

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİNDE HATA TESPİT YAKLAŞIMLARI



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Merve DEMİRCAN

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

ARALIK 2019

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 171211047 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Merve DEMİRCAN**'ın ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİNDE HATA TESPİT YAKLAŞIMLARI**" başlıklı tezi **02,12,2019** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

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

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Ayşe Melda YÜKSEL TURGUT(Başkan)**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Doç. Dr. Nilay SEZER UZOL
Orta Doğu Teknik 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.

Merve Demircan

ÖZET

Yüksek Lisans

İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİNDE HATA TESPİT YAKLAŞIMLARI

Merve Demircan

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

Danışman: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Tarih: Aralık 2019

İnsansız hava araçlarının günümüzdeki kullanım alanının hızla artmasıyla birlikte özellikle kontrol yüzeylerinde oluşabilecek problemlerin erken tespiti için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Bu hata tespitleri, insansız hava araçları (İHA) için sistem güvenliği, dayanıklılık ve güvenilirliğin sağlanmasında önemli bir rol oynar. Bu tez, insansız hava araçlarında irtifa dümeni, yön dümeni ve kanatçık gibi kontrol yüzeylerinin kilitlemesi, sisteme rastgele giriş değerlerinin verilmesi ve benzeri gibi farklı hata senaryoları için doğrusal olmayan sistemler için Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Kokusuz Kalman Filtresi yöntemlerinin uygulanmasını göstermektedir. Sensör sonuçları ile tahmin sonuçları arasında karşılaştırma yapıp ilgili durumların tahminini sunmaktadır. İlk olarak, dinamik ve kinematik denklemlerin yardımıyla hava aracı sisteminin doğrusal olmayan durum uzay sistemi formüle edilmiştir. İnsansız hava aracının ayrodinamik parametreleri rüzgar tüneli deneyleri, uçuş testleri ve parametre benzetim yöntemleri gibi yöntemlerle belirlenmiş, gerekli varsayımlar yapılmış ve sistem matematiksel ortamdan çıkarılıp Simulink ortamında modellenmiştir. Ardından, filtreleri uygulamak için irtifa dümeni, yön dümeni ve kanatçık gibi farklı kontrol yüzeyleri için belirli sürelerde sistemde oluşan farklı hata senaryoları oluşturulmuş ve sistem modeline uygulanmıştır. Sonrasında hatalı kontrol yüzeyinin etkilediği yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareketlerinden ilgili hareket

durumları incelenmiş ve hata tespitleri gözlemlenmiştir. Son olarak, ölçüm ve filtre tahminleri yorumlanmıştır. Sistem MATLAB ve Simulink ortamında modellenmiştir. Yöntemlerin performansları simülasyon sonuçları kullanılarak yorumlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Kalman filtresi, İnsansız hava araçları, EKF, UKF, Doğrusal olmayan sistemler, Modelleme, Matlab, Simulink, Elektronik uçuş kontrol sistemleri, Aktüatör hata tespiti, Durum uzay modelleri



ABSTRACT

Master of Science

FAULT DETECTION METHODS FOR UNMANNED AIRVEHICLES

Merve Demircan

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

Supervisor: Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu

Date: December 2019

Various methods have been developed for the early detection of problems that may occur especially on the control surfaces with the rapid increase in the usage area of unmanned aerial vehicles. These fault detection methods play an important role in ensuring system security, durability and reliability for unmanned aerial vehicles (UAVs). This thesis demonstrates the application of Extended Kalman Filter and Unscented Kalman Filter methods for nonlinear systems for different fault scenarios such as locking of control surfaces such as rudder, elevator and aileron of unmanned aerial vehicles or random input values to the system and etc. It compares the sensor results with the estimation results and presents the estimation of the relevant situations. Firstly, the nonlinear state space system of the aircraft system is formulated with the help of dynamic and kinematic equations. Aerodynamic parameters of unmanned aircraft are determined by methods such as wind tunnel experiments, flight tests and parameter comparison methods, necessary assumptions were made and the system is taken from mathematical environment and modeled in Simulink environment. Then, different error scenarios are created for different control surfaces such as rudder, elevator and aileron in order to apply the filters and applied to the system model. Afterwards, the related motion cases are examined from

the pitch, roll and yaw movements affected by the faulty control surface and the error determinations are observed. Finally, measurement and filter estimations are interpreted. The system is modeled in MATLAB and Simulink environment. The performances of the methods are interpreted using simulation results.

Keywords: Kalman filter, Unmanned Air Vehicles, EKF, UKF, Nonlinear systems, Modeling, Simulation, Matlab, Simulink, Flight control systems, Actuator fault detection, State space modeling



TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren kıymetli hocam Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu'na, tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan, beni bugünlere getiren babam Kerim Demircan'a ve annem őennur Demircan'a çok teşekkür ederim. Bu süreçte benden desteklerini esirgemeyen arkadaşlarıma teşekkür ederim. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi kurumuna bana burs sağladığı için ayrıca teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	vii
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	xi
İÇİNDEKİLER	xiii
ŞEKİL LİSTESİ	ixv
ÇİZELGE LİSTESİ	xvii
KISALTMALAR	xixi
SEMBOL LİSTESİ	xxi
RESİM LİSTESİ	xxiiiv
1. GİRİŞ	1
1.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi	3
1.2 Tezin Amacı	2
1.3 Tezde kullanılan İnsansız Hava Aracı Modeli	4
2. İHA UÇUŞ DİNAMİĞİ MATEMATİKSEL MODELLEME	7
3. HAVA ARAÇLARINDA ARIZA TESPİT YAKLAŞIMLARI	23
3.1 Amaç	23
3.2 Kalman Filtreleri	25
3.3 Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF)	27
3.4 Kokusuz Kalman Filtresi (UKF)	32
4. SİMULASYONLAR VE SONUÇLAR	39
4.1 Senaryo 1: Kanatçık için nominal senaryo	43
4.2 Senaryo 2: Sabit girişle 10. Saniyede 5 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu	47
4.3 Senaryo 3: Sinüs dalgası girişle farklı referans değerleriyle 10. Saniyede 3 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu.....	51
4.4 Senaryo 4: Yön dümeni (rudder) nominal senaryo	54
4.5 Senaryo 5: Sinüs dalgası yön dümeni girişiyle 10. Saniyede 3 dereceye kilitlenen yön dümeni (rudder) senaryosu.....	58
4.6 Senaryo 6: İrtifa dümeni (elevator) nominal senaryo.....	61
4.7 Senaryo 7: Sinüs dalgası irtifa dümeni girişli 10. Saniyede 5 dereceye kitlenen irtifa dümeni (elevator) senaryosu.....	64
5. SONUÇ VE ÖNERİLER	69
KAYNAKLAR	73
ÖZGEÇMİŞ	77

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: Euler açıları[13].	8
Şekil 2.2: Gövde ve kararlılık eksenleri, hücum ve kayma açıları gösterimi[14].	8
Şekil 3.1: EKF filtrelili sistem modeli blok diyagramı.	28
Şekil 3.2: EKF blok diyagramı.	29
Şekil 3.3: UKF filtrelili sistem modeli blok diyagramı.	32
Şekil 4.1: Uçak hareket eksenleri [45].	39
Şekil 4.2: Hava aracının Simulink ortamında filtresiz üst seviye modeli.	40
Şekil 4.3: Uçak dinamiğinin Simulink ortamında genel görünümü.	41
Şekil 4.4: Sistem çalışma prensibi blok diyagramı.	43
Şekil 4.5: Kanatçık aktüatör sinyali	44
Şekil 4.6: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	44
Şekil 4.7: EKF sonuçları.	45
Şekil 4.8: UKF sonuçları.	45
Şekil 4.9: EKF ve UKF için hata grafiği.	45
Şekil 4.10: Spektrum analizi.	46
Şekil 4.11: Kanatçık aktüatör sinyali.	47
Şekil 4.12: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	48
Şekil 4.13: EKF sonuçları.	48
Şekil 4.14: UKF sonuçları.	48
Şekil 4.15: EKF ve UKF için hata grafiği.	49
Şekil 4.16: Spektrum analizi.	49
Şekil 4.17: Simülasyon kitlenme anındaki uyarı.	50
Şekil 4.18: Simülasyon bitişindeki uyarı.	50
Şekil 4.19: Kanatçık aktüatör sinyali	51
Şekil 4.20: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	52
Şekil 4.21: EKF sonuçları.	52
Şekil 4.22: UKF sonuçları.	52
Şekil 4.23: EKF ve UKF için hata grafiği.	53
Şekil 4.24: Spektrum analizi.	53
Şekil 4.25: Yön dümeni aktüatör sinyali.	55
Şekil 4.26: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	55
Şekil 4.27: EKF sonuçları.	56
Şekil 4.28: UKF sonuçları.	56
Şekil 4.29: EKF ve UKF için hata grafiği.	56
Şekil 4.30: Spektrum analizi	57
Şekil 4.31: Yön dümeni aktüatör sinyali.	58
Şekil 4.32: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	59
Şekil 4.33: EKF sonuçları.	59
Şekil 4.34: UKF sonuçları.	59
Şekil 4.35: EKF ve UKF için hata grafiği.	60
Şekil 4.36: Spektrum analizi.	60

Şekil 4.37: İrtifa dümeni aktüatör sinyali.....	62
Şekil 4.38: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	62
Şekil 4.39: EKF sonuçları.	62
Şekil 4.40: UKF sonuçları.	63
Şekil 4.41: EKF ve UKF için hata grafiği.	63
Şekil 4.42:Spektrum analizi.	63
Şekil 4.43: İrtifa dümeni aktüatör sinyali.....	65
Şekil 4.44: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.	65
Şekil 4.45: EKF sonuçları.	66
Şekil 4.46: UKF sonuçları.	66
Şekil 4.47: EKF ve UKF için hata grafiği.	66
Şekil 4.48: Spektrum analizi.	67



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1: EKF’de kullanılan değerler.....	31
Çizelge 3.2: UKF’de larda kullanılan değerler.	37
Çizelge 4.1: Simülasyonlarda denenen senaryolar.....	42
Çizelge 4.2: Aktüatör dinamiği modelleme değerleri.	43
Çizelge 4.3: Senaryo 1 Sistem Giriş Koşulları.....	44
Çizelge 4.4: Simülasyon süresi.	46
Çizelge 4.5: Senaryo 2 sistem giriş koşulları.	47
Çizelge 4.6: Simülasyon süresi.	50
Çizelge 4.7: Senaryo 3 sistem giriş koşulları.....	51
Çizelge 4.8: Simülasyon süresi.	54
Çizelge 4.9: Senaryo 4 sistem giriş koşulları.	54
Çizelge 4.10: Simülasyon süresi.	57
Çizelge 4.11: Senaryo 5 sistem giriş koşulları.....	58
Çizelge 4.12: Simülasyon süresi.	61
Çizelge 4.13: Senaryo 6 sistem giriş koşulları.....	61
Çizelge 4.14: Simülasyon süresi	64
Çizelge 4.15: Senaryo 7 sistem giriş koşulları.....	64
Çizelge 4.16: Simülasyon süresi.	67

KISALTMALAR

IHA	: İnsansız hava aracı
EKF	: Extended Kalman Filtresi
UKF	: Unscented Kalman Filtresi
AR	: Kanat açıklık oranı



SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
α	Hücum açısı
B	Yanal Açığı
U	İHA'nın x yönündeki doğrusal hızı
v	İHA'nın y yönündeki doğrusal hızı
w	İHA'nın z yönündeki doğrusal hızı
V	İHA eşlenik hızı
V_0	İHA eşlenik ilk hızı
P	İHA'nın x yönündeki açısal hızı
q	İHA'nın y yönündeki açısal hızı
r	İHA'nın z yönündeki açısal hızı
Φ	Yuvarlanma açısı
θ	Yunuslama açısı
ψ	Sapma açısı
L	Yuvarlanma momenti
M	Yunuslama momenti
N	Sapma momenti
x_e, y_e, z_e	Yere bağlı ataletsel eksenler
T	Zaman
L	Kaldırma kuvveti
Δ	Küçük artma
D	Engelleme kuvveti
S	Kanat referans alanı
B	Kanat boyu
M	İHA kütlesi
g	Yerçekimi ivmesi
I	Eylemsizlik momenti
Ω	Açısal hız eşleniği
C_x, C_y	Boyutsuz türev sabitleri
X_u	X'in u'ya göre türevinin kısaltması
$P_{pp}, P_{pq}, P_{pr}, P_{qq}, P_{qr}, P_{rr}$	Eylemsizliğe bağlı sabitler
$Q_l, Q_m, Q_n, Q_{pp}, Q_{pq}, Q_{pr}$	Eylemsizliğe bağlı sabitler
$Q_{qq}, Q_{qr}, Q_{rr}, Q_l, Q_m, Q_n$	Eylemsizliğe bağlı sabitler
$R_{pp}, R_{pq}, R_{pr}, R_{qq}, R_{qr}$	Eylemsizliğe bağlı sabitler
R_{rr}, R_l, R_m, R_n	Eylemsizliğe bağlı sabitler
\bar{c}	Ortalama veter değeri
$\delta_a, \delta_r, \delta_e$	Eyleyici sinyalleri

$C_{L\alpha}$	Uçak kaldırma kavis açısı
C_{L0}	Referans kaldırma katsayısı
c	Aerodinamik kord
AR	Görünüm oranı
$C_{L\delta e}$	İrtifa dümeni kaldırma kuvveti katsayısı
$C_{D\alpha}$	Hücum açısı sürtünme katsayısı
C_{D0}	Referans sürtünme katsayısı
e	Oswald uzunluk verim faktörü
b	Kanat açıklığı
$C_{m\delta e}$	İrtifa dümeni sapma momenti katsayısı
$C_{m\dot{q}}$	İrtifa momenti katsayısı
C_y, C_n, C_l	Sapma açısal hızına göre değişen kararlılık katsayıları
C_{yp}, C_{np}, C_{lp}	Yuvarlanma açısal hızına göre değişen kararlılık katsayıları
F_x, F_y, F_z	X, y ,z yönlü dış kuvvetler



RESİM LİSTESİ

Resim 1.1: Ruston Proctor Aerial Target.[5]	2
Resim 1.2: Teledyne Ryan firması tarafından geliştirilen Firebee.[7].....	3
Resim 1.3: Apprentice S model uçağı.....	4
Resim 1.4: Hava hızını ölçen sensör.	4
Resim 1.5: Kontrol yüzeyleri hareketi için kullanılan servo motorlar.....	5
Resim 2.1:Uçağı etkileyen ayrodinamik kuvvetler [11]	7
Resim 3.1:Kalman Filtresi çalışma mekanizması [30]	26



1. GİRİŞ

Gelişen son teknoloji ile insansız hava araçlarının günümüzdeki kullanımı, insan hayatındaki yeri, önemi ve gelecekteki vaad ettiği kullanım alanları artmıştır. İnsansız hava araçları özellikle arama kurtarma, askeri amaçlar, taşıma, gözetleme, film sektörü, tarımsal sulama vb. gibi birçok farklı alanda insan hayatının bir parçası haline gelmiştir [1]. Kullanım alanı bu kadar yaygınlaşmış ve otopilot sistemleri bu kadar geliştirilmişken İHA'ların sağladığı bu güveni kırmamak adına elektronik uçuş kontrol sistemlerindeki ve yüzeylerindeki hataların en aza indirilmesi, erken tespit edilmesi ve mükemmele yakın olması hedeflenmektedir.

