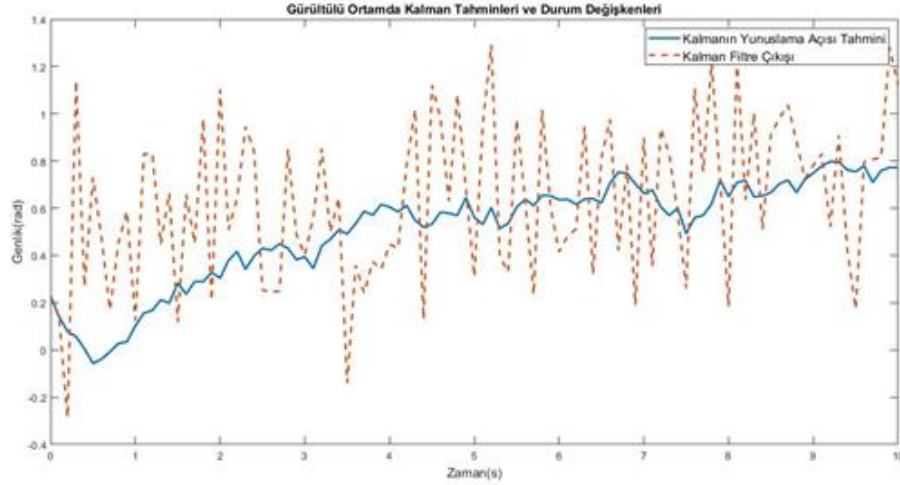
Şekil 6. 7: Hava hızı için gürültülü Kalman kestirimi

### 6.1.8 Yunuslama açısı

Şekil 6.8'e bakıldığında Kalman Filtresi'nin ortamda bir miktar beyaz gürültü mevcut olduğunda yunuslama açısı için yaptığı kestirimler ve bu kestirimlerin Kalman Filtresi çıkışıdaki yunuslama açısı değerleriyle olan uygunluğu görülmektedir.

Gürültülü ortamdaki Kalman Filtresi İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin son durum değişkeni olan yunuslama açısı için filtre çıkışında ölçülen yunuslama açısı değerlerinden biraz daha farklı kestirimler üretmiştir. Fakat yine de Kalman Filtresi'nin kestirimleri filtre çıkışıdaki değerlerle belirli noktalarda aynıdır. Ayrıca Kalman Filtresi ortamda gürültü olmasına rağmen sistem ile benzer bir davranış içindedir. Şekil 6.8'de farklı bir

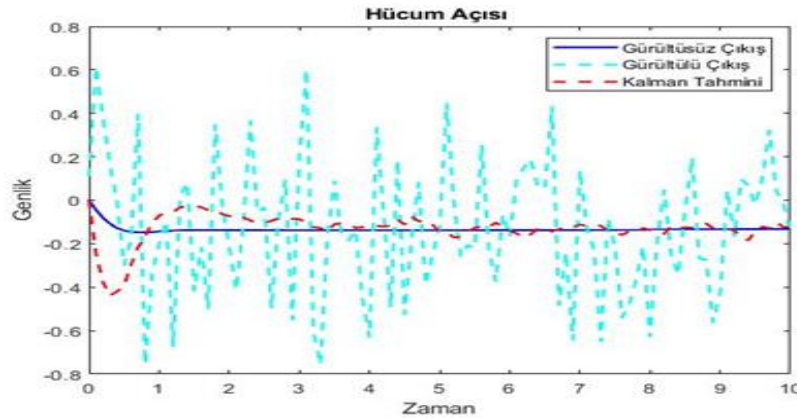
davranış gibi görünmesinin nedeni Kalman Filtresi'nin çıkışında ölçülen yunuslama açısı değerlerinin sahip olduğu genlik Kalman Filtresi'nin gürültülü ortamda yunuslama açısı için ürettiği kestirimlerin genliğinden büyüktür.



Şekil 6. 8: Yunuslama açısı için gürültülü Kalman kestirimi

- Gürültülü ve gürültüsüz ortamda Kalman Filtresi'ni tasarlayıp İHA'nın boylamasına durum uzay modelinde ilgili simülasyonları yaptıktan sonra, hem gürültü hem de gürültüsüz Kalman Filtresi kestirimini sistem çıkışı ile kıyaslamak için de simülasyonlar yapılmıştır. Bu simülasyon sonuçları Şekil 6.9, Şekil 6.10, Şekil 6.11 ve Şekil 6.12'de verilmiştir.

### 6.1.9 Hücüm açısı

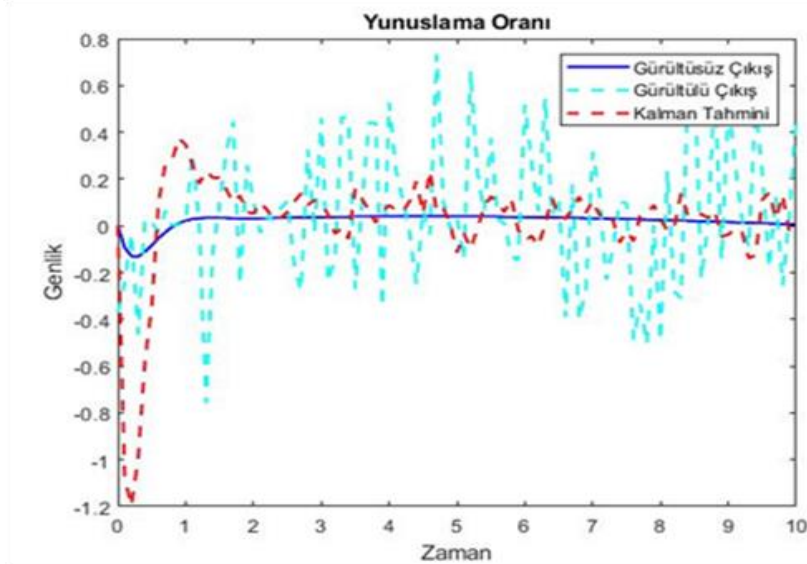


Şekil 6. 9: Hücüm açısı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi

İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin ilk durum değişkeni olan hücum açısı için, sistemin gürültüsüz çıkışı, gürültülü çıkışı ve gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin hücum açısı için oluşturduğu kestirim Şekil 6.9'da görülmektedir. Şekil 6.9'dan da anlaşılacağı gibi Kalman Filtresi'nin hücum açısı kestirimi, hücum açısının gürültüsüz filtre çıkışında ölçülen değerlerle ciddi anlamda örtüşmektedir. Çıkışa bir miktar gürültü eklendiğinde ise Kalman Filtresi'nin hücum açısı için oluşturduğu kestirimler çıkış değerlerinden farklılaşmaktadır.

### 6.1.10 Yunuslama oranı

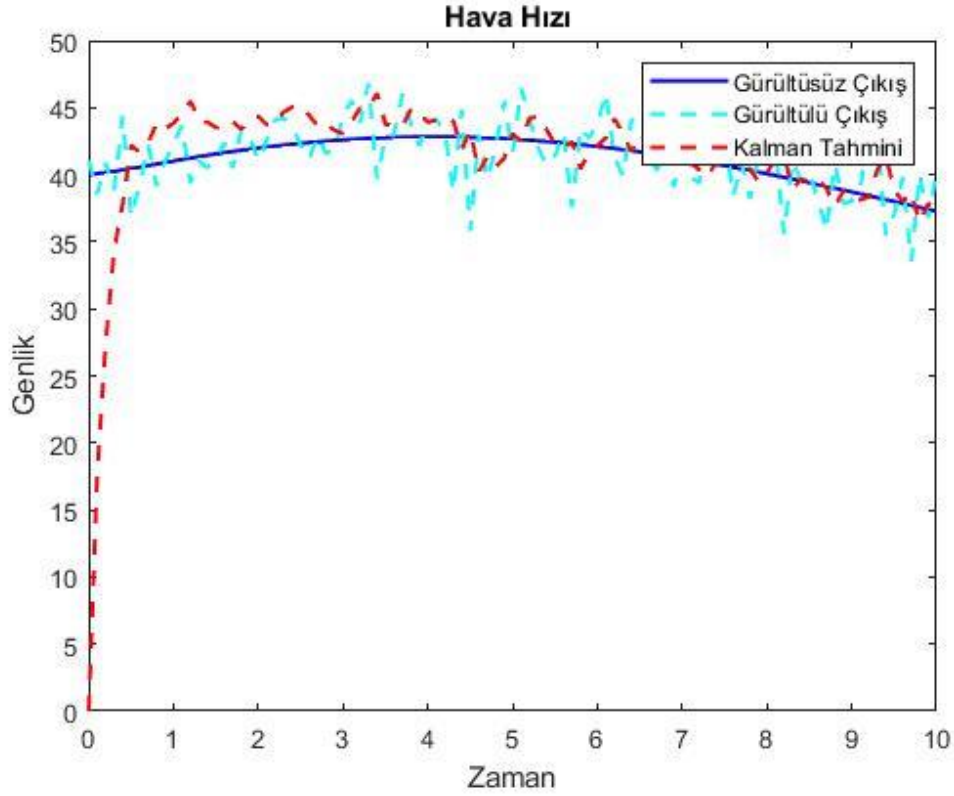
İHA'nın boylamasına durum uzay modelinde ikinci sırada olan durum değişkeni yunuslama oranıdır. Yunuslama oranı için Kalman Filtresi'nin oluşturduğu kestirim, gürültülü ve gürültüsüz çıkış değerleri Şekil 6.10'da temsil edilmektedir. Şekil 6.10 incelendiğinde, Kalman Filtresi simülasyonun ilk saniyelerinde gürültüsüz çıkış sinyalinin davranışlarına daha yakın bir yaklaşım sergilerken, ilerleyen zamanlarda gürültülü çıkış sinyali gibi davranmaya başlamıştır. Fakat yine de gürültülü çıkış sinyali kadar yunuslama oranının gerçek değerinden sapmamıştır. Bir başka deyişle, Kalman Filtresi, gürültüsüz çıkış sinyali etrafında bazı bozulmalar yaşasa da gürültüsüz çıkışa yakın değerler üretmiştir. Gürültülü çıkış sinyali ise, ortamdaki gürültü sebebiyle, yunuslama açısının gerçek değerlerine uzak olan değerlere sahiptir.



Şekil 6. 10: Yunuslama oranı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi

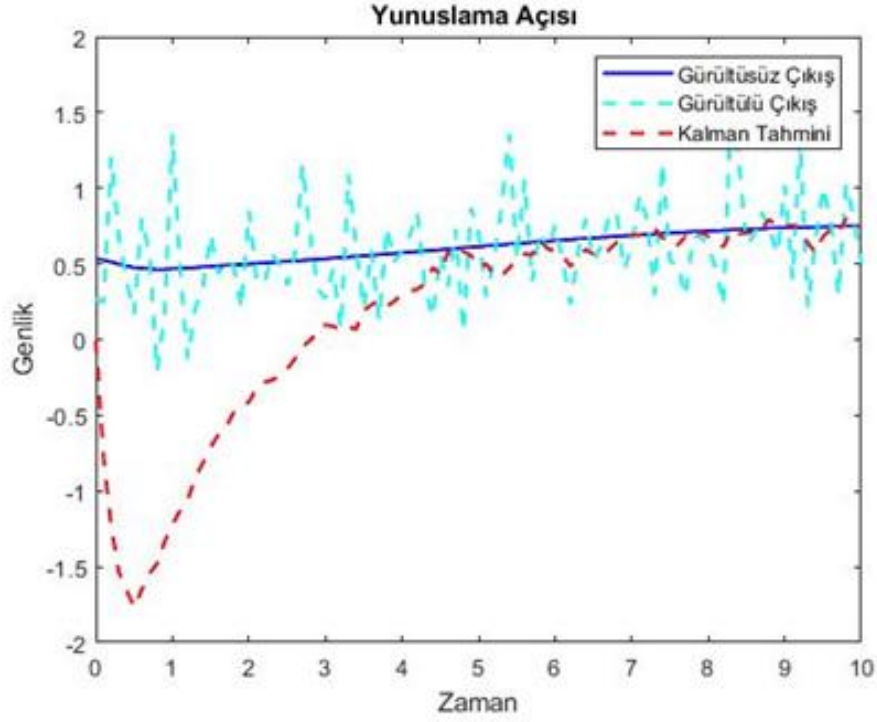
### 6.1.11 Hava hızı

İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin üçüncü durum değişkeni olan hava hızı için, sistemin gürültüsüz çıkışı, gürültülü çıkışı ve gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin hücüm açısı için oluşturduğu kestirim Şekil 6.11'de görülmektedir. Şekil 6.11'den de anlaşılacağı gibi Kalman Filtresi; gürültülü, gürültüsüz çıkışları ve ilgili durum değişkeninin kestirimi konusunda hava hızında en iyi performansa sahiptir. Hava hızı durum değişkeni için ürettiği kestirimi, hava hızının gürültüsüz filtre çıkışında ölçülen değerlerle çok yakındır. Hatta ve hatta çıkışa bir miktar gürültü eklenmesine rağmen, Kalman Filtresi'nin hava hızı için oluşturduğu kestirimler gürültülü çıkış değerlerine bile yakındır.



Şekil 6. 11: Hava hızı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi

### 6.1.12 Yunuslama açısı



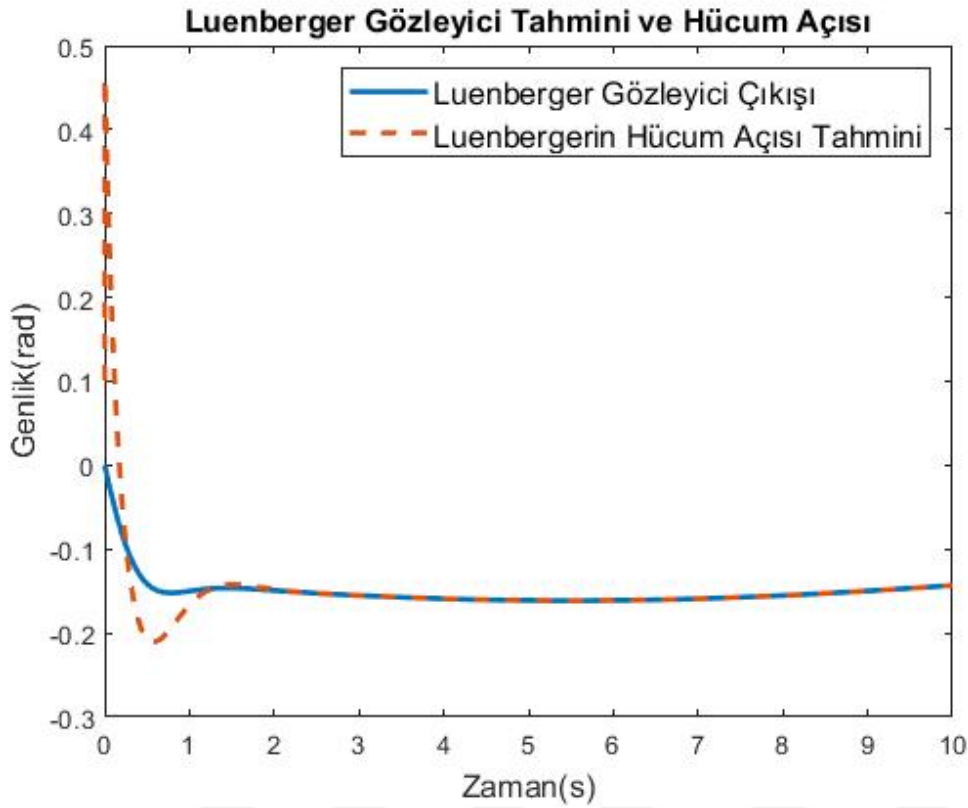
Şekil 6. 12: Yunuslama açısı için gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman kestirimi

İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin son durum değişkeni olan yunuslama açısı için, sistemin gürültüsüz çıkışı, gürültülü çıkışı ve gürültüsüz ortamda tasarlanan Kalman Filtresi'nin hücum açısı için oluşturduğu kestirim Şekil 6.12'de görülmektedir. Şekil 6.12'den de anlaşılacağı gibi Kalman Filtresi; gürültülü, gürültüsüz çıkışları ve ilgili durum değişkeninin kestirimi konusunda yunuslama açısında en düşük performansa sahiptir. Hava hızı durum değişkeni için ürettiği kestirimi, hava hızının gürültülü ve gürültüsüz filtre çıkışında ölçülen değerlerden uzaktır. Fakat 10 saniyelik simülasyonun 5. saniyesinden itibaren Kalman Filtresi'nin kestirimi gürültüsüz çıkış değerleriyle örtüşmeye başlamıştır.

### 6.2 Sabit Giriş Altında Luenberger Gözleyici Simülasyon Sonuçları

- Öncelikle Luenberger Gözleyici gürültüsüz ortamda tasarlanmıştır. Boylamasına durum uzay modelinin sahip olduğu dört durum değişkeni için de gürültüsüz ortamdaki Luenberger Gözleyici simülasyon sonuçları Şekil 6.13, Şekil 6.14, Şekil 6.15, Şekil 6.16 ve Şekil 6.17'de verilmiştir.