İHA'lar farklı uçuş koşullarında dinamikleri büyük ölçüde değişen iç etkileşimli sistemlerdir. Küçük ölçekli İHA diğer hava araç tiplerinden farklı bazı benzersiz özellikler sunmaktadır. Fakat aynı zamanda düşük ölçekli İHA'lar, kararsız ve doğrusal olmayan, dış hava koşullarındaki bozulmalara karşı yüksek hassasiyet içeren sistemlerdir. Bunların yanında, İHA'lara etki eden kuvvet ve momentlerin uçuş koşullarına göre değişimini tahmin etmek zordur [2].

İHA'lar kullanılırken çevresel koşullar dışında birçok kaza, kontrol yüzey kayıpları, sensör hataları, mekanik arızalanmalar, aktüatör kitlenmeleri gibi sorunlar meydana gelmektedir. Elektronik uçuş kontrol sistemleri uçaktaki tüm hareket, manevra, performans vb. gibi bütün işlevleri kontrol eden sistemlerdir. Bu sistemler hız sensörü, basınç sensörü, sıcaklık sensörü gibi sensörlerden ölçülen değerleri kullanarak uçağı yönlendirir. Bu sensörler her ne kadar yüksek performans ve dikkatle üretilse de arızalanabilir, hatalı değer üretebilir ya da çevresel koşullarda etkilenerek gürültülü sonuçlar verebilir. Bu hatalı sonuçları alsa bile, elektronik uçuş sistemlerinden ve kontrol yüzeylerinden doğru çalışması ve istenen görevleri yerine getirmesi, oluşabilecek problemlerin yer istasyonunda erken tespit edilebilmesi beklenir. Bu beklenti dolayısıyla sistemde çeşitli filtreleme ve değer tahmini işlemleri yapılır. Bu tahmin ve filtrelemelerin en yaygın kullanılanı Kalman filtresidir. Kalman filtresi sisteme, hatalı model veya hatalı sensörden gelen gürültülü, hatalı sonuçları olması gerekene en uygun değer tahminleri ile gözlemlene

ve hatalı durumdan kaçınma şansı verir. Bu nedenle kullanımı oldukça yaygındır. Bu tezde kullanılacak olan filtreler doğrusal olmayan sistemler için kullanılan genişletilmiş Kalman filtresi (EKF) ve kokusuz Kalman filtresidir (UKF). Filtrelerin uygulanması için çeşitli hata senaryoları oluşturulmuş ve bu senaryolar modellenmiştir. Modellenen sistemlere filtreler uygulanmış ve sonuçlar hata tespiti yapma amacıyla incelenmiştir.

1.1 İnsansız Hava Araçlarının Tarihi

Uzaktan kumanda edilebilen veya kendi kontrol donanımları sayesinde otonom uçuş gerçekleştirebilen hava araçlarının genel adı insansız hava aracıdır [3]. İHA'lar yer istasyonu kontrolüyle belirli bir görev ve rotada istenen görevleri insansız olarak gerçekleştiren otomatik araçlardır. Tarihsel olarak ilk kullanımı yaklaşık 200 yıl öncesinde yapılan bombalı ve insansız hava balonlarına dayanır. İlk insansız uçak Resim 1.1'de gösterilen Ruston Proctor Aerial Target, Birinci Dünya Savaşı'nın sonlarında (1916) tasarlanmış olup, ilk insansız kullanımı ise "uçan bombalar" olarak bilinen "Hewitt-Sperry" jiroskop kontrollü otomatik uçak ile gerçekleştirilmiştir [4].



Resim 1.1: Ruston Proctor Aerial Target [5].

I. Dünya Savaşı ve ileri gelen II. Dünya Savaşı süresince insansız hava aracı düşüncesi farklı amaçlar doğrultusunda zaman zaman ortaya çıkmıştır. Bu amaçlar için farklı modellerin tasarımları ortaya çıkmıştır. Bunlardan jet motoru bulunan ilk model 1951 yılında Teledyne Ryan firması tarafından geliştirilen ve Resim 1.2'de gösterilen Firebee'dir. 1955 yılında ise başka bir firma Beechcraft ABD Deniz

Kuvvetleri için Model 1001 modelini üretmiştir. 1980li ve 1990lı yıllarda olgunlaşan ve küçültülen bu araçlar özellikle ABD’li askeri çevrelerin ilgisini çekmeye başlamıştır. Bunun en önemli nedeni İHA’ların uçaklara nazaran çok daha ucuz olması ayrıca riskli görevlerde sırasında yetişmiş mürettebat kaybını sıfıra indirmesidir [6].



Resim 1.2: Teledyne Ryan firması tarafından geliştirilen Firebee [7].

Sivil İHA sektörü ise II. Dünya Savaşından sonra gelişmekle birlikte model uçak kulüpleri ve hobi sahiplerinin talepleri ile gelişmiştir. Ancak; İHA’nın pratik sivil problemler için kullanımı konusu 2000’li yılların başından itibaren ABD NASA, ABD Üniversiteleri, İsviçre ETH ve başka birkaç araştırmacının öncülük ettiği çalışmalarla hız kazanmıştır [8]. Günümüzde de ülkemizde yaygın olarak araştırılan , askeri ve sivil alanda hayatımıza her yönüyle dahil edilen araçlar haline gelmiştir. Yakın gelecekte de etkileri sürecektir.

1.2 Tezin Amacı

İHA’ların günlük hayatta ve savunma sanayi alanında önemi çok artmış; kullanımı son zamanlarda çok yaygınlaşmıştır. Daha güvenilir, daha uzun ömürlü, daha dayanıklı yeni modeller geliştirmek her zaman için öncelik haline gelmiştir. Bu nedenle Kalman filtrelerinden, doğrusal olmayan bir sistem üzerinde oluşabilecek her türlü ölçüm hatası veya modelleme hatasından gerçeğe en yakın değerlerle sistemi desteklemesi beklenir. Bu çalışmada insansız hava araçlarında doğrusal olmayan Kalman Filtresi modellerinin uygulamaları, bunların sonuçları ve

karşılaştırmaları hakkında bilgi vermek ve aktüatör kitlenme hatalarıyla karşılaşma durumunda hata etkisini en aza indirmek amacıyla yazılmıştır.

1.3 Tezde kullanılan İnsansız Hava Aracı Modeli

Tezde kullanılan temel uçak modeli Resim 1.3'te gösterilen Apprentice S model uçağıdır. Bu uçağın seçilmesindeki etkenlerden biri modellemek için simülinkteki modellerde dinamik olarak benzer özellik gösteren modeller olmasıdır. Aşağıdaki resimde model gösterilmiştir.



Resim 1.3: Apprentice S model uçağı.

Uçakta kontrol yüzeyi olarak 2 adet kanatçık, 1 yön dümeni ve 1 irtifa dümeni bulunmaktadır. Kontrol yüzeylerinde hareketi sağlayacak olan motorlar RC servo motorlarıdır. Uçak gövde ve kanatlarının yapısı strafor denilen ve aleti hafif inşa etme imkanı sunan köpükten yapılmıştır. İniş ve kalkış sırasında kullanılan 3 adet tekerleği vardır.



Resim 1.4: Hava hızını ölçen sensör.

Ölçüm sonuçları için Resim 1.4'teki sensörden faydalanılmaktadır. Uçuş sırasında itki kuvveti oluşturan gaz dümenindeki motor için fırçasız doğru akım motoru kullanılmaktadır. Gaz dümenindeki motoru sürmek ve hız kontrolünü sağlamak için ESC modülü kullanılmaktadır. Fırçasız doğru akım motor miline takılarak itki kuvvetini oluşturan pervane vardır.



Resim 1.5: Kontrol yüzeyleri hareketi için kullanılan servo motorlar.

Kontrol yüzeyleri hareketi için kullanılan servo motorlar Resim 1.5'te gösterilmiştir. Kullanıcının yer istasyonunda uçağa uçuş komutları göndermesi için bir kumandadan yararlanılmaktadır. Kumandadan gelen bilgilerin alınması için de kumanda alıcısı kullanılmaktadır. Uçak konum bilgileri için uçak üzerinde GPS vardır. Uçuş sırasında uçak yüksek irtifalara ulaşabildiğinden ve bu durumda uçak davranışı ve uçuş performansı hakkında fikir sahibi olmak için telemetre kullanılmaktadır.

Son yıllarda TOBB ETÜ Teknoloji Merkezi İnsansız Hava Aracı ve Kontrol Sistemleri Laboratuvarlarında yapılan çalışmalar özetlenecek olursa; tezde kullanılan Apprentice S model uçağa kayan kipli kontrolcülü otopilot ve modelleme ve çevrim şekillendiren otopilot tasarımları uygulanmış ve uçuş testleri yapılmıştır. Otopilotlar için değişik senaryolar denenmiş ve otopilot performansı artırılmaya çalışılmıştır. Ayrıca doyum noktalarında çalışan dört boyutlu uçak otopilotu için engelden kaçma performans ölçüleri hakkında da yapılan çalışmalar mevcuttur. Bunlara ek olarak sepik dönüştürücünün ayırık zamanlı çıkış geri beslemeli dinamik kayan kipli kontrolcü ile kontrolü ve dört rotorlu İHA'lar için otopilot tasarımı çalışmaları da yapılmıştır. Üzerinde çalışılan otopilot sistemleriyle model uçak otonom davranışlar kazanmış ve her yeni çalışmada daha iyi performans vermiştir. Yedekli otopilot

sistem tasarımları üzerinde de araştırmalar yapılmaktadır. Kontrol sistemleri uygulamalarının geliştirilmesiyle çeşitli hata tespit senaryoları için filtreleme yöntemlerinin kullanımına ihtiyaç duyulmuş ve bu tezdeki çalışma da bu nedenle ortaya çıkmıştır.



2. İHA UÇUŞ DİNAMİĞİNİN MATEMATİKSEL MODELİ

İHA'nın uçuş dinamiğini matematiksel modellemeden önce bazı varsayımlarda bulunmak gerekiyor:

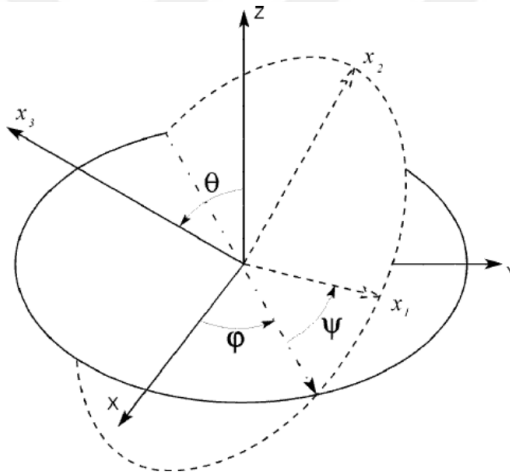
1. Dünya yüzeyinin düz olduğu ve dönmediği kabul edilir.
2. İHA'nın kütleli karakteristik sabitleri ve kütlesi değişmemektedir.
3. İHA biçimi ve boyutu bozulmaz ve esnemezdir.
4. İHA simetri düzlemine sahiptir. Atalet sabitleri olan I_{xy} ve I_{yz} sıfır kabul edilir. Bu varsayım hava aracının asimetriden kaynaklı zarar görmemesi açısından önem taşır[9].
5. Sadece flap-up konfigürasyonu için ayrodinamik katsayılar dahil edilmiştir. Kalkış ve iniş aşamaları sistem tasarımı sırasında dikkate alınmamıştır.
6. Zemin etkisi dahil değildir, sadece atmosferik etki dahil edilmiştir.
7. İniş takımı modeli dahil değildir.
8. Yerçekimi ivmesi g , hava aracı gövdesi üzerinde sabittir [10].

Bu kabullerden sonra sistem hareket denklemleri elde edilebilir. Bu denklemlerin içeriği harici kuvvetlerden oluşur. İHA'ya uçuş sırasında etkiyen temel kuvvetler itki, sürüklenme, kaldırma ve ağırlık kuvvetleri olarak adlandırılmaktadır. Bu kuvvetlerin uçak üzerindeki etkilediği yönler Resim 2.1'de gösterilmiştir.

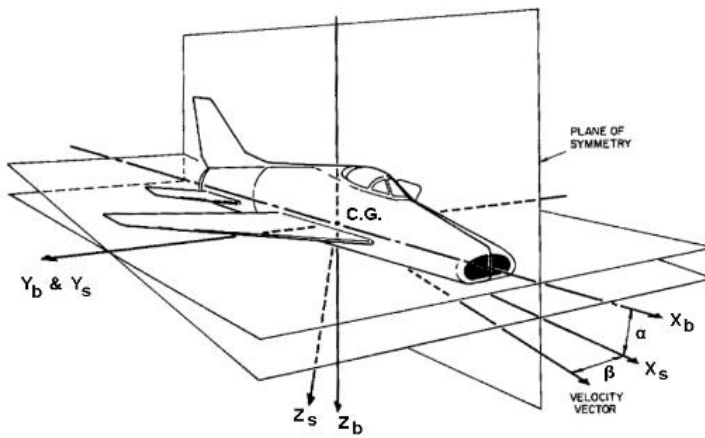


Resim 2.1:Uçağa etkiyen ayrodinamik kuvvetler [11].