### 6.2.1 Hücüm açısı



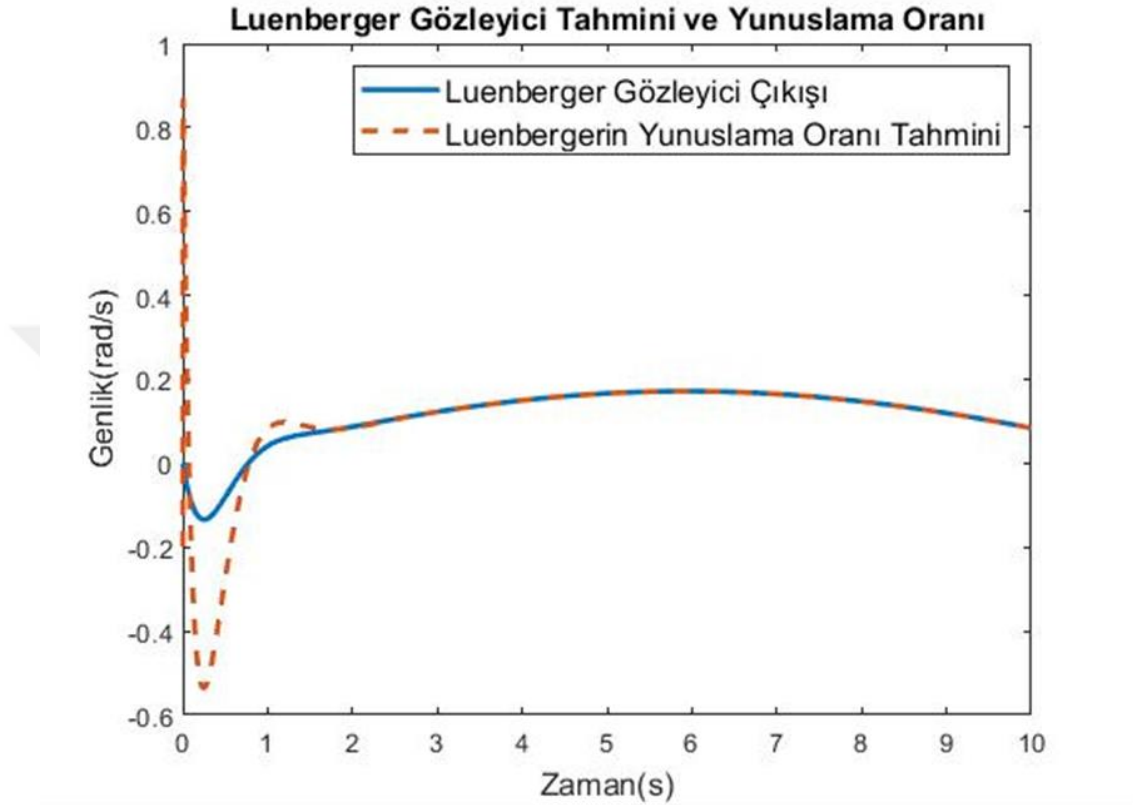
Şekil 6. 13: Hücum açısı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi

Öncelikle İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin birinci durum değişkeni olan hücum açısı için Luenberger Gözleyici kestirimleri çizdirilmiştir. Şekil 6.13'den görüleceği gibi, Luenberger Gözleyici ve sistem hücum açısı için farklı ilk koşullardan başlamıştır. Fakat Luenberger Gözleyici sistemi simülasyon başladıktan yaklaşık 1.5 saniye sonra tamamen yakalamış ve sistem çıkışı ile birebir aynı değerleri kestirim etmiştir. Ayrıca simülasyon sonunda Luenberger Gözleyici ve sistem çıkışının tamamen üst üste olduğu gözlemlenmiştir.

### 6.2.2 Yunuslama oranı

Şekil 6.14 gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin yunuslama oranı durum değişkeni için yapmış olduğu kestirimi göstermektedir. Şekil 6.14'den görüleceği gibi Luenberger Gözleyici sistem çıkışıyla hemen hemen aynı eğilimdedir. Yani farklı ilk koşullardan başlamalarına rağmen simülasyonun aynı saniyelerinde aynı tip davranışı sergilemektedir. Örneğin, simülasyonun ilk saniyelerinde hem Luenberger Gözleyici'nin yunuslama oranı kestirimi hem de

sistem çıkışındaki yunuslama oranının genliği azalırken, simülasyonun 0.1. saniyesinden sonra ikisi de artmaktadır. Ayrıca Luenberger Gözleyici'nin sistemi yunuslama oranı durum değişkeni kestirimi için yaklaşık 2 saniye içinde yakaladığı ve tamamen üst üste oturduğu gözlemlenmektedir.

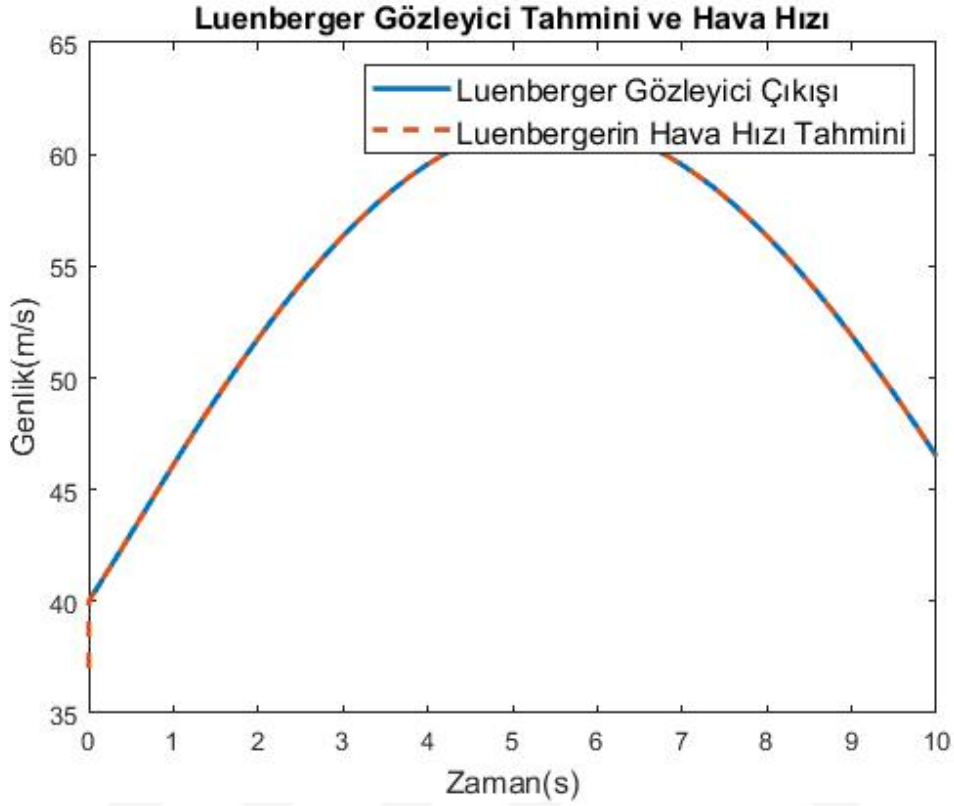


Şekil 6. 14: Yunuslama oranı için Luenberger gözleyici kestirimi

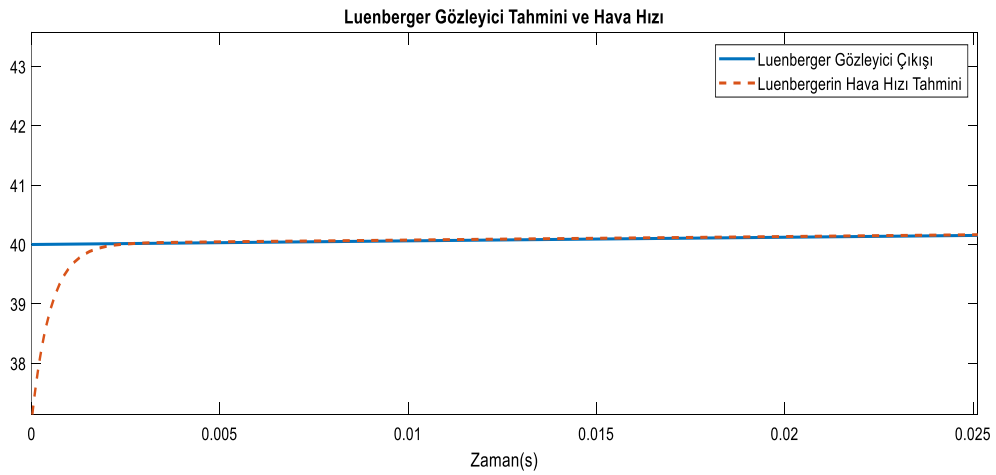
### 6.2.3 Hava hızı

Şekil 6.15 ise gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin hava hızı kestirimini temsil etmektedir. Diğer durum değişkenlerinde olduğu gibi Luenberger gözleyici ve sistem farklı ilk koşullardan başlamış ve söz konusu gözleyici zaman içinde sistemi yakalamıştır. Gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin hücum açısı ve yunuslama oranı durum değişkenleri için yaptığı kestirimler sistemi gözle görülebilir bir süre içinde yakalarken hava hızı için bu sürenin gözle görülemeyecek kadar az olduğu gözlemlenmektedir. Bir başka deyişle, Şekil 6.15'den hava hızı kestirimi için sistem ve gözleyici aynı ilk koşullardan başlamış gibi görünmektedir. Bu Luenberger Gözleyici'nin hava hızını, İHA'nın boylamasına

durum uzay modelindeki diğer durum değişkenlerinden daha başarılı bir şekilde kestirim ettiğini kanıtlamaktadır.



Şekil 6. 15: Hava hızı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi

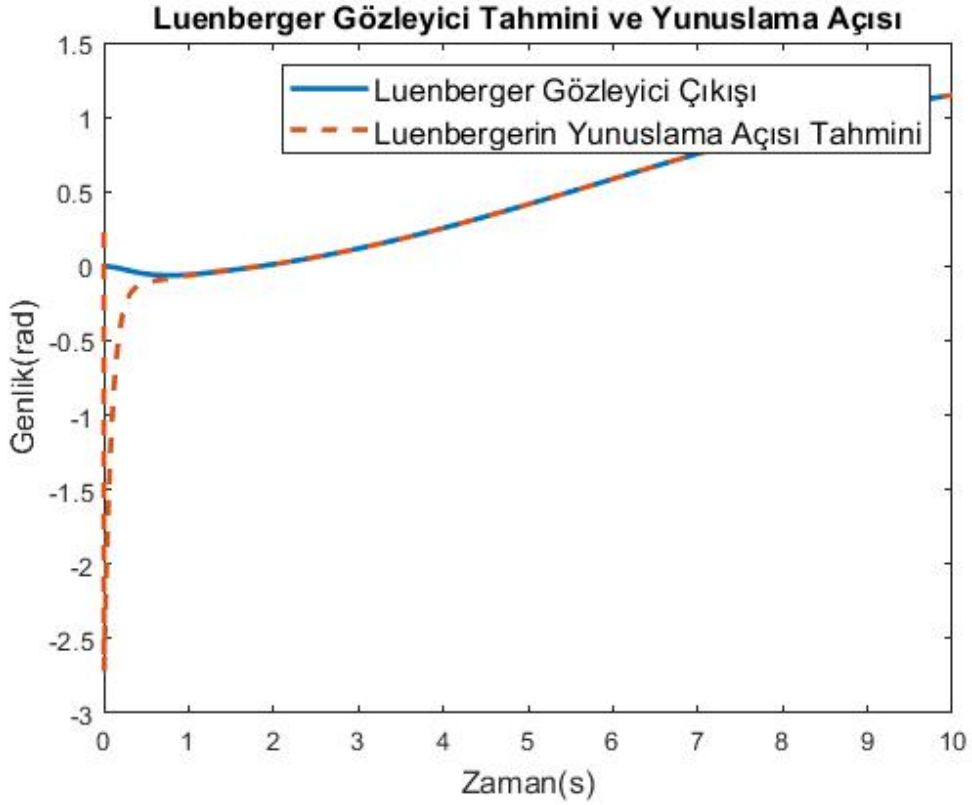


Şekil 6. 16: Luenberger gözleyicinin yakınlaştırılmış hava hızı kestirimi



#### 6.2.4 Yunuslama açısı

Yunuslama açısının uçağın uzunlamasına eksenine, yer kürenin yatay eksenine arasında kalan açı olarak tanımlandığı daha önce bahsedilmiştir. Şekil 6.17 gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin yunuslama açısı kestirimini göstermektedir. Şekil 6.17'dan da görüleceği gibi Luenberger Gözleyici hava hızından sonra en başarılı şekilde yunuslama açısı durum değişkeni üzerinde kestirimler yapmıştır. Gözleyici diğer durum değişkenlerinde de olduğu gibi yine sistemle farklı ilk koşullardan başlamış, fakat neredeyse 1 saniyeden daha kısa bir sürede sistemi yakalamayı başarmıştır.

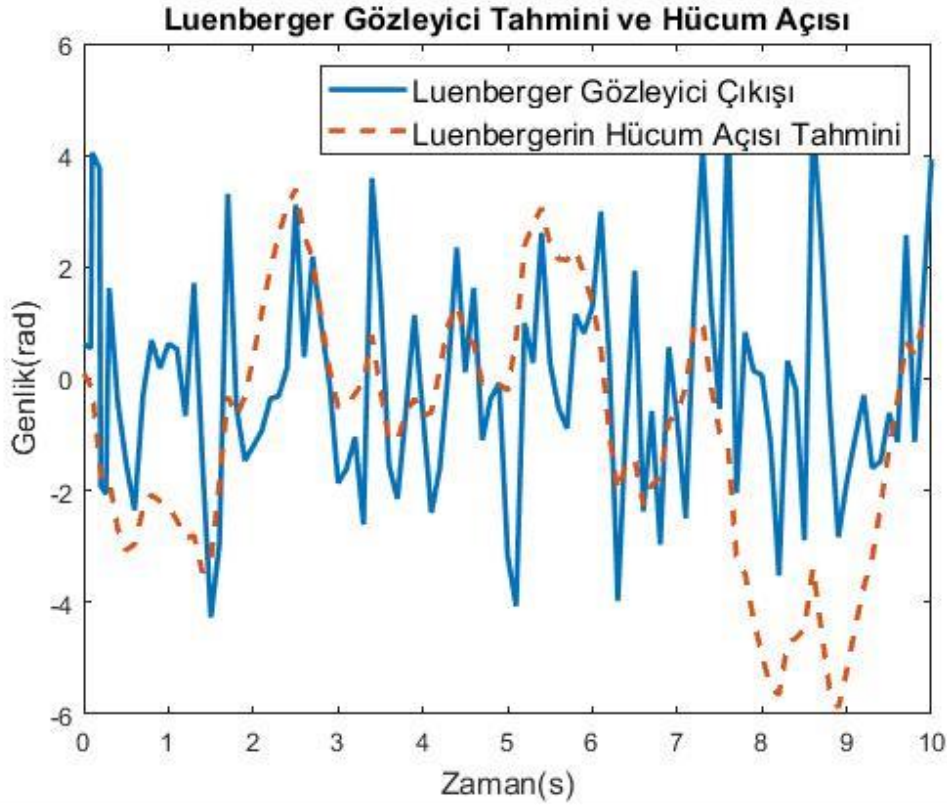


Şekil 6. 17: Yunuslama açısı için gürültüsüz Luenberger gözleyici kestirimi

- Luenberger Gözleyici'nin gürültüsüz ortamdaki tasarımından sonra tıpkı Kalman Filtresi'nde olduğu gibi analizin gerçeğe daha yakın olması için ortama bir miktar beyaz gürültü ekleyerek İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki tüm durum değişkenleri için aynı simülasyonlar tekrarlanmıştır. Luenberger Gözleyici'de ortama eklenen beyaz gürültünün genliği Kalman

Filtresi'nin gürültülü ortamdaki genliği ile aynıdır. Bu simülasyon sonuçları Şekil 6.18, Şekil 6.19, Şekil 6.20 ve Şekil 6.21'de verilmiştir.

### 6.2.5 Hücüm açısı



Şekil 6. 18: Hücüm açısı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi

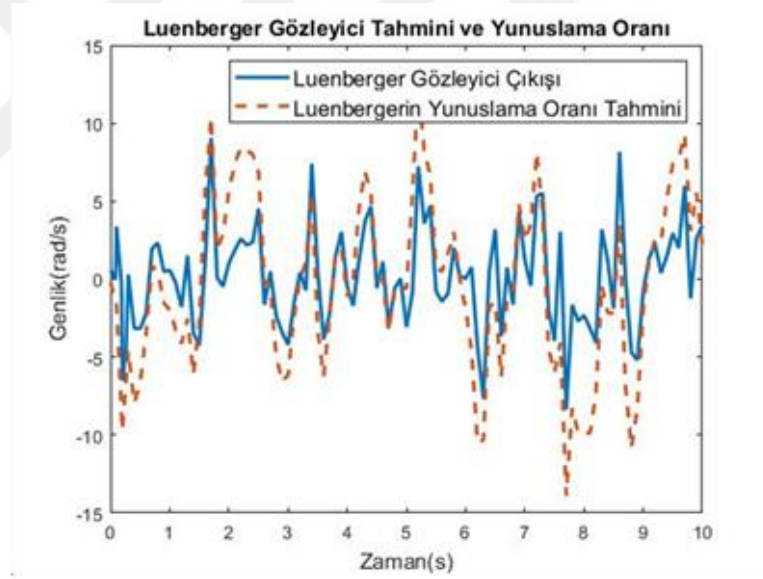
Şekil 6.18 İHA'nın boylamasına durum uzay gösteriminin ilk durum değişkeni olan hücüm açısı için ortama beyaz gürültü verilerek tasarlanmış Luenberger Güzleyici kestirimini ve Luenberger Güzleyici çıkışını göstermektedir.

Ortama gürültü verilerek yapılan simülasyonlar gürültüsüz ortamda yapılan simülasyonlara göre gerçeğe daha yakındır. Fakat ortama gürültü eklenmesi durumunda gürültüsüz ortamda olduğu gibi Luenberger Güzleyici'nin sistemi birebir yakalaması ve sistem çıkışlarına tamamen oturması beklenemez. Gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Güzleyici'de tıpkı gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Güzleyici gibi sistem ile farklı ilk koşullardan başlamıştır. Fakat tüm durum değişkenleri için gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Güzleyici ilk koşulları ile gürültüsüz ortamda tasarlanan Luenberger Güzleyici ilk koşulları birebir aynı

seçilmiştir. Bunun nedeni ise sadece ortama gürültü eklenmesinin Luenberger Gözleyici'nin performansını nasıl etkilediğini gözlemek amaçlanmaktadır.