Harici denklemler; ayrodinamik kuvvetleri, yerçekimsel kuvvetleri, harici momentleri ve itki kuvvetini içerir. Hareket denklemlerini yazmak için Newton'un 2. yasası kullanılır. Toplamda 6 adet dinamik denklem bulunur. Bunların 3 tanesi gövde kararlılık eksenlerinde olan x,y,z eksenlerindeki kuvvet denklemleri, 3 tanesi ise yine x, y, z eksenlerindeki moment denklemleridir[12]. Gövde ve kararlılık eksenleri, hücum ve kayma açıları gösterimi Şekil 2.2'de gösterilmiştir. Kuvvet ve moment denklemleri, kısaca dinamik denklemler dışında sistem, kinematik denklemlere de sahiptir. Bu kinematik denklemler; 3 tanesi Euler açı denklemlerinden ve 3 tanesi de seyrüsefer denklemlerinden gelmektedir. Euler açıları Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Sonuç olarak sistem toplamda 12 adet birinci derece türevlenebilir denkleme sahiptir. Bu denklemler doğrusal olmayan denklemlerdir.



Şekil 2.1: Euler açıları[13].



Şekil 2.2: Gövde ve kararlılık eksenleri, hücum ve kayma açıları gösterimi[14].

Gövde eksenine göre dinamik denklemlerin çıkarımı Newton yasaları ile başlar:

$$F = m \left(\frac{\partial V}{\partial t} + \Omega \times V \right) \quad (2.1)$$

$$M = \frac{\partial(I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega \times (I \cdot \Omega) \quad (2.2)$$

Bu denklemler eylemsiz bir referans çerçevesine göre bir katı cismin hareketini gösterir. Burada $V = [u \ v \ w]^T$ ağırlık merkezindeki hız vektörü, $\Omega = [p \ q \ r]^T$ ağırlık merkezine göre açısal hız, $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ toplam kuvvet vektörü ve $M = [L \ M \ N]^T$ toplam moment vektörüdür. I eylemsizlik tensörü olup aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -J_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -J_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Matematiksel dinamik ifadelerine başlamadan önce yapılan varsayımlar nedeniyle bu matrisin elemanları sabit sayılardır. Denklemleri durum uzayı matrisi haline dönüştürmek için denklemlerde bazı oynamalar yapılmalıdır.

Newton yasasından tekrar yola çıkılırsa:

$$F = m \left(\frac{\partial V}{\partial t} + \Omega \times V \right) \quad (2.13)$$

$$M = \frac{\partial(I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega \times (I \cdot \Omega) \quad (2.14)$$

Yazılabilir.

Doğrusal ve açısal hızların zaman türevleri denklemin sol tarafına götürülürse:

$$\frac{\partial V}{\partial t} = \frac{F}{m} - \Omega \times V \quad (2.15)$$

ifadesi elde edilir. Bu durumda doğrusal ve açısal hızlar durum değişkeni olarak düşünülerek

$$\dot{x} = f(x, F(t), M(t)) \quad (2.16)$$

biçiminde bir gösterime ulaşılabilir. Burada kuvvet ve momentler de hareket değişkenlerine bağlı ifadelerdir.

$$F = g_1(x(t), u(t), v(t), t) \quad (2.17)$$

$$M = g_2(x(t), u(t), v(t), t) \quad (2.18)$$

Bunlar da yukarıdaki durum uzayı gösteriminde yerine konulursa tüm durum uzayı ifadesi aşağıdaki tek denklemlerle temsil edilebilir:

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), v(t), t) \quad (2.19)$$

Burada x durum vektörü, u giriş vektörü, v bozucu vektörü ve t de zamandır. Yukarıdaki ifade matematiksel olarak geçerli olmakla birlikte, güç ve momentlerin elde edilmesini kolaylaştırması ve nümerik çözüme daha uygun olması açısından durum vektörü olarak aşağıdaki değişkenlerin kullanılması yaygındır:

$$x = [V \alpha \beta p q r \psi \theta \phi x_e y_e z_e]^T \quad (2.20)$$

Burada V toplam hız, α ve β hücum açısı ve yanal kayma açılarıdır. Rüzgâr tüneline veya uçuş testlerinden elde edilen aerodinamik türevlerin bazıları, hücum açısı ve yanal kayma açısı temel alınarak yazılır. Bu nedenle bu tezde u , v , w durum değişkeni olarak kullanmak yerine toplam hız, hücum açısı ve yanal kayma açısını kullanmak daha mantıklıdır.

p , q , r gövde açısal hızları, φ , θ , ψ Euler açıları, x_e , y_e ve z_e yere bağlı ataletsel eksenlerdir. Sonuç olarak doğrusal olmayan İHA uçak dinamiğine ait 12 denklem aşağıdaki gibidir. Bu denklemlerde eşitliğin solunda yer alan türevsel ifadeler sistemin durumlarını belirtmektedir. İHA modeli için durum türevleri: \dot{V} , $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$, \dot{p} , \dot{q} , \dot{r} , $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$, \dot{x}_e , \dot{y}_e , \dot{z}_e dir. x_e , y_e , z_e için referans çerçevesi sabit arz referansıdır. Hata tespitli uçuş kontrol sistemi tasarımlarında durum seçimi olarak u, v, w gibi uçak

hızının bileşenleri yerine; uçak bileşik hızı, hücum açısı ve yanal kayma açısını kullanmak daha iyidir. Çünkü elde edilen ayrodinamik türevleri yanal kayma ve hücum açıları baz alınarak bulunmuş ve çizelgelenmiştir. Bu nedenle bu değişkenleri durum olarak kullanmak daha mantıklıdır.

Ana durum denklemleri 2.21'den başlayarak 2.32'ye kadar sırasıyla aşağıda verilmiştir.

Kuvvet etkilerine bağlı hız, hücum açısı ve yanal kayma açısı denklemleri:

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (F_x \cos \alpha \cos \beta + F_y \sin \beta + F_z \sin \alpha \sin \beta) \quad (2.21)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V \cos \beta} \left[\frac{1}{m} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha) \right] + q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta \quad (2.22)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V} \left[\frac{1}{m} (-F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta - F_z \sin \alpha \sin \beta) \right] + p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (2.23)$$

şeklindedir.

Moment denklemleri:

$$\dot{p} = P_{pp} p^2 + P_{pq} pq + P_{pr} pr + P_{qq} q^2 + P_{qr} qr + P_{rr} r^2 + P_l L + P_m M + P_n N \quad (2.24)$$

$$\dot{q} = Q_{pp} p^2 + Q_{pq} pq + Q_{pr} pr + Q_{qq} q^2 + Q_{qr} qr + Q_{rr} r^2 + Q_l L + Q_m M + Q_n N \quad (2.25)$$

$$\dot{r} = R_{pp} p^2 + R_{pq} pq + R_{pr} pr + R_{qq} q^2 + R_{qr} qr + R_{rr} r^2 + R_l L + R_m M + R_n N \quad (2.26)$$

olarak ifade edilir.

Kinematik denklemler:

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \quad (2.27)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.28)$$

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (2.29)$$

şeklinde gösterilir.

Sabit dünya referansına göre navigasyon denklemleri:

$$\dot{x}_e = [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \cos \psi - (v \cos \phi - w \sin \phi) \sin \psi \quad (2.30)$$

$$\dot{y}_e = [u \cos \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \sin \theta] \sin \psi + (v \cos \phi - w \sin \phi) \cos \psi \quad (2.31)$$

$$\dot{z}_e = -u \sin \theta + (v \sin \phi + w \cos \phi) \cos \theta \quad (2.32)$$

olarak elde edilebilir. Sonuç olarak 12 adet doğrusal olmayan türevsel denklem ve 12 adet durum değişkeni vardır. Bu denklemler tek bir doğrusal olmayan vektörde toplanarak İHA'nın dinamik modelini gösterir [1]. Bu denklemlerin çıkarımları ilerleyen sayfalarda verilmiştir. Buradaki bütün u, v, w hızları yere göredir. Ayrıca burada $P_{pp}, P_{pq}, P_{pr}, P_{qq}, P_{qr}, P_{rr}, P_l, P_m, P_n, Q_{pp}, Q_{pq}, Q_{pr}, Q_{qq}, Q_{qr}, Q_{rr}, Q_l, Q_m, Q_n, R_{pp}, R_{pq}, R_{pr}, R_{qq}, R_{qr}, R_{rr}, R_l, R_m, R_n$ katsayıları eylemsizlik değerlerine bağlı sabitlerdir. Denklemlerin çözümü için $F = [F_x F_y F_z]^T$ ve $M = [M_x M_y M_z]^T$ değerlerinin elde edilmesi gerekli olup, bunlar uçağın geometrik özellikleri ve itki mekanizması ile yakından ilişkilidir. $[M_x M_y M_z]$ olarak gösterilen uçak momentleri $[L M N]$ olarak da ifade edilebilir. Anahtar geometrik özellikler olan ortalama veter \bar{c} , kanat açıklığı b , kanat alanı S , eylemsizlik değerleri I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ve uçağın kütlesi m olup, bunlar İHA'lar için standart ağırlık, uzunluk ve yüzey alanı ölçümleri kullanılarak elde edilmiştir. $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}, I_{zy}, I_{yx}$ atalet değerleri, uçağın x, y ve z eksenlerinde simetrik olduğu kabul edilerek 0 olarak kabul edilmiştir. [15] Bunun ardından aerodinamik kuvvet ve momentlerin elde edilmesi için bu değerlerin çeşitli parametrelerde değişimi gösteren kararlılık değerleri adı verilen boyutsuz katsayılar

elde edilmiştir. Uçak üzerinde etki eden dış kuvvetler; ayrodinamik, itki ve yer çekimi kuvvetlerinden oluşur. Momentler ise ayrodinamik momentler ve motordan kaynaklanan momentten oluşur. Bunlar aşağıda verilmiştir:

$$F_x = \bar{q}SC_{xb} + F_{Tx} - mg\sin\theta \quad (2.33)$$

$$F_y = \bar{q}SC_{yb} + F_{Ty} - mg\cos\theta\sin\phi \quad (2.34)$$

$$F_z = \bar{q}SC_{zb} + F_{Tz} - mg\cos\theta\cos\phi \quad (2.35)$$

$$M_x = \bar{q}SbC_{lb} + M_{engx} \quad (2.36)$$

$$M_y = \bar{q}S\bar{c}C_{mb} + M_{engy} \quad (2.37)$$

$$M_z = \bar{q}SbC_{nb} + M_{engz} \quad (2.38)$$

Burada C_{xb} , C_{yb} , C_{zb} , C_{lb} , C_{mb} , C_{nb} kararlılık türevlerinden bazıları olup, katsayısı olduğu parametrenin kuvvete ve momente etkisini gösterir. Diğer kuvvet ve momentler için de benzer katsayılar tanımlanabilir. Kararlılık türevlerinin hesabı için nümerik yöntemler mevcut olduğu gibi, bazı durumlarda rüzgar tüneline elde edilecek verilerin veya gerçek uçuş testlerinden alınacak veriler de gerek katsayıların bulunması gerekse doğrulanması için kullanılmıştır. \bar{q} dinamik basınç gösterimidir.

$$\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (2.39)$$

Yukarıda tasvir edilen denklemlerin daha detaylı gösterimleri ve Apprentice S için elde edilen sayısal değerleri Çizelge 2.1, Çizelge 2.2, Çizelge 2.3, Çizelge 2.4, Çizelge 2.5, Çizelge 2.6, Çizelge 2.7 'de verilmiştir.

Önceki sayfada durum uzayı içerisinde gösterilen \dot{V} , $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$ çıkarımları için gerekli adımlar verilmiştir [16].

\dot{V} çıkarımı ile başlanacak olursa; hava aracı vücut eksenleri hız bileşenleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = V \cdot \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta \\ \sin\beta \\ \sin\alpha\cos\beta \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.41)$$

$$\dot{u} = \frac{Fx}{m} - qw + rv \quad (2.42)$$

$$\dot{v} = \frac{Fy}{m} - ru + pw \quad (2.43)$$

$$\dot{w} = \frac{Fz}{m} - pv + qu \quad (2.44)$$

$$\dot{V} = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V} \quad (2.45)$$

$$\dot{V} = \dot{u} \cos\alpha \cos\beta + \dot{v} \sin\beta + \dot{w} \sin\alpha \cos\beta. \quad (2.46)$$

Buradaki \dot{w} , \dot{v} ve \dot{u} yerine açılımları konulursa ve bunların içerisindeki p, q, r a bağlı dönme hızlarını sıfırlarsak denklem şu hale gelir:

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (F_x \cos\alpha \cos\beta + F_y \sin\beta + F_z \sin\alpha \sin\beta) \quad (2.47)$$

Alphadot Derivasyonu:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \quad (2.48)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{u\dot{w} - \dot{u}w}{u^2 + w^2} \quad (2.49)$$

$$u^2 + w^2 = V^2 - v^2 = V^2(1 - \sin^2\beta) = V^2 \cos^2\beta \quad (2.50)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{w}\cos\alpha - \dot{u}\sin\alpha}{V\cos\beta} \quad (2.51)$$

\dot{w} ve \dot{u} yerine açılımları konulursa;

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V \cos \beta} \left[\frac{1}{m} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha) + pv \cos \alpha + qu \cos \alpha + qw \sin \alpha - rv \sin \alpha \right] \quad (2.52)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V \cos \beta} \left[\frac{1}{m} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha) \right] + q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta \quad (2.53)$$

Betadot Derivasyonu:

$$\dot{\beta} = \frac{\dot{v}(u^2 + v^2) - u(\dot{u}u + w\dot{w})}{V^2 \sqrt{u^2 + w^2}} \quad (2.54)$$

$$u^2 + w^2 = V^2 \cos^2 \beta \quad (2.55)$$

$$uv = V^2 \cos \beta \sin \beta \cos \alpha \quad (2.56)$$

$$vw = V^2 \cos \beta \sin \beta \sin \alpha \quad (2.57)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V} [-\dot{u} \sin \beta \cos \alpha + \dot{v} \cos \beta - \dot{w} \sin \beta \sin \alpha] \quad (2.58)$$

\dot{v} ve \dot{u} yerine açılımları konulursa;

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V} \left[\frac{1}{m} (-F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta - F_z \sin \alpha \sin \beta) + qw \cos \alpha \sin \beta - rv \cos \alpha \sin \beta + pw \cos \beta - ru \cos \beta + pw \sin \alpha \sin \beta - qu \sin \alpha \sin \beta \right] \quad (2.59)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V} \left[\frac{1}{m} (-F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta - F_z \sin \alpha \sin \beta) \right] + p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (2.60)$$

Daha sonra Euler ayrıklaştırmasını kullanarak durumlar k-1 adımından k

adımına hesaplanabilecek şekilde fonksiyonu Matlab scriptte yazılmıştır. Bu fonksiyonun en temel hali aşağıdaki gibidir. \dot{x} 12 adet durum türevini içeren durum türev matrisini, dt örnekleme zamanını belirtmektedir. Euler denklemi için aşağıdaki ifade uygundur:

$$x_k = x_{k-1} + \dot{x}_{k-1} * dt \quad (2.61)$$

(2.61)'deki denklem ifadesi simülasyon bölümünde durum geçiş fonksiyonunu oluşturur. Aynı şekilde ileriki aşamada kullanılacak ölçüm fonksiyonu için hız, hücum açısı, yanal kayma açısına ek olarak ölçümü istenilen durum ölçüm fonksiyonunda yer almaktadır.

$$y = [V \ \alpha \ \beta \ s] \quad (2.62)$$

2.62'de belirtilen s ölçüm değeri incelenen durumu temsil eder.