Şekil 6.18'den görüldüğü gibi, ortama eklenen bir miktar beyaz gürültü Luenberger Gözleyici'nin davranışını değiştirmiştir. Gürültüsüz ortamda Luenberger Gözleyici'nin hücum açısı için oluşturduğu kestirim, sistem çıkışındaki hücum açısı ile hemen hemen aynı davranışı sergilemiştir. Fakat ortama eklenen gürültü nedeniyle, Luenberger Gözleyici kestirimi ve sistem çıkışı davranışı birebir benzememektedir. Ayrıca Şekil 6.17 10 saniyelik simülasyon boyunca gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin sadece 3-7 saniye arasında gözleyici çıkışına yakın değerler kestirim ettiğini kanıtlamaktadır. 7. saniyeden sonra ise bu kestirimler gözleyici çıkışındaki değerlerden uzaklaşmaktadır.

### 6.2.6 Yunuslama oranı



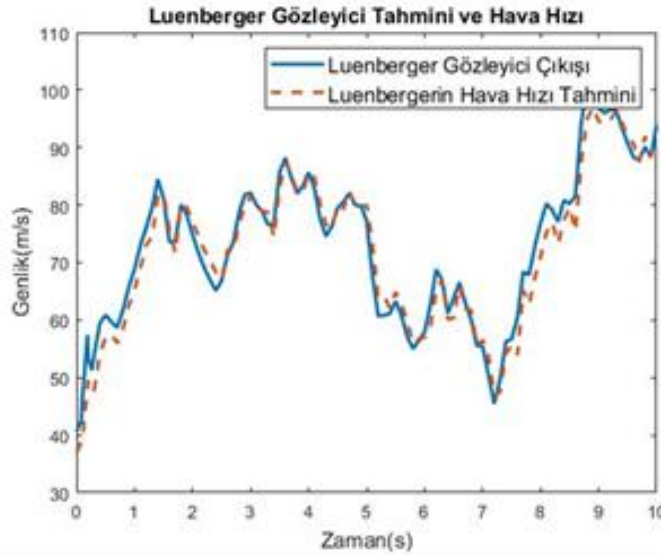
Şekil 6. 19: Yunuslama oranı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi

Luenberger Gözleyici'nin ortamda gürültü varken yunuslama oranı için ürettiği kestirimi ve Luenberger Gözleyici'nin çıkışını görmek için 6.19'e bakmak gerekmektedir. Tıpkı Kalman Filtresi'nde olduğu gibi, gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin yunuslama oranı için oluşturduğu kestirimler yine gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici'nin hücum açısında oluşturduğu kestirimlerden daha başarılıdır. 6.19'den de görüleceği gibi, Luenberger Gözleyici çıkışı ile Luenberger Gözleyici'nin yunuslama oranı için oluşturduğu kestirim

birbirine yakın davranış göstermektedir. Fakat tabiki gürültüsüz ortamdaki Luenberger Gözleyici performansı gibi sistem çıkışı ile birebir örtüşmesi ve sistemi simülasyonun belirli bir anında yakalaması mümkün değildir.

### 6.2.7 Hava hızı

Şekil 6.20 gürültülü ortamdaki Luenberger Gözleyici'nin İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki hava hızı durum değişkeni için yaptığı kestirimi göstermektedir. Tıpkı Kalman Filtresi'nde karşılaşılan durum gibi; İHA'nın boylamasına durum uzay modelindeki tüm durum değişkenleri için gürültülü ortamda tasarlanan Luenberger Gözleyici ile yapılan kestirimlerinden en başarılısı hava hızı durum değişkeni içindir. Şekil 6.20'den da görüleceği gibi gürültülü ortamda olunmasına rağmen Luenberger Gözleyici sistem çıkışındaki hava hızına yakın kestirimler oluşturmuştur.

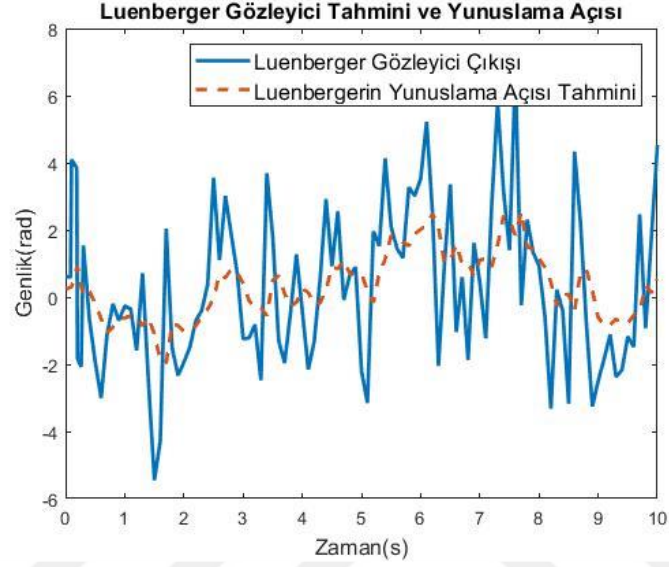


Şekil 6. 20: Hava hızı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi

Luenberger Gözleyici'nin hava hızı çıkışı ile Luenberger Gözleyici'nin hava hızı için oluşturduğu kestirimin birbirine benzemesi her iki durumda da simülasyon boyunca hava hızının genliğindeki değişimin birbirine yakın olmasından kaynaklanmaktadır. Örneğin, simülasyonun 7.saniyesinde filtre çıkışındaki hava hızının genliği ani bir artışa geçerken Luenberger Gözleyici'nin hava hızı için oluşturduğu kestirim de bu yöndedir.

### 6.2.8 Yunuslama açısı

Şekil 6.21'ye bakıldığında Luenberger Gözleyici'nin ortamda bir miktar beyaz gürültü mevcut olduğunda yunuslama açısı için yaptığı kestirimler ve bu kestirimlerin Luenberger Gözleyici çıkışındaki yunuslama açısı değerleriyle olan uygunluğu görülmektedir.



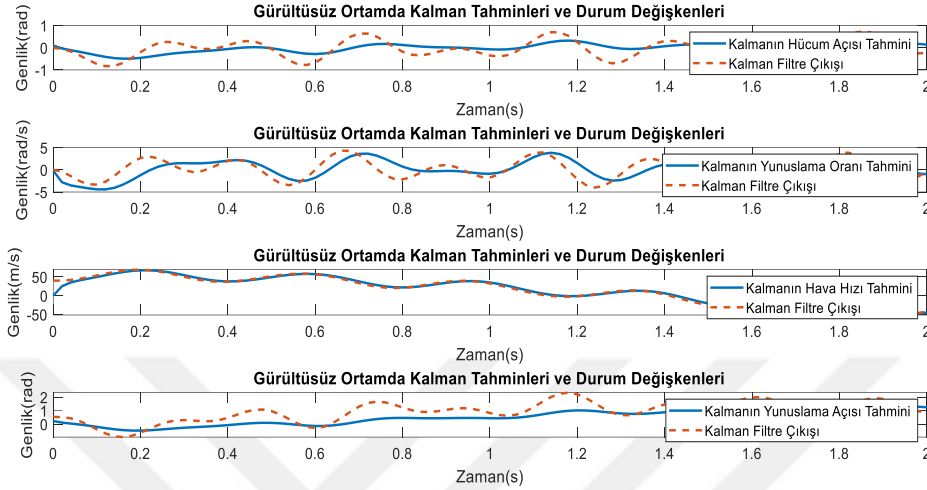
Şekil 6. 21: Yunuslama açısı için gürültülü Luenberger gözleyici kestirimi

Gürültülü ortamdaki Luenberger Gözleyici İHA'nın boylamasına durum uzay modelinin son durum değişkeni olan yunuslama açısı için gözleyici çıkışında ölçülen yunuslama açısı değerlerinden biraz daha farklı kestirimler üretmiştir. Luenberger Gözleyici'nin kestirimleri gözleyici çıkışındaki değerlerle belirli noktalarda aynı olmasına rağmen, Kalman Filtresi'nin tersine gürültülü ortamda Luenberger Gözleyici yunuslama açısı için gözleyici çıkışından daha farklı bir davranış eğilimindedir. Örneğin; 4. ile 5. saniye arasında gözleyici çıkışında ölçülen yunuslama açısı genliği hem keskin bir şekilde artıp hem azalırken, gözleyicinin kestirimi sonucunda oluşan yunuslama açısı genliği sadece artma yönünde bir davranış sergilemektedir.

### 6.3 Sinüs Giriş ile Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici Simülasyon Sonuçları

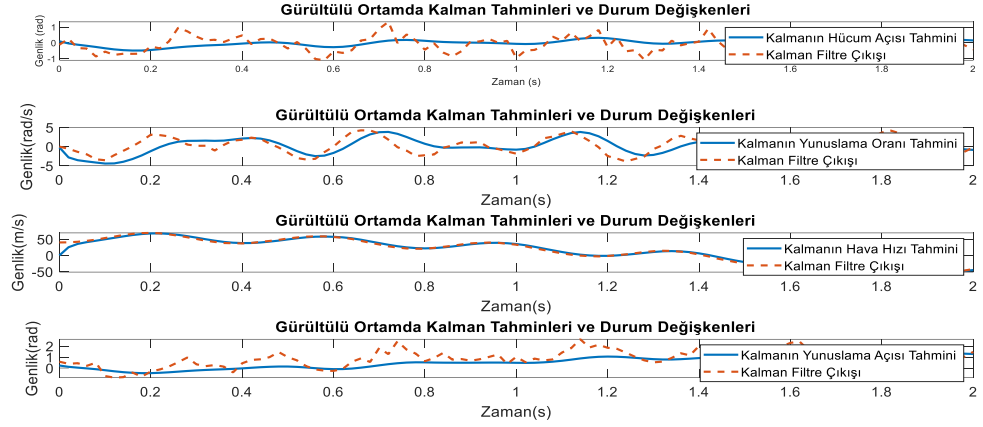
Gürültüsüz ve gürültülü ortamda sisteme sabit değerlere sahip giriş sinyalleri verildikten sonra, aynı İHA sistemine gürültülü ve gürültüsüz ortamda giriş

sinyallerinin farklı frekanslarda sinus sinyali olduğu durum için Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici tasarımı yine MATLAB ve SIMULINK ortamlarında yapılmış ve benzer simülasyonlar tekrarlanmıştır. Bu simülasyon sonuçları Şekil 6.22, Şekil 6.23, Şekil 6.24, Şekil 6.25, Şekil 6.26 ve Şekil 6.27’de gösterilmiştir.

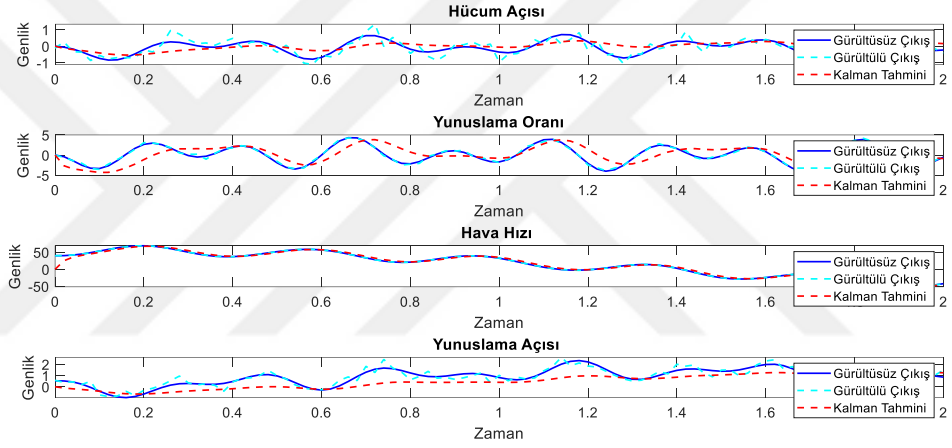


Şekil 6. 22: Gürültüsüz ortamda sinus giriş sinyalleri altında Kalman filtresi kestirimleri

Şekil 6.22 ve Şekil 6.25 gürültüsüz ortamda farklı frekanslara sahip sinus giriş sinyalleri altında Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici’nin boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen İHA sisteminin durum değişkenleri kestirimlerini göstermektedir. Şekil 6.22 ve Şekil 6.25’den görüldüğü gibi, gürültüsüz ortamda aynı dinamik sisteme, aynı giriş sinyalleri uygulanmasına rağmen Luenberger Gözleyici Kalman Filtresi’ne göre sistemin durum vektörlerini çok daha hızlı ve doğru bir şekilde kestirim etmiştir. Şekil 6.25’de, Luenberger Gözleyici’nin gürültüsüz ortamda sistemi yaklaşık 0.25 saniyede birebir yakaladığı gözlemlenmektedir.

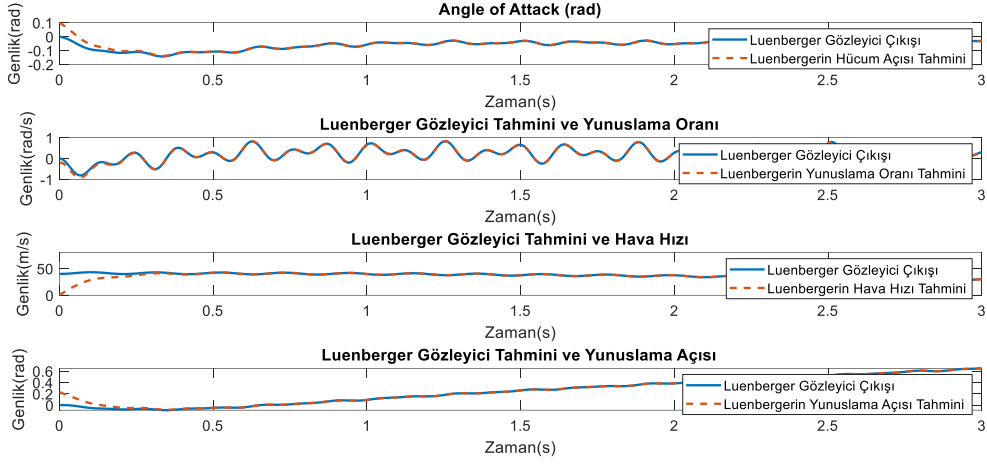


Şekil 6. 23: Gürültülü ortamda sinüs giriş sinyalleri altında Kalman filtresi

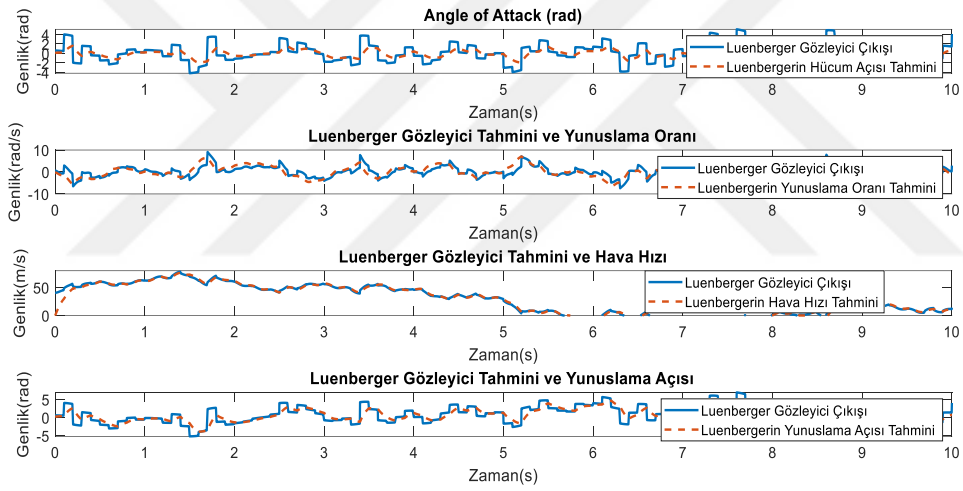


Şekil 6. 24: Sinüs giriş sinyalleri altında gürültülü, gürültüsüz çıkış ve Kalman tahmini

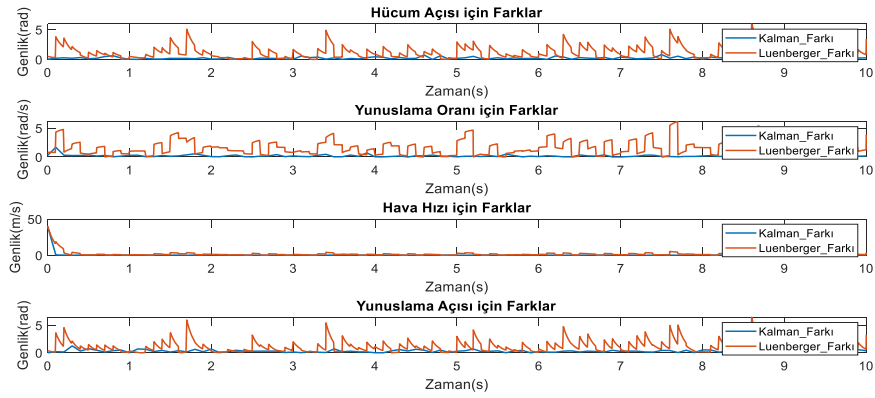
Şekil 6.23 ve Şekil 6.26 gürültülü ortamda farklı frekanslara sahip sinüs giriş sinyalleri altında Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin boylamasına durum uzayı gösterimi ile ifade edilen İHA sisteminin durum değişkenleri kestirimlerini göstermektedir. Şekil 6.23 ve Şekil 6.26'den görüldüğü gibi, gürültülü ortamda aynı dinamik sisteme, aynı giriş sinyalleri uygulanmasına rağmen Kalman Filtresi Luenberger Gözleyici'ye göre sistemin durum vektörlerini çok daha hızlı ve doğru bir şekilde kestirim etmiştir. Şekil 6.23 ve Şekil 6.26'de verilen Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici performanslarını daha iyi kıyaslamak adına Şekil 6.27'ya bakmak yeterli olacaktır.