Çizelge 2.2 ve Çizelge 2.3'te uzunlamasına ve yanlamasına eksendeki kuvvet ve momentlerin boyutsal küçük pertürbasyon denklemleri verilmiştir.

Çizelge 2.2: Uzunlamasına eksendeki kararlılık türevleri

$M_u = C_{m_u} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$	$M_{\dot{\alpha}} = u_0 M_{\dot{w}}$	$Z_w = -\frac{(C_{L\alpha} + C_{D_0})QS}{mu_0}$
$M_w = C_{m_\alpha} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{QS\bar{c}}{I_y}$	$Z_\alpha = u_0 Z_{\dot{w}}$
$M_\alpha = u_0 M_w$	$X_u = -\frac{(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0}$	$Z_q = -C_{Z_\alpha} \frac{c}{2u_0} \frac{QS}{m}$
$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{I_y}$	$X_w = -\frac{(C_{D_\alpha} - C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_{\dot{w}} = -C_{Z_\alpha} \frac{c}{2u_0} \frac{QS}{u_0 m}$
$M_{\dot{w}} = C_{m_\alpha} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$	$Z_u = -\frac{(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0}$	$Z_{\dot{\alpha}} = u_0 Z_{\dot{w}}$
		$Z_{\delta_e} = -C_{Z_{\delta_e}} \frac{QS}{m}$

Çizelge 2.3: Yanlamasına eksendeki kararlılık türevleri

$L_{\delta_a} = \frac{QSbC_{l_{\delta_a}}}{I_x}$	$N_{\delta_a} = \frac{QSbC_{n_{\delta_a}}}{I_z}$	$Y_\beta = \frac{QSC_{y_\beta}}{m}$
$L_{\delta_r} = \frac{QSbC_{l_{\delta_r}}}{I_x}$	$N_\beta = \frac{QSb^2 C_{n_\beta}}{2I_x u_0}$	$Y_p = \frac{QSbC_{y_\beta}}{2mu_0}$

$L_\beta = \frac{Q S b C_{l_\beta}}{I_x}$	$N_p = \frac{Q S b^2 C_{n_p}}{2 I_x u_0}$	$Y_r = \frac{Q S b C_{y_r}}{2 m u_0}$
$L_p = \frac{Q S b^2 C_{l_p}}{2 I_x u_0}$	$N_r = \frac{Q S b^2 C_{n_r}}{2 I_x u_0}$	$Y_{\delta_a} = \frac{Q S C_{y_{\delta_a}}}{m}$
$L_r = \frac{Q S b^2 C_{l_r}}{2 I_x u_0}$	$N_{\delta_r} = \frac{Q S b C_{n_{\delta_r}}}{I_z}$	$Y_{\delta_r} = \frac{Q S C_{y_{\delta_r}}}{m}$

X,Y,Z sırasıyla x,y,z yönlerindeki kuvvetleri, L,M,N sırasıyla x,y,z yönündeki momentleri belirtmektedir. Hemen aşağısında bulunan harfler, örneğin M_α y yönündeki moment olan M'nin hücum açısına göre türevini belirtmektedir.

Çizelge 2.4 ve 2.5'te ise uzunlamasına ve yanlamasına eksenlerdeki boyutsuz kararlılık türevleri verilmiştir. Bu türevler hesaplamalar açısından oldukça faydalıdır.

Çizelge 2.4: Uzunlamasına ekseninde kararlılık katsayıları

	X Kuvvet Katsayıları	Z Kuvvet Katsayıları	Yükseliş Moment Katsayıları
U	$C_{X_u} = -[C_{D_u} + 2C_{D_0}] + C_{\tau_u}$	$C_{Z_u} = -\frac{M^2}{1 - M^2} C_{L_0} - 2C_{L_0}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M} M_0$
α	$C_{X_\alpha} = C_{L_0} - \frac{2C_{L_0} C_{L_\alpha}}{\pi e AR}$	$C_{Z_\alpha} = -(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right) + C_{m_{\alpha_{fus}}} - \eta V_H C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$
$\dot{\alpha}$	0	$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha_t}} V_H \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2\eta C_{L_{\alpha_t}} V_H \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$
q	0	$C_{Z_q} = -2\eta C_{L_{\alpha_t}} V_H$	$C_{m_q} = -2\eta C_{L_{\alpha_t}} V_H \frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{Z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S} \eta \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta V_H \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

Çizelge 2.5: Yanlamasına eksenindeki kararlılık katsayıları

	Y – Kuvvet Katsayıları	Sapma Moment Katsayıları	Yalpalama Moment Katsayıları
β	$C_{y_\beta} = -\eta \frac{S_t}{S} C_{L_{\alpha_t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$	$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{wf}}} + \eta_v V_v C_{L_{\alpha_t}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$	$C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) \Gamma + \Delta C_{l_\beta}$

p	$C_{y_p} = C_L \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda$	$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8}$	$C_{l_p} = -\frac{C_{L\alpha}}{12} \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda}$
R	$C_{y_r} = -2 \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{Y\beta_{tail}}$	$C_{n_r} = -2\eta_v V_v \left(\frac{l_v}{b}\right) C_{L\alpha_t}$	$C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2 \frac{l_v Z_v}{b h} C_{Y\beta_{tail}}$
δ_a	0	$C_{n_{\delta_a}} = 25K C_{L_0} C_{l_{\delta_a}}$	$C_{l_{\delta_a}} = \frac{2C_{L\alpha}\tau}{Sb} \int_{y_1}^{y_2} cydy$
δ_r	$C_{y_{\beta_r}} = \frac{S_v}{S} \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{n_{\delta_r}} = -V_v \eta_v \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_t Z_v}{S b} \tau C_{L\alpha_w}$

Çizelge 2.6’da ise bu boyutsuz kararlılık türevlerinin hesaplanmasında yardımcı olacak çeşitli faydalı ilişkiler yer almaktadır.

Çizelge 2.6: Faydalı ilişkiler.

$S_{expose} = S_{ref} - \left(d \left(\frac{d}{2} + c_{root} \right) \right)$	$C_{D\alpha} = \frac{2C_L}{\pi e AR} C_{L\alpha}$	$AR = \frac{b^2}{S_{refw}}$
$S_{wet} = 2.0003 \cdot S_{expose}$	$C_{Dq} = 0$	$q = \frac{1}{2} \rho V^2$
$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max t}}{\beta^2} \right)}} \left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \right) (F)$	$C_{Dih} = 0$	$C_L = \frac{W}{q S_{refw}}$
$C_{L\delta_e} = \eta \frac{S_{ref t}}{S_{refw}} \alpha_e$	$V_H = \frac{l_t S_{ref t}}{S_{refw} \bar{c}}$	$C_{D_0} = \frac{C_L^2}{\pi A R e}$
$C_{m\alpha} = C_{L\alpha} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right)$	$C_{Lq} = 2\eta V_H \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \alpha_t}$	$\beta^2 = 1 - M^2$
$C_{m_0} = C_{m\alpha} + C_{L_0} \left(\frac{X_{cg}}{\bar{c}} - \frac{X_{ac}}{\bar{c}} \right)$	$\tau = -\frac{C_{m\delta_e}}{V_H \eta C_{L\alpha_t}}$	$\eta = \frac{C_{l\alpha}}{2\pi} \approx 0.9$
$F = 1.07 \left(1 + \frac{d}{b} \right)^2$	$\alpha_e = \frac{\partial C_{L_t}}{\partial \delta_e} = C_{L\alpha_t} \tau$	$C_{m_q} = -\frac{l_t}{\bar{c}} C_{Lq}$
$C_{m\delta_e} = C_{L\delta_e} \left(\frac{l_t}{\bar{c}} + \frac{X_{ac} - X_{cg}}{\bar{c}} \right)$	$C_{m_{ih}} = 0$	$C_{n_0} = 0$
$C_{Y\beta} = -\eta \frac{S_{ref t}}{S_{refw}} C_{L\alpha_t} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right)$	$C_{Y_0} = 0$	$\alpha_0 = \frac{C_L}{C_{L\alpha}}$

$C_{Yp} = C_L \frac{AR + \cos\Lambda}{AR + 4\cos\Lambda} \tan\Lambda$	$C_{n_r} = -2\eta V_t \frac{l_t}{b} C_{L\alpha_t}$	$C_{Y\delta\alpha} = 0$
$C_{l\delta\alpha} = \frac{2C_{L\alpha}\tau}{S_{refw}b} \int_{y_1}^{y_2} cydy$	$C_{Y\delta_r} = \frac{S_{ref_t}}{S_{ref_w}} \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{l_0} = 0$
$C_{l\delta_r} = \frac{S_{ref_v} Z_t}{S_{ref_w} b} \tau C_{L\alpha_w}$	$C_{l_\beta} = -\frac{2}{3\pi} C_L$	$C_{n_p} = -\frac{C_L}{8}$
$C_{n\delta_r} = -V_t \eta \tau C_{L\alpha_t}$	$C_{l_p} = -\frac{C_{L\alpha}}{12} \frac{1+3\lambda}{1+\lambda}$	$C_{l_r} = \frac{C_{L_0}}{4}$
$C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_w}} + \eta V_V C_{L\alpha_t} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$	$C_{Y_r} = -2 \frac{l_t}{b} C_{Y\beta_t}$	$\frac{d\sigma}{d\beta} = 0$
$C_{n_{\beta_w}} = C_L^2 \frac{1}{4\pi AR} \left(1 - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8}\right)$	$C_{n\delta\alpha} = 2K C_{L_0} C_{l\delta\alpha}$	$V_V = Z_t \frac{S_{ref_v}}{S_{ref_w} \bar{c}}$

Aşağıda verilen Çizelge 2.7’de kullanılan İHA sistemini Matlab ve Simulink ortamında modellerken kullanılan değerler verilmiştir. Bu değerler analitik hesaplar, deneysel çalışmalar ve teorik bilgiler kullanılarak hesaplanmıştır. Çizelge 2.6 ve öncesindeki boyutsuz kararlılık türevleri eğer rüzgar tüneli testlerinde deneysel olarak elde edilemediyse bu çizelgelerdeki denklemlerden Çizelge 2.7’deki değerler kullanılarak da hesaplanabilir.

Çizelge 2.7: Kullanılan değerler.

V	18.9 m/s	$c_{k\ddot{o}k}$ (kuyruk)	0,18
b (kanat)	1.477 m	c_{tip} (kuyruk)	0,11
S (kanat)	0.332 m ²	S_v (kuyruk)	0,0418
\bar{c} (kanat)	0,224779959 m	S (kuyruk)	0,07888
Uçak gövde uzunluğu	1,08 m	d (kuyruk)	0,03
m	1,39 kg	S_{exp} (kuyruk)	0,07303
D	0,122 m	S_{wet} (kuyruk)	0,14606
$c_{k\ddot{o}k}$ (kanat)	0,215 m	AR (kuyruk)	0,937931034
c_{tip} (kanat)	0,225 m	I_x	0,48
S_{exp} (kanat)	0,298328 m ²	I_y	0,2109
S_{wet} (kanat)	0,596656 m ²	I_z	0,1083
AR (kanat)	6,570870482	Zt	0,08

Vv	0,044809551	Lt	0,544
VH	0,575003025	H	0,9
F	1,254064039 N	T	0,4
E	0,8	Ft	1,188014706
Ro	1,225	Ae	0,615697011
Q	198,45	α_0	0,004023627
\bar{c} (kuyruk)	0,29	X_{cg}	0,285
b (kuyruk)	0,272	X_{ac}	0,295
$\tan\Lambda$ (kuyruk) (14°)	0,25	$\cos\Lambda$ (kuyruk)	0,97
I (kuyruk)	2	Λ	1,046511628
$d\varepsilon/d\alpha$	0,508259263	K	-0,2
a_{0t}	0,001978581	Γ	0,05436959
MAC	0,220037879	b'	1,159445

Çizelge 2.7 ve 2.8'de verilen değerler simülasyonlarda modelde kullanılan değerlerdir.

Çizelge 2.8: Kullanılan aerodinamik sabitler

C_{L_0}	0.31	$C_{l_{\alpha \delta_a}}$	-0.178
$C_{L_{\alpha}}$	5.143	$C_{l_{\alpha \delta_q}}$	0
$C_{L_{\delta_a}}$	3.9	C_{m_q}	-12.4
$C_{L_{\delta_e}}$	0.43	$C_{Z \text{ all}}$	0
$C_{L_{ih}}$	0	$C_{m_{\alpha}}$	-0.89
$C_{X \text{ all}}$	0	C_{m_0}	-0.015
C_{D_0}	0.031	C_{l_p}	-0.47
C_{D_a}	0.13	C_{Y_p}	-0.037
C_{D_q}	0	C_{Y_r}	0.21
$C_{D_{\delta_e}}$	0.06	$C_{Y_{\delta_a}}$	0
$C_{D_{ih}}$	0	$C_{Y_{\delta_r}}$	0.0147
C_{n_0}	0	C_{l_0}	0
$C_{n_{\beta}}$	0.062034058	$C_{l_{\beta}}$	-0.089
C_{n_p}	-0.002637155	$C_{m_{\delta_e}}$	-1.28
C_{n_r}	-0.006724495	C_{Y_0}	0
$C_{n_{\delta_a}}$	0.000227337	$C_{Y_{\beta}}$	-0.031
$C_{n_{\delta_r}}$	-0.024830196	$C_{l_{\delta_a}}$	-0.178
C_{l_r}	0.096	$C_{l_{\delta_r}}$	0.0147

Dengeleyici mod noktası hava aracının denge noktası olarak kabul edilir. Uçak dengeleyici mod analizi, uçak davranışını değerlendirebilmek için önemli bir prosedürdür. Analizin bir parçası olarak, dengeleyici mod rutini, belirli bir kısıtlama kümesi altında uçağın bir denge noktasını bulmak için kullanılır. Genellikle, dengeleyici mod noktaları sabit durum seviyesi uçuşu, sabit durum tırmanması, inmesi veya sabit dönüş noktalarından seçilir. Kararlı, sabit hal seviyesi uçuşu dengeleyici mod noktası olarak incelenen yaygın bir noktadır ve bu tezde de kararlı sabit hal seviyesi uçuşu ele alınmıştır. Kararlı, sabit hal uçuş koşulu, durum değişkenlerinin zaman türevlerinin sıfır olduğu anlamına gelir ve bu nokta genellikle simülasyonun başlangıç noktası olarak kullanılır. Bu nedenle, sistemin denge noktasına karşılık gelen bir dizi kontrol girişi ve durum değeri bulmak önemlidir. Özetle, dengeleyici mod noktalarının bulunmasının önemi ve amacı, hava aracının doğrusal olmayan birinci dereceden denklemlerini çözmek, sistemin durum değerlerini ve kontrol vektörlerini, durum değişkenlerinin zamana karşı türevi sıfırken elde etmektir. [17] Çizelge 2.9'da sistemin dengeleyici moddaki çalışma noktası koşulları verilmiştir. Çizelge 2.10'da sistemin doğrusal olmayan sistem için giriş değerleri verilmiştir.

Çizelge 2.9: Dengeleyici moddaki çalışma noktası koşulları

IHA hızı	18.9 m/s	Psi	0 rad
Fx Girişi	2 N	P	0 rad/s
Fy, Fz Girişi	0	Q	0 rad/s
Mx,My,Mz Girişi	0	R	0 rad/s
Phi	0 rad	Xe	0 m
Theta	-0.0412 rad	Ye	0 m
ze	100 m	Beta	0 rad
Alpha	-0.0412 rad	Rüzgar	0

Çizelge 2.10: Doğrusal olmayan sistem için giriş değerleri

Gaz (throttle)	2	Adım zamanı	1 sn
İrtifa dümeni (elevator)	$5 \cdot \pi / 180$	Adım zamanı	2 sn
Kanatçık (aileron)	$-5 \cdot \pi / 180$	Adım zamanı	3 sn
Yön dümeni (rudder)	$-10 \cdot \pi / 180$	Adım zamanı	4 sn

Kullanılan İHA'da 3 adet kontrol yüzeyi vardır. Bunlardan ilki yön dümeni (rudder) uçağın arkasında dikey dengeleyiciye dik olarak yer alan ve sapma açısını kontrol eden yüzeydir. İHA burnunun sağa sola hareketini sağlar. İkinci yüzey irtifa dümeni (elevator) yatay dengeleyicide yatay olarak yer alan kontrol yüzeyidir. Uçak burnunun aşağı yukarı hareketinden ve buna bağlı olarak irtifa kazanıp kaybetmesinden sorumludur. [18] İHA'da yer alan son kontrol yüzeyi ise kanatçık (aileron) kanatta yer alan ve uçağın yuvarlanma hareketinden sorumlu olan yüzeydir. Elektronik uçuş kontrol merkezinden alınan bilgi hidrolik aktüatörler bağlantısıyla bu yüzeylerde gerekli açıları ve hareketleri oluşturur. Yüzeylerin bu davranışlarıyla istenilen rotada ve durumda uçağın isterleri karşılaması beklenir. Bu İHA'da diğer bir kanatçık türü olan flap ve slatler bulunmamaktadır.

3. HAVA ARAÇLARINDA ARIZA TESPİT YAKLAŞIMLARI

3.1 Amaç

Geçmişte hava araçlarında hata tespiti amaçlı birçok çalışma ve araştırma yapılmıştır. Bu çalışmalar araştırma merkezlerinde yapılan simülasyonlarla incelenmiş, gerçek uçuş testleri ile de test edilmiş ve doğrulanmıştır. Her uçuş türü için hata tespiti amacıyla farklı yöntemler geliştirilmeye çalışılmıştır. Bazı yöntemler standart uçuş rotaları için klasikleşmiş ve temel kabul edilmiş, bazı yöntemler ise özel ya da askeri amaçlı uçuşlar için geliştirilmek durumunda kalmıştır. Tarihsel sıralama eşliğinde, tez içeriğinin detaylandırılması amacıyla yapılan çalışmaların önemli görülen başlıca kısmı bu bölümde anlatılacaktır.

1902 yılında Wright kardeşler, üç eksen kontrollü, birleştiğinde ters esneme etkilerini hafifletmek için yuvarlanma ve esneme kontrolü sağlayan orijinal tasarım yaptılar. O zamanlar için bu çalışma bir devrim niteliğindedir. 1950'li yıllara gelindiğinde bilgisayarların da keşfiyle temel otopilot stabilizasyon görevlerini içeren analog uçuş kontrol bilgisayarları yapıldı. Daha sonra, analog uçuş kontrolünün yerini almak üzere dijital uçuş teknolojisi tanıtıldı. 1972'de, NASA tarafından yapılan deneylerle F-8 tipi uçaklarda teknoloji aktarımı yapıldı. Sivil havacılık alanında ise ilk ticari uçak olan Airbus A320, 1987 yılında ana kontrol yüzeylerinde uçuş kontrol sistemini kullandı [19].

Günümüzde bütün standart hava araçları, kontrol yüzeylerini kontrol edebilmek için içlerinde uçuş kontrol sistemleri ve güç destekleyicileri içerir. Bu alt sistemler sensörlerden aldıkları veriler ile kontrol yüzeylerini aktive eder. Bu yüzeylerden ya da sensörlerden kaynaklı arızaları tespit etmek için birçok farklı yöntem vardır. Bunlar tutarlılık testleri, yapılan çapraz kontroller vb. gibi sistemin davranışını gözlemlemeye ve arıza tespitine yardım etmeye yarayan işlemlerdir. Gerçek sistemlerde her zaman hata payı, gürültü etkisi ve sürtünme gibi ideal sistemlerde

yok saydığımız sistemi karmaşıklaştıran etkenler etkili olur. Bu nedenle ideal olan, beklenen sistem davranışlarının gerçek sonuçlarda küçük bir hata payı ile kayması gözlemlenir. Arıza tespitinde yaygın olarak incelenen yaklaşım ise mevcut bir sistem modeline ve ölçümlere dayanarak sistemin girişlerini yeniden oluşturmak için giriş gözlemcileri kullanmaktır. [20].

Arızalar aktüatör arızası, sensör arızası veya zarar görmüş yapı arızaları olarak sınıflandırılabilir. Ayrıca aralıklı arızalar, ek ve çarpma hataları şeklinde de anılabilirler. [21] Bu çalışmada aktüatör hatası ele alınmıştır. Aktüatör temelli hatalar şu şekilde kategorize edilebilir:

- Aktüatör kitlenmesi
- Aktüatör etkinlik kaybı
- Aktüatör rastgele çarpınması
- Aktüatörün tamamen kaybı [22].

Bu tezde aktüatör kitlenmesi ve rastgele kaybı durumları değişik parametrelerle uygulanan senaryolarla incelenecektir. Burada yapılan işlemler ise kontrol yüzeyi aktüatör kitlenmesi durumunda sistem uçuş kontrol sensörlerinin ölçtüğü değerlerle filtre değerlerinin ne kadar yakın sonuçlar verdiğini görmek ve bu sistemler için gözleyici tasarlayarak eğer uçuş sırasında ölçüm ve tahmin sonuçları arasında farkın fazla olduğu veri geliyor ise bunun nedenlerini saptamaktır. Günümüzde çok fazla hava aracı sensör arızası, hatalı veri yüzünden çalışmaması gereken kontrol yüzeylerinin çalışması nedeniyle beklenen hareketlerin ve konumun dışında bir hareket ve konum sergiler. Bunun başlıca nedenlerinden biri uçuş kontrol sistemlerine sensörlerden hatalı veri aktarılmasıdır.

Hata tespiti, izlenen sistemde hatanın oluşumunu belirler. Farklı ölçülebilir sinyaller arasındaki bağımlılıkları kullanarak proseslerdeki, aktüatörlerdeki ve sensörlerdeki arızaların tespitinden oluşur [23]. Arıza tespiti sorunu kabaca iki ana kategoriye ayrılabilir: İlk olarak, modelin bilinmeyen ve ölçülemeyen durum değişkenini tahmin etmemiz ve mevcut gözlemler ve sistemin modelini temel alarak artıklar oluşturmamız gerekir. İkincisi, üretilen kalıntılara dayanarak bir hatanın oluşmasına karar verilmesi gerekir [24].

Model tabanlı yöntemler analitik artıklık kavramına dayanmaktadır. Tahmin edilen sistemin fiziksel olmayan çıktıları (actual), ölçüm çıktıları ve analitik matematik modelinden elde edilen çıktılarla karşılaştırılmasıdır. Bu yöntemler genellikle artık (residual) üretmek ve bunların değerlendirilmesi olarak iki aşamadan oluşur. Modelin yapısı ve parametrelerinin bilindiğini varsayılarak yöntemler uygulanır [23]. Model tabanlı metodlarda literatürdeki bazı hata tespit yaklaşımları aşağıda özetlenmiştir:

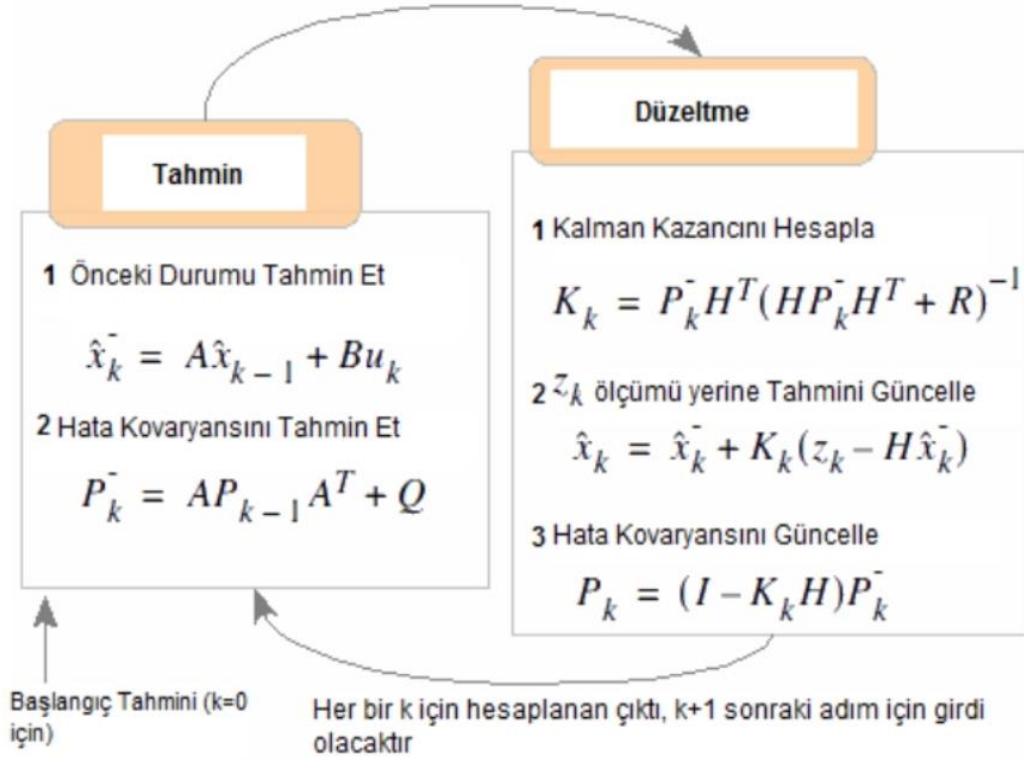
- Doğrusal olmayan gözlemciler: Doğrusal olmayan gözlemciler sistem için kullanılmalarının yanında hata tespiti için de kullanılabilir. Bunlar, durum ölçümlerinin tamamına gerek duymadan sayısı düşürülmüş durum gözlemleri için de kullanılabilir [25].
- Parçacık filtresi: Doğrusal olmayan, karmaşık ve Gauss dağılımına sahip olmayan sistemlerde uygulanması nispeten ve kolay kapalı form çözümler gerektirmeyen yöntemdir [26].
- Luenberger yöntemi: Bu yöntem hem doğrusal hem de doğrusal olmayan sistemler için uygulanan bir yöntemdir. Gözlemci temelli bu hata tespit yönteminin temelinde, sistemin çıktıları bir gözlemci kullanarak yapılan ölçümden tahmin etmekten ve daha sonra uygun şekilde ağırlıklı çıktı tahmin hataları ile artanları inşa etmekten oluşmaktadır [27].
- Kalman filtreleri: Tahmin amaçlı olarak farklı uygulamalarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Kalman filtresi arıza teşhisi için de uygulanan bir yöntemdir [28]. Tezde kullanılan Kalman filtrelerine ait detaylı bilgiler Bölüm 3.2, 3.3 ve 3.4'te verilmiştir.

3.2 Kalman Filtreleri

Kalman Filtresi doğrusal Gauss durumları için kullanılan ve tahmin yapan bir Bayes filtresidir. Doğrusal sistemler ve Gauss dağılımları için optimum sonuçlar verir. Doğrusal sistemler ortalama sıfır Gauss gürültüsüne sahiptir [29].

Sistem modellemesinde gerçek hayatta karşılaşılan bazı sorunlar vardır. Bunlar; ölçümlerin gürültü ve hata payları nedeniyle mükemmel olmayışı ve sistemde gerçekte var olan bazı iç dinamiklerin modelde bulunmamasıdır. Bu sorunlar

modelin gerçek hayattaki sonuçlarına güvenilirliği açısından soru işareti çıkarır. Bu soru işaretini gidermek için Kalman filtresi kullanılabilir.



Resim 3.1:Kalman Filtresi çalışma mekanizması [30].