Şekil 6. 25: Gürültüsüz ortamda sinüs giriş sinyalleri altında Luenberger gözleyici kestirimleri



Şekil 6. 26: Gürültülü ortamda sinüs giriş ile Luenberger gözleyici kestirimleri



Şekil 6. 27: Gürültülü ortamda Kalman ve Luenberger hata vektörleri



## 7. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında boylamasına durum uzay modeli ile ifade edilen İHA'nın durum değişkenleri kestirim edilmiştir. Sistem dinamiklerine yön veren durum vektörlerinin kestirim edilmesinde Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici kullanılmıştır. Söz konusu filtre ve gözleyici MATLAB ve SIMULINK ortamlarında tasarlanmıştır. Tasarımı yapılan filtre ve gözleyici İHA'nın durum değişkenlerini önce sabit değerli giriş sinyalleri altında hem gürültülü hem gürültüsüz ortamda kestirim etmiştir. Daha sonra aynı simülasyonlar farklı frekanslara sahip sinüs giriş sinyalleri ile tekrarlanmıştır.

Yapılan simülasyon çalışmalarında insansız hava aracı için durum vektörlerinin kestirim edilmesinde kullanılan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin performanslarının simülasyonun yapıldığı ortama göre değiştiği gözlemlenmiştir. Bir diğer deyişle, simülasyon ortamı kestirim edicinin performansını doğrudan etkilemektedir. Örneğin simülasyon ortamı stokastik ise yani ortamda bir belirsizlik varsa Kalman Filtresi hava aracının durum değişkenlerini daha yüksek doğruluk oranında ve daha hızlı kestirim ederken, deterministik ortamlarda yani belirsizliğin bulunmadığı ortamlarda ise Luenberger Gözleyici durum kestirimi konusunda daha başarılıdır. Bunun en büyük nedeni Luenberger Gözleyici'nin gürültüsüz ortam için tasarlanmış olmasıdır. Kalman Filtresi ise gerçeğe daha yakın sistemler için yani gürültülü sistemleri için tasarlanmıştır.

Bu tez çalışmasında tasarlanan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici sadece sabit kanatlı İHA'ların durum değişkenlerinin kestirimi için değil aynı zamanda pervaneli dronların durum kestirimini yapmak için de kullanılabilir. Ayrıca bu tez çalışmasının gelecekteki devamı olarak sahip olunan dinamik sistemi doğrusallaştırıp Kalman Filtresi'nin doğrusal versiyonunu kullanmak yerine doğrusal olmayan sistem doğrudan Genişletilmiş Kalman Filtresi veya Kokusuz Kalman Filtresi'nde uygulanarak da sistemin durum vektörleri kestirilebilir. Genişletilmiş Kalman Filtresi'nden elde edilen sonuçlar, Kalman filtresinin doğrusal versiyonu ve Luenberger Gözleyici sonuçlarıyla kıyaslanabilir. Tüm bunlara ek olarak gelecekteki çalışmalarda, İHA'nın boylamasına durum uzay modelinde bulunan giriş sinyalleri kullanıcının tasarladığı sinyaller (sabit değerli ya da farklı frekanslı sinüzoidal) yerine gerçek İHA verisi kullanılarak da aynı simülasyonlar tekrarlanabilir. Böylece

tasarlanan Kalman Filtresi ve Luenberger Gözleyici'nin İHA'nın boylamasına durum vektörlerini kestirim performansları gerçeğe daha uygun olarak incelenmiş ve kıyaslanmış olur.



## KAYNAKLAR

- [1] **Kahveci, M., & Can, N.,** (2017). İnsansız hava araçları: Tarihçesi, tanımı, Dünyada ve Türkiye'deki yasal durumu. *Selçuk Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Bilim ve Teknik Dergisi*, 5(4), 511–535, doi: 10.15317/Scitech.2017.109.
- [2] **Çömert, R., Avdan U., Şenkal E.,** (2012). İnsansız hava araçlarının kullanım alanları ve gelecekteki beklentiler, *IV. Uzaktan Algılama ve Coğrafi Bilgi Sistemleri Sempozyumu (UZAL-CBS 2012)*, 16-19 Ekim.
- [3] **Kürkçü, B., Kasnakoglu, C.,** (2018). Robust autopilot design based on a disturbance/uncertainty/coupling estimator, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 1–8, doi: 10.1109/TCST.2018.2859179.
- [4] **Kürkçü, B., Kasnakoglu, C., Efe, Ö.,** (2018). Disturbance/uncertainty estimator based robust control of nonminimum phase systems, *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 23(4), 1941–1951, doi:10.1109/TMECH.2018.2835658.
- [5] **Kürkçü, B., Kasnakoglu, C.,** (2018). Robust temperature control of a thermoelectric cooler via  $\mu$ -synthesis, *Journal of Electronic Materials*, 47(8), 4421–4429, doi: 10.1007/s11664-018-6104-1.
- [6] **Kürkçü, B., Kasnakoglu, C., Efe, M. Ö.,** (2018). Disturbance/uncertainty estimator based integral sliding-mode control, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 63(11), 3940–3947, doi:10.1109/TAC.2018.2808440.
- [7] **Hong, J., Laflamme, S., Dodson, J., & Joyce, B.,** (2018). Introduction to state estimation of high-rate system dynamics, *Sensors*, 18(2), 217. doi: 10.3390/s18010217.
- [8] **Abdellah Mokhtari, N. K. M'Sirdi, K. Meghriche & A. Belaidi** (2006). Feedback linearization and linear observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle, *Advanced Robotics*, 20:1, 71-91, doi: 10.1163/156855306775275495.
- [9] **Langelaan, J. W.** (2007). State estimation for autonomous flight in cluttered environments, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 30(5), 1414–1426, doi: 10.2514/1.27770.
- [10] **Fiorenzani, T., Manes, C., Oriolo, G., and Peliti, P.,** (2008). Comparative study of unscented Kalman filter and extended Kalman filter for position/attitude estimation in unmanned aerial vehicles, *Inst. for Systems Analysis and Computer Science (IASI-CNR)*, Rome, Italy. Adres: <http://www.iasi.cnr.it/>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [11] **Rafaralahy, H., Richard, E., Boutayeb, M., & Zasadzinski, M.,** (2008). Simultaneous observer based sensor diagnosis and speed estimation of Unmanned Aerial Vehicle, *47th IEEE Conference on Decision and Control*, Cancun, Mexico, 9-11 Aralık.

- [12] **Carnduff, S.**, (2008). *System identification of unmanned aerial vehicles* (doktora tezi). Adres: <http://dspace.lib.cranfield.ac.uk>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [13] **Meng, L., Li, L., & Veres, S.**, (2010). Aerodynamic parameter estimation of an unmanned aerial vehicle based on extended Kalman filter and its higher order approach, *2nd International Conference on Advanced Computer Control*, Shenyang, Liaoning, China, 27-29 Mart.
- [14] **Langelaan, J., Alley, N., & Niedhoefer, J.**, (2010). Wind field estimation for small unmanned aerial vehicles, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario, Canada, 2-5 Ağustos.
- [15] **Dai, R., & Cochran, J.**, (2010). Path planning and state estimation for unmanned aerial vehicles in hostile environments, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 33(2), 595–601, doi: 10.2514/1.46323.
- [16] **Koehl, A., Rafaralahy, H., Boutayeb, M., & Martinez, B.**, (2011). Time-varying observers for launched unmanned aerial vehicle, *IFAC Proceedings Volumes*, 44(1), 14380–14385, doi: 10.3182/20110828-6-it-1002.00858.
- [17] **Chamberlain, C., H.**, (2011). *System identification, state estimation, and control of unmanned aerial robots* (yüksek lisans tezi). Adres: <https://scholarsarchive.byu.edu>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [18] **Rigatos, G. G.**, (2012). Nonlinear Kalman filters and particle filters for integrated navigation of unmanned aerial vehicles, *Robotics and Autonomous Systems*, 60(7), 978–995, doi: 10.1016/j.robot.2012.03.001.
- [19] **Quebe, S. C.**, (2013) *Modeling, parameter estimation, and navigation of indoor quadrotor robots* (yüksek lisans tezi). Adres: <https://scholarsarchive.byu.edu>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [20] **Naruoka, M., Hino, T., Tsuchiya, T., & Suzuki, S.**, (2013). System identification of small unmanned aerial vehicle flight characteristics issue I: Evaluation of measurement avionics and analytical methods. *Transactions Of The Japan Society For Aeronautical And Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 11(0), 43–52, doi: 10.2322/tastj.11.43.
- [21] **Poorman, D., P.**, (2014). *State estimation for autopilot control of small unmanned aerial vehicles in windy conditions* (yüksek lisans tezi). Adres: <https://www.semanticscholar.org/>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [22] **Leutenegger, S., Melzer, A., Alexis, K., & Siegwart, R.**, (2014). Robust state estimation for small unmanned airplanes., *IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, Antibes/Nice, France, 8-10 Ekim.
- [23] **Gatsonis, N. A., Demetriou, M. A., & Egorova, T.**, (2015). Real-time prediction of gas contaminant concentration from a ground intruder using a UAV, *2015 IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST)*, Waltham, MA, USA, 14-16 Nisan.