Resim 3.1’de Kalman filtresi çalışma mekanizması verilmiştir. Kalman filtresi, modellenmiş sistemin bir önceki verilerini temel alarak ilerisini tahmin eden bir filtredir ve sisteme verilen girişler ve hata payı olan çıkışlarla çalışır. Ölçülen değerlerle eş zamanlı olarak kullanılabilen bu filtre ile model çıktıları ve Kalman çıktılarının benzer eğilimde bir grafik vermesi beklenir. Her sistem için geçerli bir formülü olmadığından sisteme göre parametreler belirlenir. Filtredeki P durum tahmin hata kovaryansı, K Kalman kazancını, H ölçüm fonksiyonunu, A sistem durum uzayı matrisini, \hat{x}_k durum tahminini temsil eder. Filtrenin içerisinde bulunan Q ve R kovaryans matrisleri ile oynayarak benzer trend yakalanmaya çalışılır. Bu matrislerden Q büyük alınırsa modelimizdeki sorunun ölçüme göre daha baskın olduğunu varsayıyoruzdur, tersi durumda R matrisi büyükken ise ölçümlerdeki sıkıntının büyük olduğunu düşünürüz. Hangisinin daha baskın olduğu bilinmiyorsa

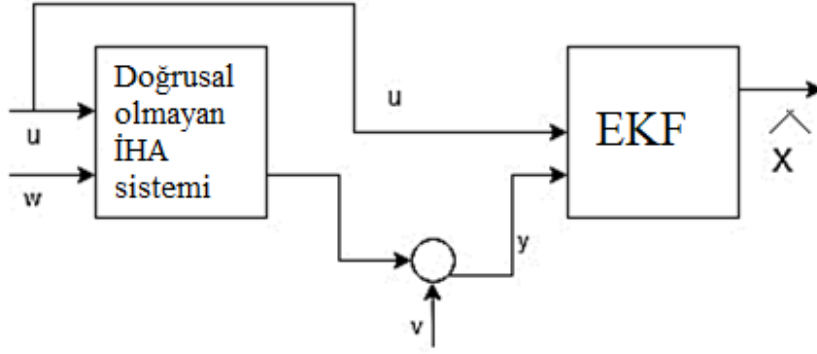
ikisi de eşit alınır. Yaklaşımların doğruluğu ve kesinliği örnekleme zamanına da bağlı olduğu için bu değerler küçük olduğunda sisteme daha iyi yaklaşım sağlattığı için kullanılan Kalman filtrelerinde de örnekleme zamanı değerleri olabildiğince küçük değerler alınmaya çalışıldı. Örnekleme zamanı için sabit değerler alınmak yerine daha iyi yaklaşım için alternatif olarak Runge Kutta yöntemleri de kullanılabilir; fakat bu yöntemler hesaplama zamanı ve maliyeti olarak değerleri yüksek oldukları için bu tezde sabit örnekleme zamanı kullanıldı.

3.3 Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF)

Doğrusal olmayan sistemler Gauss dağılımına sahip değildir. Bu nedenle Kalman filtresi bu fonksiyonlar için uygulanabilir değildir. Doğrusal olmayan sistemler için Kalman filtresinin genişletilmiş versiyonu geliştirilmiştir. Yerel doğrusallaştırma için genişletilmiş Kalman filtresi Taylor açılımından yararlanır. Bir önceki noktanın ortalamasına göre mevcut en iyi tahminin etrafında lokal doğrusallaştırma yapıldıktan sonra genişletilmiş Kalman filtresi uygulanır. Gelb tarafından tanımlanan genişletilmiş Kalman filtresi, doğrusal olmayan skoastik düşünülebilecek sistemlerin doğal uzantısıdır [31]. Sistemin durumu göreceli olarak yüksek hassasiyete sahipse genişletilmiş filtreler iyi sonuç verir. Belirsizlik arttıkça doğrusallaştırma tarafından ortaya çıkan hata artar [32]. EKF'de, bu doğrusallaştırma tahmini ortalama μ değerinde bir Jacobian hesaplanarak bulunur [33]. Başka bir deyişle EKF algoritmasında doğrusal olmayan sistem fonksiyonu türev işlemi yardımıyla doğrusallaştırılarak Jacobian matrisi elde edilir. Gerçekleştirilen bu işlemden sonra sistem doğrusallaştırıldığı için Kalman filtresinin denklemleri sisteme uygulanabilir. Fakat EKF algoritmasında doğrusallaştırma işleminden dolayı Taylor serisinde bulunan yüksek dereceli terimler ihmal edilir. Bu durum EKF algoritmasının olumsuz yönünü oluşturmaktadır [34]. Jacobian matris, karesel olmayan $m \times n$ şeklinde ifade edilen vektörel fonksiyondur. Kalman kazancı denklemindeki Jacobian, ölçüm bilgisinin sadece ilgili bileşenini doğru şekilde büyütür ya da düzenler. Eğer ölçüm ve durumlar arasında birebir eşleşme yoksa Jacobian Kalman kazancını etkiler ve sadece durumu etkileyen ilgili kısmı değiştirir. Eğer bütün ölçüm ve durumlar arasında hiçbir birebir ilişki yoksa filtre hızla ayrışır ve bu durumda

süreç gözlenemez [35]. H ve G matrisleri doğrusal matrislerdir çünkü bir doğrusallaşma noktası için özeldirler. Farklı doğrusallaşma noktaları için farklı H ve G matrisleri kullanılmalı, bu matrisler tekrar hesaplanmalıdır. Fakat bu tezde doğrusal olmayan Kalman methodları için Jacobian matrisleri birim matris olarak kullanılmıştır. Nedenleri ise bölümün devam eden kısımlarında verilmiştir.

Eğer sistem büyük belirsizliklere sahipse ve büyük Gauss varyansları mevcutsa, doğru sonuçlara yaklaşım hataları artar ve EKF doğrusallığı garanti etmez. Garantili doğrusallık eksikliğine rağmen, EKF başarıyla çok çeşitli uygulamalarda uygulanır, özellikle havacılık alanında çok karşılaşılan bir uygulamadır [36].



Şekil 3.1: EKF filtrelili sistem modeli blok diyagramı.

EKF içinde kullanılan durum geçişi ve gözlem durum uzayı modelleri, gürültülü doğrusal olmayan fonksiyonlardır [37]. EKF matematiksel modeline bakacak olursak;

$$x_k = f(x_{k-1}, u_{s_{k-1}}) + w_{k-1} \quad (3.1)$$

$$y_k = h(x_k, u_{m_k}) + v_k \quad (3.2)$$

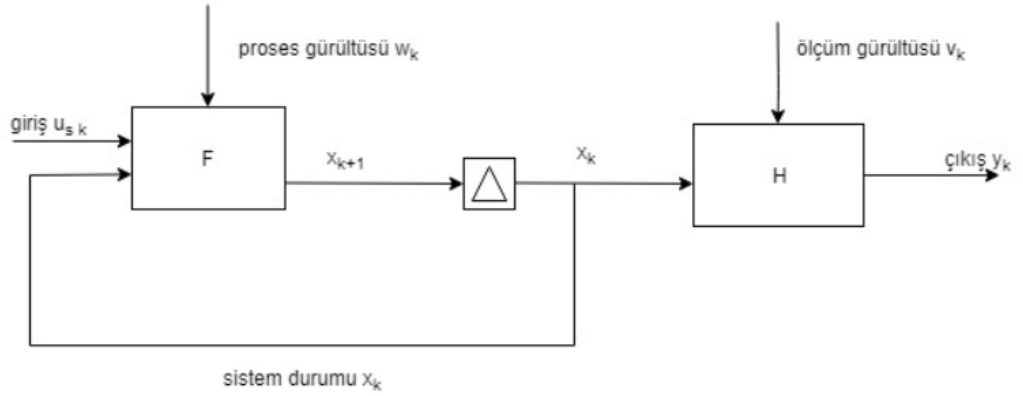
$$w_k = (0, Q_k) \quad (3.3)$$

$$v_k = (0, R_k) \quad (3.4)$$

şeklinde başlar.

İlk olarak doğrusal olmayan sistem fonksiyonu yazılır. Burada f doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonudur. Tezde kullanılan doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonu İHA'ya aittir ve 12 farklı durumu temsilen 12 farklı denklem halinde

yazılmıştır. Şekil 3.1'deki w proses gürültüsüdür denklemlerde w_k olarak belirtilmiştir. h ise ölçüm fonksiyonudur ve tezde Matlab script halinde fonksiyonu yazılmıştır. Filtre 1. dereceden ayrık zamanda çalışır ve bu nedenle örnekleme zamanı 0.01 saniyedir. Filtrenin iki ana girişi vardır: Durum geçiş fonksiyonu ve ölçüm fonksiyonu. Şekil 3.1'deki u referans girişidir. Bu girişi açacak olursak u_s durum girişi ve u_m ölçüm girişidir. Denklem 3.2'deki h ise k adımındaki doğrusal olmayan ölçüm fonksiyonudur. w_k ve v_k , proses ve ölçüm gürültüleridir. Q ve R , gürültü kovaryansı matrisleridir ve yazar tarafından sağlanmıştır.



Şekil 3.2: EKF blok diyagramı.

Şekil 3.2'de Genişletilmiş Kalman Filtresinin çalışma modeli verilmiştir. Bundan sonraki kısımda denklemlerle yapılan işlemler anlatılmaya çalışılacaktır. Zaman adımı $k=0,1,2..$ şeklinde ilerledikçe aşağıdaki adımlar filtre içerisinde tekrarlanır.

İlk olarak yapılan şey başlangıç noktası etrafındaki başlangıç adımını bulmaktır. Durum başlangıç değerleriyle başlangıç adımı [38]:

$$\hat{x}_{0|-1} = E(x_0) \quad (3.5)$$

$$P_{0|-1} = E(x_0 - \hat{x}_0 - 1)(x_0 - \hat{x}_0 - 1)^T \quad (3.6)$$

olarak gösterilir.

P durum tahmini hata kovaryansı matrisidir. \hat{x} durum tahminidir. $\hat{x}_{0|-1}$ ise $-1.$ adımdaki ölçümü kullanarak $0.$ adımda yapılan durum tahminidir. Filtre tasarlanırken ilk değer belirlenir. $E(\hat{x}_0)$ tahmin hatasıdır.

Sonraki adım olarak durumları ve P'yi güncellemek için düzeltilme basamağı kullanılır. İlk olarak ölçüm basamağı için (3.7) ve (3.8)'deki denklemler yazılmıştır. Ölçme fonksiyonunun Jacobian'ı S_k ve Kalman kazancını güncelleyen C_k terimi için [39]:

$$C_k = \frac{\partial h}{\partial x} \Big|_{\hat{x}_{k|k-1}} \quad (3.7)$$

$$S_k = I \text{ (birim matris)} \quad (3.8)$$

olarak verilir.

Denklem (3.8)'deki S_k yani Jacobian teriminin birim matris olmasının nedeni, sisteme eklenen ölçüm gürültüsünün eklemeli olarak sisteme eklenmesindedir. k , zaman basamağıdır ve 0,1,2,3... şeklinde gider. Ölçülen verileri kullanarak güncellenen durum, durum tahmini hata kovaryansları güncellemeleri ve Kalman kazancı K için:

$$K_k = P_{k|k-1} C_k^T (C_k P_{k|k-1} C_k^T + S_k R_k S_k^T)^{-1} \quad (3.9)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (y_k - h(\hat{x}_{k|k-1}, 0, u_{m_k})) \quad (3.10)$$

$$\hat{P}_{k|k} = P_{k|k-1} - K_k C_k P_{k|k-1} \quad (3.11)$$

olarak gösterilir.

Daha sonra, bir sonraki adımın durumunun ve durum tahmin hata kovaryansının bir sonraki adımdaki tahmin aşamasıdır. Durum geçiş fonksiyonunun Jacobian'ı G_k ve durum tahmin hata kovaryansını güncelleyen A_k terimi için:

$$A_k = \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{\hat{x}_{k|k}} \quad (3.12)$$

$$G_k = I \text{ (birim matris)} \quad (3.13)$$

şeklinde ifade edilir.

Buradaki sistem modellenirken sistemdeki süreç gürültüsü terimleri eklemeli olarak kullanıldığından $G(k)$ Jacobian matrisi birim matris olarak alınır. Ek olarak, durum ve geçiş fonksiyonlarındaki eklemeli gürültü terimleri işlem süresini kısaltır. Çünkü sisteme birim matris olarak verilmiştir. Sistem ve ölçüm gürültüleri eklemesiz olarak

sistemde yer alsaydı, bu Jacobian terimleri tahmin ve düzeltmelerde her yeni adımda numerik olarak tekrar hesaplanacaktı ve bu da simulasyon sürecini uzatan bir etken olacaktı.

Sonraki adımda durum ve durum tahmin hata kovaryansı tekrar güncellenir ve:

$$P_{k+1|k} = A_k P_{k|k} A_k^T + G_k Q_k G_k^T \quad (3.14)$$

$$\hat{x}_{k+1|k} = f(\hat{x}_{k|k}, 0, u_{s_k}) \quad (3.15)$$

olarak gösterilir.

Bu noktadan sonra EKF tekrar düzeltme adımına geri döner ve bu tahmin adımında bulunduğu $P_{k+1|k}$ ve $\hat{x}_{k+1|k}$ değerlerini yeni durum ve durum tahmin hata kovaryansı olarak ele alır. Bu adımlar simulasyon süresince sürekli tekrar eder. Özetle ilk adım olarak durum ve durum tahmin hata kovaryansı için başlangıç adımı yapılır. Sonra bu iki değere düzeltme adımı uygulanır. Son olarak da bir sonraki adım için yeni durum tahmini ve yeni durum tahmini kovaryansı tahmin adımı yapılır.

EKF'yi uygulamak için gerekli değerler ve filtre için bazı bilgiler Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1: EKF’de kullanılan değerler.

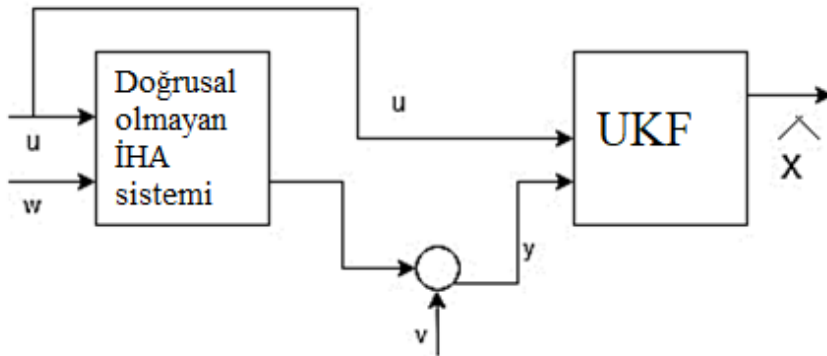
Süreç (Q) kovaryans matrisi	0.001*I
Süreç gürültüsü	Eklemeli
Q ve R'nin başlangıç kovaryans matrisi	0.0001*I
Ölçüm gürültüsü	Eklemeli
Ölçüm (R) kovaryans matrisi	15*I(4)
Jacobian matrisi	I
Örnekleme zamanı	0.01 sn
Durum başlangıç değerleri	[18.9 m/s -0.0412737rad Orad Orad/s Orad/s Orad/s Orad -0.0412737rad Orad 0m 0m 100m]

Çizelge 3.1’de yer alan durum başlangıç değerlerindeki ifadeler (2.20)’deki denklemde gösterilen sistemin durumlarıdır ve aynı sıralamayla verilmiştir.