- [24] **Kürkçü, B., & Kasnaoğlu, C.,** (2015). Estimation of unknown disturbances in gimbal systems, *Applied Mechanics and Materials*, 789-790, 951–956, doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.789-790.951.
- [25] **Marantos, P., Koveos, Y., & Kyriakopoulos, K. J.,** (2016). UAV state estimation using adaptive complementary filters, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 24(4), 1214–1226, doi: 10.1109/tcst.2015.2480012.
- [26] **Seng, L. K., Ovinis, M., N., Seulin, R., & Morel, O.,** (2016). Vision-based State Estimation of an Unmanned Aerial Vehicle, *Trends in Bioinformatics*, 10(1), 11–19. doi: 10.3923/tb.2017.11.19
- [27] **Petnga, L., & Xu, H.,** (2016). Security of unmanned aerial vehicles: Dynamic state estimation under cyber-physical attacks, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Key Bridge Marriott, Arlington, VA, USA, 7-10 Haziran.
- [28] **Lou, X., & Jiang, Z.,** (2016). Event-triggered control of spatially distributed processes via unmanned aerial vehicle, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 13(6), 172988141667513, doi: 10.1177/1729881416675138.
- [29] **Bodo, Z., & Lantos, B.,** (2017). State estimation for UAVs using sensor fusion, *IEEE 15th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics (SISY)*, Subotica, Serbia, 14-16 Eylül.
- [30] **Razali, S., & Zhahir, A.,** (2017). Analysis of UAV state estimation modeling based on AHRS and INS configurations, *AIP Conference Proceedings*, doi: 10.1063/1.5002061.
- [31] **Elzoghby, M., Li, F., Arafa, I., & Arif, U.,** (2017). Multi-mode estimation for small fixed wing unmanned aerial vehicle localization based on a linear matrix inequality approach, *Sensors*, 17(4), 887, doi: 10.3390/s17040887.
- [32] **Coelho, A., F.,** (2017). *System identification and parameter space control design for a small unmanned aircraft* (yüksek lisans tezi). Adres: <https://www.researchgate.net>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [33] **Kurkcu, B., & Kasnakoglu, C.,** (2019). Robust autopilot design based on a disturbance/uncertainty/coupling estimator, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 27(6), 2622–2629, doi: 10.1109/tcst.2018.2859179.
- [34] **Fink, G.,** (2018). *Computer vision-based motion control and state estimation for unmanned aerial vehicles (UAVs)* (doktora tezi). Adres: <https://www.researchgate.net/>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [35] **Khamseh, H. B., Ghorbani, S., & Janabi-Sharifi, F.,** (2019). Unscented Kalman filter state estimation for manipulating unmanned aerial vehicles. *Aerospace Science and Technology*, 92, 446–463, doi: 10.1016/j.ast.2019.06.009.

- [36] **Al-Mashhadani, M. A.**, (2019). Optimal control and state estimation for unmanned aerial vehicle under random vibration and uncertainty. *Measurement and Control*, 52(9-10), 1264–1271, doi: 10.1177/0020294019866860.
- [37] **Dikmen, M.**, (2015). İnsansız Hava Aracı (İHA) Sistemlerinin hava hukuku bakımından incelenmesi, *Savunma Bilimleri Dergisi*, vol.14 pp.149-150.
- [38] **Karaağaç, C.**, (2016). İHA sistemleri yol haritası, pp.11-12.
- [39] **Korkmaz, Y.**, İyibilgin, O. Ve Fındık, F., (2016). Geçmişten günümüze insansız hava araçlarının gelişimi, *Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi*, v.2, ss.103-109.
- [40] **Karakoç, H., Yazar, I. Ve Yiğit, E.**, (2018). İnsansız hava araçları (İHA)'nın kapsamlı sınıflandırması ve gelecek perspektifi, *Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi*, v.3, ss.10-19.
- [41] **Karaağaç, C.**, (2018). Geleceğin insansız hava aracı sistemlerinde uçuş emniyeti, *HEYS 2018 Sempozyumu*, Ankara, Türkiye, 18-19 Nisan.
- [42] **Ural, H.**, (2018). *Sürü halinde görev yapan insansız hava araçları ve teknolojileri* (uzmanlık tezi), Adres: <https://www.uab.gov.tr>. Alındığı tarih: 06.04.2020.
- [43] **Aktan, H.**, (2018). *Sürekli zaman genelleştirilmiş öngörülü denetleyici ile F-16 uçuş denetim sistemi tasarımı* (yüksek lisans tezi). Adres: [www.openaccess.hacettepe.edu.tr](http://www.openaccess.hacettepe.edu.tr). Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [44] **Öztürk, O.** “Uçak Dinamiğine Giriş”, Adres: <https://docplayer.biz.tr>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [45] **Donbaloğlu, H. İ.**, (2014). Çok maksatlı hibrid insansız hava aracı sistemi geliştirilmesi (yüksek lisans tezi), Adres: <https://polen.itu.edu.tr>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [46] **Çatalbaş, M. C., Bayrak, Z. U., & Gülten, A.**, (2015). Hava taşıtlarının uçuş kontrolü için doğrusal kuadratik regülatör yöntemi ile optimal kontrolör tasarımı, *Fırat Üniv. Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 27(2), 1–9.
- [47] **Doğancı, A.**, (2003). F16 uçağının boylamsal hareketinin dayanıklı kontrolü (yüksek lisans tezi). Adres: <https://polen.itu.edu.tr>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [48] **Çayiroğlu, İ.**, (2012). Kalman filtresi ve programlama, *Fen ve Teknoloji Bilgi Paylaşımı*, 2012-1.
- [49] **Kalman, R. E.**, (1960). A new approach to linear filtering and prediction problems, *Journal of Basic Engineering*, 82(1), 35–45, doi: 10.1115/1.3662552.
- [50] **Montella, C.**, (2011). The Kalman filter and related algorithms. Adres: <https://www.researchgate.net/>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [51] **Luenberger, D. G.**, (1964). Observing the state of a linear system, *IEEE Transactions on Military Electronics*, 8(2), 74–80, doi: 10.1109/tme.1964.4323124

- [52] **Karaahmetoğlu, A.**, (2011). Dört rotorlu (quadrotor) hava aracının durum kestirimine dayalı lqg ile yörünge kontrolü (lisans bitirme tasarım projesi). Adres: <https://www.academia.edu>. Alındığı tarih: 30.03.2020.
- [53] **Radisavljevic-Gajic, V.**, (2014). Linear observers design and implementation, *Proceedings of 2014 Zone 1 Conference of the American Society for Engineering Education*, Bridgeport, Connecticut, USA, 3-5 Nisan.
- [54] Url-1 <http://www.ctie.monash.edu.au> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [55] Url-2 <https://www.nationalmuseum.af.mil> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [56] Url-3 <https://www.baesystems.com> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [57] Url-4 <https://tr.wikipedia.org> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [58] Url-5 <https://airandspace.si.edu> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [59] Url-6 <https://www.pbs.org> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [60] Url-7 <https://www.iai.co.il> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [61] Url-8 <http://slonder.tripod.com> alındığı tarih: 06.04.2020
- [62] Url-9 <http://imuk.org.tr> Alındığı tarih: 06.04.2020
- [63] Url-10 <https://kasnakoglu.wordpress.com/> Alındığı tarih: 06.04.2020





## ÖZGEÇMİŞ

**Ad Soyad** : Büşra KÜÇÜKATEŞ  
**Uyruğu** : Türkiye Cumhuriyeti  
**Doğum Tarihi ve Yeri** : 21.09.1993 ÇANKAYA  
**E-posta** : bkucukates@etu.edu.tr

### ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, TED Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği

### MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2019-halen	ASELSAN A.Ş	Sistem Tasarım Mühendisi
2018-2019	Bilkon Bilgisayar Kontrollü Cihazlar Ltd. Şti.	AR-GE Mühendisi

Yıl	Yer	Burs/Ödül
2013-2014	TED Üniversitesi	Mühendislik Fakültesi 2.ligi
2014-2015	TED Üniversitesi	Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölüm 2.ligi

**YABANCI DİL:** İngilizce

### TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **B. Kucukates**, E.N Demirhan, and C. Kasnakoglu, "State Estimation of UAV System Using Kalman Filter and Luenberger Observer", *2020 International Conference on Electronic Engineering and Signal Processing (EESP 2020)*, Istanbul, 2020

### DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **B. Kucukates**, M. Turduev, E. Bor and H. Kurt, "Photonic crystal sub-wavelength  $\lambda/5$  focusing lens design using optimization method," 2016 18th International Conference on Transparent Optical Networks (ICTON), Trento, 2016, pp. 1-4. doi: 10.1109/ICTON.2016.7550405