Q tahmini için kriter, hesaplanan filtre ile gerçek değer arasındaki farkı en aza indirmektir [40]. Çizelge 3.1’de yer alan $I(4)$ ifadesi 4×4 ‘lük birim matrisi ifade etmektedir.

3.4 Kokusuz Kalman Filtresi (UKF)

EKF yöntemindeki gibi başlangıç adımı, tahmin ve güncelleştirme adımları olarak içeriklenen bu yöntem, başlangıç adımı ile başlar. Ayrık zamanda ve doğrusal olmayan sistemler için çalışan bir yöntemdir. Filtre algoritması durum değerleri seti oluşturur ve buna sigma noktaları der. Bu sigma noktalar seti hesaplanır. Bu noktalar durum tahminlerinin ortalamasını ve kovaryansını yakalar. Her sigma noktasının ağırlığı vardır. UKF her bir sigma noktasını durum geçiş fonksiyonu ve ölçüm fonksiyonlarının girişi olarak tanımlar ve yeni dönüştürülmüş durum setleri oluşturmaya çalışır. Daha sonra bu noktalar doğrusal olmayan fonksiyonlara dönüştürülür. Yeni ortalama ve kovaryanslar hesaplanır. Her bir tahmin adımında belirsizlik biraz daha artar bu nedenle süreç gürültüsü de dikkate alınmalıdır. Gaussian hesaplamak için bu ağırlıklar ve dönüştürülmüş noktalar kullanılır. Kokusuz dönüşüm (UT) doğrusal olmayan bir dönüşüm geçiren rastgele bir değişkenin istatistiklerini hesaplamak için kullanılan bir yöntemdir [41].



Şekil 3.3: UKF filtrelili sistem modeli blok diyagramı.

M boyutlu x rasgele değişkeninin doğrusal olmayan bir fonksiyon ile y rasgele değişkenine dönüştürüldüğü düşünülün. \bar{x} , x 'in ortalaması ve P_x ise kovaryans değeri varsayalım. Kokusuz dönüşüm, doğrusal olmayan dönüşüm altındaki rasgele değişkenin istatistiklerini hesaplamak için geliştirilmiş alışılmışın dışında bir dönüşümdür. Sigma noktaları olarak adlandırılan noktaların kümesi örnekleme ortalamaları \bar{x} ve örnekleme kovaryansları P_x olacak şekilde seçilir. Doğrusal olmayan fonksiyon, seçilen her bir noktaya uygulanır ve dönüşüm altındaki noktalar ve bu noktaların \bar{y} ve P_y istatistikleri elde edilir [16]. Burada dikkat edilmesi gereken bu noktaların rasgele değil aksine deterministik bir algoritmaya göre belirleniyor olmasıdır. Bu dönüşüm ile, \bar{x} ortalama ve P_x kovaryanslı M boyutlu x rasgele değişkeni, W tane ağırlıklandırılmış noktaya dönüştürülür. Burada X_i deterministik örnekleme noktalarıdır ve bunlar sigma noktaları olarak da adlandırılır [43]. Sigma vektörleri doğrusal olmayan fonksiyonlar aracılığıyla yayılır. $W_M^{(i)}$, M boyutlu sistemin i'ninci noktasının ağırlığıdır. Q ve R'nin başlangıç değerleri proses ve ölçüm gürültüsü Simulink bloklarında tanımlanmış ve Çizelge 3.2'de verilmiştir. c ölçeklendirme ya da boyutlandırma parametresidir. Y için ortalama değer ve kovaryans değeri, ağırlıklı örnekleme ortalaması ve sigma noktalarının kovaryansı kullanılarak yaklaştırılır [43].

Tezde kullanılan sistem eklemeli ölçüm ve süreç gürültü terimlerine, sıfır ortalamaya ve kovaryans matrisleri Q ve R olan terimlere sahiptir.

$$x_{k+1} = f(x_k, u_{s_k}) + w_k \quad (3.16)$$

$$x_{k+1} = f(x_k, u_{s_k}) + w_k \quad (3.17)$$

$$w_k = (0, Q_k) \quad (3.18)$$

$$v_k = (0, R_k) \quad (3.19)$$

$$\hat{x}_{0|-1} = E(x_0) \quad (3.20)$$

Burada verilen Q ve R terimleri başlangıçta belirlenmiştir. EKF yöntemindeki gibi ilk adım burada da durum x ve durum tahmin hata kovaryansı P için başlangıç adımını belirlemektir.

$$P_{0|-1} = E(x_0 - \hat{x}_0 - 1)(x_0 - \hat{x}_0 - 1)^T \quad (3.21)$$

P durum tahmini hata kovaryansı matrisidir. \hat{x} durum tahminidir. $\hat{x}_{0|-1}$ ise -1. adımdaki ölçümü kullanarak 0. adımda yapılan durum tahminidir. Filtre tasarlanırken bu ilk değer yazar tarafından belirlenir. $E(\hat{x}_0)$ tahmin hatasıdır.

Sonraki adım düzeltilme basamağıdır. Bu adımda ölçüm verilerinden yararlanarak durumların ve durum tahmin hata kovaryansının güncellemesi yapılır. Bunun için EKF'den farklı olarak burada sigma noktalar setinden yararlanır. k adım sayısı, M durum sayısı olduğu farz edilsin:

$$\hat{x}_{k|k-1}^0 = \hat{x}_{k|k-1} \quad (3.22)$$

$$\hat{x}_{k|k-1}^i = \hat{x}_{k|k-1} + \Delta x^i \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.23)$$

Daha sonra durum sayısı, alpha ve beta parametrelerine bağlı bir boyutlandırma faktörü c tanımlansın:

$$c = \alpha^2(M + K) \quad (3.24)$$

Sonraki adımda bu boyutlandırma faktörünü de kullanarak durum tahmin hata kovaryansı P'yi tekrar boyutlandırarak matris karekökü alınsın:

$$\Delta x^i = (\sqrt{cP_{k|k-1}})_i \quad i = 1, 2, \dots, M \quad (3.25)$$

$$\Delta x^{(M+i)} = -(\sqrt{cP_{k|k-1}})_i \quad i = 1, 2, \dots, M \quad (3.26)$$

Daha sonra her sigma noktası için ölçüm tahminlerini bulma amacıyla doğrusal olmayan ölçüm fonksiyonu kullanılır. Ölçüm tahminleri \hat{y} şeklinde gösterilir.

$$\hat{y}_{k|k-1}^i = h(\hat{x}_{k|k-1}^i, u_{m_k}) \quad i = 0, 1, 2, \dots, 2M \quad (3.27)$$

Ölçüm tahminlerini birleştirerek k zamanındaki ölçüm tahminini bulmak için:

$$\hat{y}_k = \sum_{i=0}^{2M} W_M^{(i)} \hat{y}_{k|k-1}^i \quad (3.28)$$

$$W_M^{(0)} = 1 - \frac{M}{\alpha^2(M+K)} \quad (3.29)$$

$$W_M^{(i)} = \frac{1}{2\alpha^2(M+K)} \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.30)$$

Tahmini ölçümleri bulduktan sonra tahmini ölçümlerin kovaryans hesaplaması yapılır. Tezde ölçüm gürültürüsü eklemeli olduğu için sisteme yazar tarafından belirlenen ölçüm kovaryansı da eklenir. Bu kovaryans R_k ile gösterilir.

$$P_Y = \sum_{i=0}^{2M} W_c^{(i)} (\hat{y}_{k|k-1}^i - \hat{y}_k)(\hat{y}_{k|k-1}^i - \hat{y}_k)^T + R_k \quad (3.31)$$

$$W_c^{(0)} = (2 - \alpha^2 + \beta) - \frac{M}{\alpha^2(M+K)} \quad (3.32)$$

$$W_c^{(i)} = \frac{1}{2\alpha^2(M+K)} \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.33)$$

Yukarıdaki denklemlerde geçen beta(β) , alfa(α), ve kappa(K) terimleri çeşitli parametrelerdir. Beta (β) sigma noktalarının dağılımıdır. Alfa (α), sigma noktalarının x durumunun etrafına yayılımını gösterir. Alfa için 0 ve 1 arasında bir değer olarak belirtilir. Bu iki terim alfa ve beta önceki bölümlerde bahsedilen yanal sapma açısı ve hücum açısı gibi değişken açılarla aynı değildir, farklıdır. Kappa(K) ise genellikle 0 olarak ayarlanan ikinci ölçeklendirme parametresidir ve bu tezde de 0 olarak alınmıştır.

Daha sonra durum tahmini $\hat{x}_{k|k-1}$ ve ölçüm tahmini \hat{y}_k arasında çapraz kovaryans tahmini yapılır.

$$P_{xy} = \frac{1}{2\alpha^2(m+K)} \sum_{i=0}^{2M} (\hat{x}_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1})(\hat{y}_{k|k-1}^i - \hat{y}_k)^T \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.34)$$

Sonraki adım Kalman kazancını elde edip, onun yardımıyla k zamanındaki durum tahmini ve durum tahmin hata kovaryansını elde etmektir.

$$K = P_{xy}P_y^{-1} \quad (3.35)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K(y_k - \hat{y}_k) \quad (3.36)$$

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} + KP_yK^T \quad (3.37)$$

Sıradaki işlem bir sonraki adım olan k adımında yer alan durum ve durum tahmin hata kovaryansını öngörmektir. İlk işlem olarak k adımındaki sigma noktaları $\hat{x}_{k|k}^i$ seçilir.

$$\hat{x}_{k|k}^0 = \hat{x}_{k|k} \quad (3.38)$$

$$\hat{x}_{k|k}^i = \hat{x}_{k|k} + \Delta x^i \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.39)$$

$$\Delta x^i = (\sqrt{cP_{k|k}})_i \quad i = 1, 2, \dots, M \quad (3.40)$$

$$\Delta x^{(M+i)} = -(\sqrt{cP_{k|k}})_i \quad i = 1, 2, \dots, M \quad (3.41)$$

Her sigma noktası için k zamanında tahmin edilen durumları bulmak amacıyla doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonu kullanılır.

$$\hat{x}_{k+1|k}^i = f(\hat{x}_{k|k}^i, u_{s_k}) \quad (3.42)$$

k adımında tahmin edilen durumlar birleştirilir ve k+1 adımındaki durum tahmin işlemleri düzeltilme adımı için kullanılır.

$$\hat{x}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2M} W_M^{(i)} \hat{x}_{k+1|k}^i \quad (3.43)$$

$$W_M^{(0)} = 1 - \frac{M}{\alpha^2(M+K)} \quad (3.44)$$

$$W_M^{(i)} = \frac{1}{2\alpha^2(M+K)} \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.45)$$

Sonraki adım tahmin edilen durumların kovaryansını hesaplamaktır. Tezde eklemeli gürültüler kullanıldığı için süreç gürültü kovaryansı Q_k da denklemde yer alacaktır.

$$P_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2M} W_c^{(i)} (\hat{x}_{k+1|k}^i - \hat{x}_{k+1|k}) (\hat{x}_{k+1|k}^i - \hat{x}_{k+1|k})^T + Q_k \quad (3.46)$$

$$W_c^{(0)} = (2 - \alpha^2 + \beta) - \frac{M}{\alpha^2(M+K)} \quad (3.47)$$

$$W_c^{(i)} = \frac{1}{2\alpha^2(M+K)} \quad i = 1, 2, \dots, 2M \quad (3.48)$$

Bu işlem süreci verilen zaman aralığı tamamlanana kadar tekrar eder. Herhangi bir ayrılma yaşanmaması adına filtre örnekleme zamanı ve durum geçiş fonksiyonu örnekleme zamanları 0.01 saniye olarak aynı alınmıştır.

UKF uygulamasında gereken değerler Çizelge 3.2'de verilmiştir. Çizelge 3.2'de yer alan durum başlangıç değerlerindeki ifadeler (2.20)'deki denklemde gösterilen sistemin durumlarıdır ve aynı sıralamayla verilmiştir

Çizelge 3.2: UKF’de larda kullanılan değerler.

Süreç (Q) kovaryans matrisi	0.001*I
Süreç gürültüsü	Eklemeli
Ölçüm gürültüsü	Eklemeli
Ölçüm (R) kovaryans matrisi	15*I(4)
Q ve R’nin başlangıç kovaryans matrisi	0.0001*I
Alfa	1
Beta	0.00001
Kappa	0
Örnekleme zamanı	0.01 sn
Durum başlangıç değerleri	[18.9 m/s -0.0412737rad Orad Orad/s Orad/s Orad/s Orad -0.0412737rad Orad 0m 0m 100m]



4. SİMULASYONLAR VE SONUÇLAR

Bu bölümde filtre tasarımları yapıldıktan sonra hata durumları karşısında filtre performanslarının değerlendirilmesi için bir dizi MATLAB Simulink 2019a ortamında modelleme ve benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Elde edilen model sürekli zamanda bir modeldir fakat filtreler için ayrık zaman modeline ihtiyaç olmuştur. Bu nedenle zero order hold gibi davranan rate transition bloğu kullanılmıştır. Bu blok için başlangıç şartı 0 ve çıkış portu örnekleme zamanı -1'dir. Sistemin doğrusal olmayan modelinde Çizelge 2.7, 2.8, 2.9, 2.10'da belirtilen değerler kullanılmıştır.

Sonuçlardaki hareketleri daha iyi anlamak için uçağın eksen yapısından bahsetmek gerekir. Uçağa ait üç adet hayali eksen vardır. Bunlar yanal(enlemesine) eksen, boylamasına (uzunlamasına) eksen ve dikey eksen olarak adlandırılır. Şekil 4.1'de bu uçak hareket eksenleri gösterilmiştir. Dikey eksen etrafındaki harekete sapma, uzunlamasına eksendeki harekete yatış, enlemesine eksendeki harekete ise yunuslama hareketi denir. Yanal eksen, uçağın kanat uçları arasındaki paralel çizgi; dikey eksen uçak ağırlık merkezinden dik olarak geçen eksen; boylamasına eksen ise füzela burnundan uçak kuyruğuna paralel çizgidir [44].



Şekil 4.1: Uçak hareket eksenleri [45].

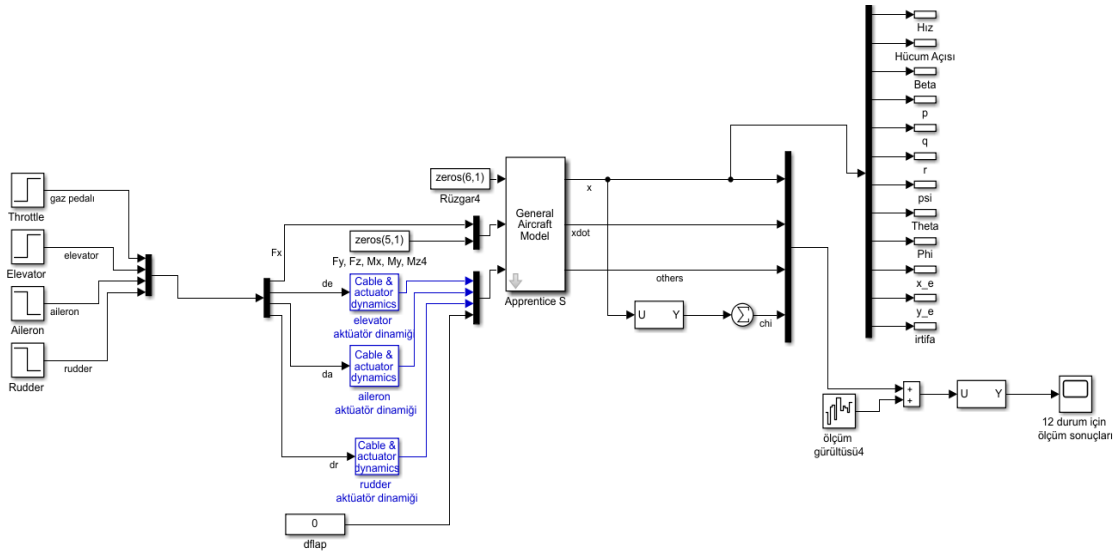
Çalışmadaki simülasyonlarda rüzgâr etkisi ve türbülans durumlarının etkisiz bileşenler olarak sıfır olduğu varsayılmaktadır. Modelde dış kuvvet olarak sadece F_x yönünde bir kuvvet olduğu farz edilmiştir. Şekil 4.1’de uçak hareket eksenleri gösterilmiştir.

Ölçüm sırasında oluşacak gürültü modellemesi için her iki filtrede de gürültü değerleri olarak sistemde 0.01 gürültü derecesi, 0.1 saniye örnekleme zamanı olan band limited white noise gürültüsü kullanıldı.

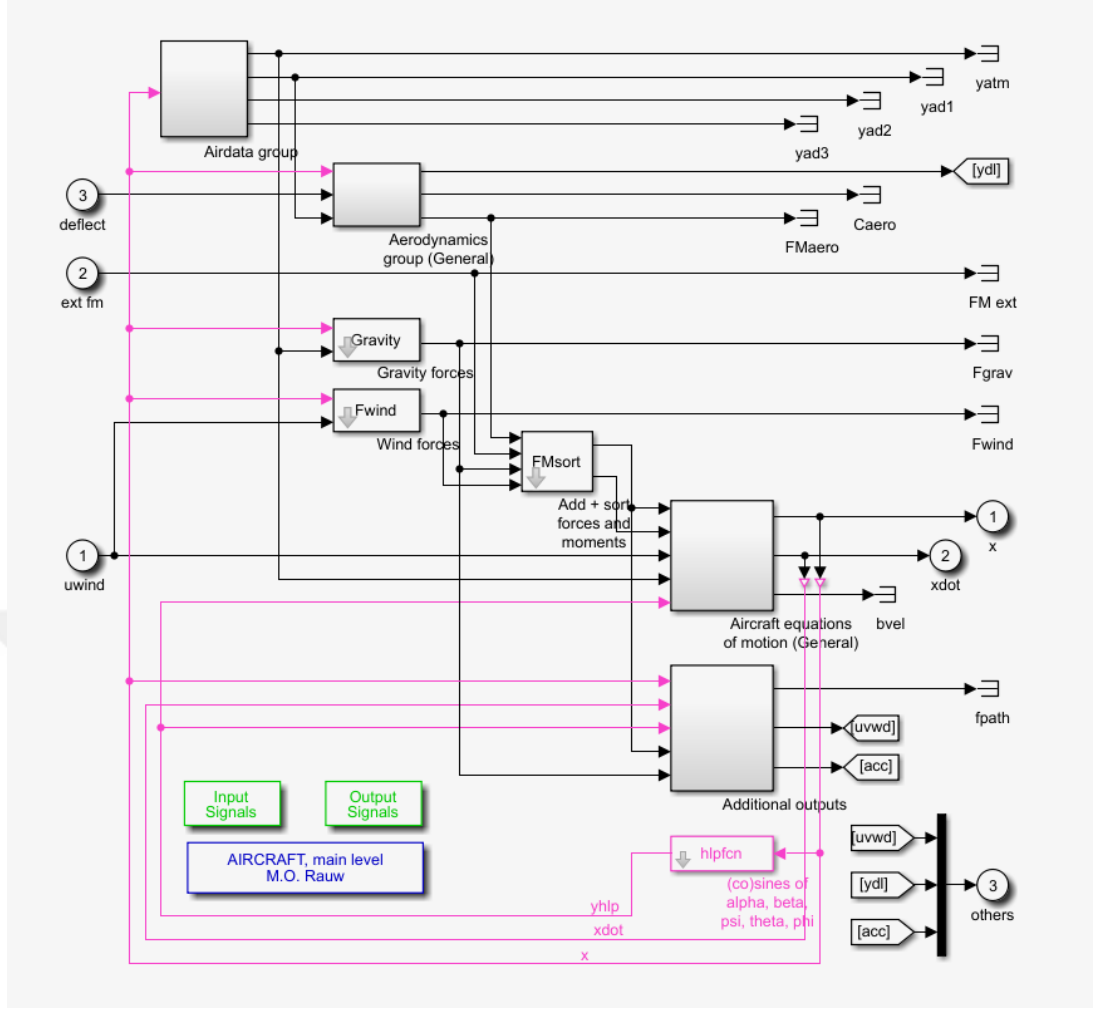
Gürültü varyansı aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\text{Gürültü varyansı} = \sqrt{\frac{\text{Gürültü derecesi}}{\text{Örnekleme zamanı}}}$$

Şekil 4.2 Simulink ortamında modellenmiş İHA’nın ana yapısını göstermektedir. Şekil 4.3 ise Airlib araç kutusundan elde edilen genel uçak modeli bulunmaktadır. Bu modelde bazı düzenlemeler ve çeşitli değişiklikler yapılarak üzerinde çalışılan Apprentice S model İHA’ya benzetilmiştir. Sistem dengeleyici modda çalıştırılmaktadır ve doğrusal olmayan sistem için giriş değerleri ile dengeleyici mod koşulları Çizelge 2.9 ve Çizelge 2.10’da verilmiştir.



Şekil 4.2: Hava aracının Simulink ortamında filtresiz üst seviye modeli.



Şekil 4.3: Uçak dinamiğinin Simulink ortamında genel görünümü.

Şekil 4.3'te verilen uçak dinamiğinde rüzgar koşulları durgun, hıza ya da koşullara bağlı değişmeyen aerodinamik sabitler, sabit yer çekimi ivmesi, sıfır yer etkisi baz alınmıştır. Ayrıca model uçak iniş ve kalkış durumlarını ele almaz. Dış kuvvet olarak y ve z yönündeki kuvvetler sıfır olarak kabul edilir ve herhangi bir türbülans durumu modellenmemiştir.

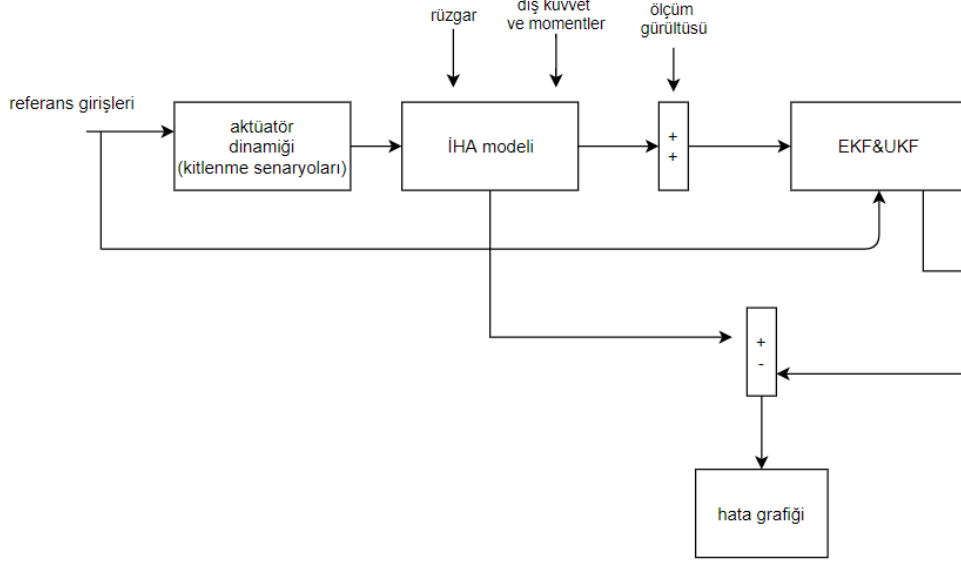
Sonraki adımlarda hata senaryoları üretilip bunlara filtreler uygulanacak ve bu filtrelerin performansları incelenecektir. Simulasyonlar 40 saniye süreyle çeşitli hata senaryoları ve nominal senaryolar ile oluşturulmuştur. Bazı senaryolarda dengeleyici mod koşulu da değiştirilmiş ve filtrenin sadece tek bir noktada çalışıp çalışmadığı da kontrol edilmek istenmiştir. Performans karşılaştırması için hata grafikleri çıkartılmış ve süreleri hesaplanmıştır. Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur ve bu limitlerin simulasyonlarda aşılma zamanı, aşma miktarı gibi sonuçlar incelenmiştir.

Çizelge 4.1’de simülasyonlarda denenen hata senaryoları verilmiştir.

Çizelge 4.1: Simülasyonlarda denenen senaryolar.

Kanatçık (aileron) hata senaryoları	Nominal senaryo
	10. Saniyede kanatçık aktuatörü 5 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu
	Sinüs dalgası girişle farklı referans değerleriyle 10. Saniyede 3 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu
İrtifa dümeni (elevator) hata senaryoları	Nominal senaryo
	Sinüs dalgası girişle 10. Saniyede 5 dereceye kilitlenen irtifa dümeni (elevator) senaryosu
Yön dümeni (rudder) hata senaryoları	Nominal senaryo
	Sinüs dalgası yön dümeni girişle 10. Saniyede 3 dereceye kilitlenen yön dümeni (rudder) senaryosu

Bu yöntemle benzer bir yöntem de literatür araştırmaları sırasında karşılaşılan roket yönelim çalışmalarında da hata kovaryans alt ve üst limitleri belirlenerek yapılmıştır [46]. Bu çalışma benzer bir yöntemin Apprentice S modeli için de uygulanabilirliğini düşündürmüştü ve bu tezde hata tespiti için aktüatör nominal çalışması baz alınarak alt ve üst limitler belirlenmiştir. Başlangıç parametreleri değiştirilmeyen durumlar için İHA hızı 18.9 m/s, yüksekliği 100 m olarak alınmıştır. Örnekleme zamanı (dt) bütün lar için 0.01 saniyedir. Modeldeki gürültü kaynağı sensöre aittir. Türbulans ve rüzgar bozulması uçuş sırasında ihmal edilip durgun hava koşulları esas alınmıştır. Bu nedenle hava akışına ait bozucu etken bulunmamaktadır. Tezdeki asıl nokta filtreler ve tahminleri olduğu için kontrol methodlarının uygulanmasına gerek duyulmadı. Aksi belirtilmedikçe aktüatör dinamikleri Çizelge 4.2’de verilmiştir. Şekil 4.4’te sistemin çalışma prensibinin daha iyi anlaşılması için blok diyagram verilmiştir.



Şekil 4.4: Sistem çalışma prensibi blok diyagramı.

Çizelge 4.2: Aktüatör dinamiği modelleme değerleri.

	Gecikme (delay)	Sınır frekansı (cut off frequency)	Örnekleme zamanı	Alt limit	Üst Limit
İrtifa dümeni aktüatörü	0.02 sn	10	0.05	$-10 \cdot \pi / 180$	$10 \cdot \pi / 180$
Kanatçık aktüatörü	0.03 sn	10	0.05	$-10 \cdot \pi / 180$	$10 \cdot \pi / 180$
Yön dümeni aktüatörü	0.04 sn	10	0.05	$-20 \cdot \pi / 180$	$20 \cdot \pi / 180$

Senaryolarda bahsedilen ölçüm değerleri gerçek test sonuçları değil simülink üzerinde modellenen sistemin verdiği sinyallerdir. Sistem için gerçek uçuş testleri yapılmamıştır. İleriki çalışmalarda modelin performansını gözlemlemek için uçuş testleri yapılması planlanmaktadır. Senaryolar aşağıdaki gibidir:

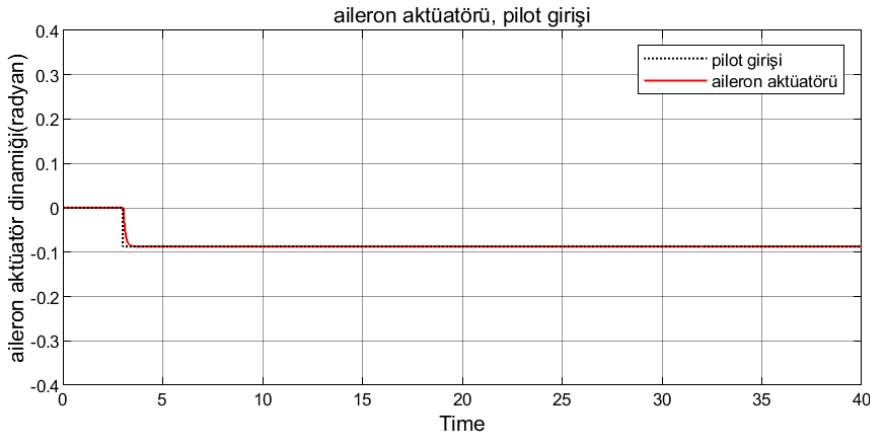
4.1 Senaryo 1: Kanatçık için nominal senaryo

Kanatçık yuvarlanma hareketini kontrol eden yüzeydir. Bu nedenle filtrelerin sonuçlarına bakılırken kanatçığın etkilediği yuvarlanma hızına (p) kitlenme senaryosu olmaksızın filtrelerin takip edip etmediği bulunması için bakılabilir. Çizelge 4.3'te senaryo 1'de kullanılan sistem giriş koşulları verilmiştir. Devam eden şekillerde ise filtrelerin nominal koşullar altındaki performansları gösterilmiştir.

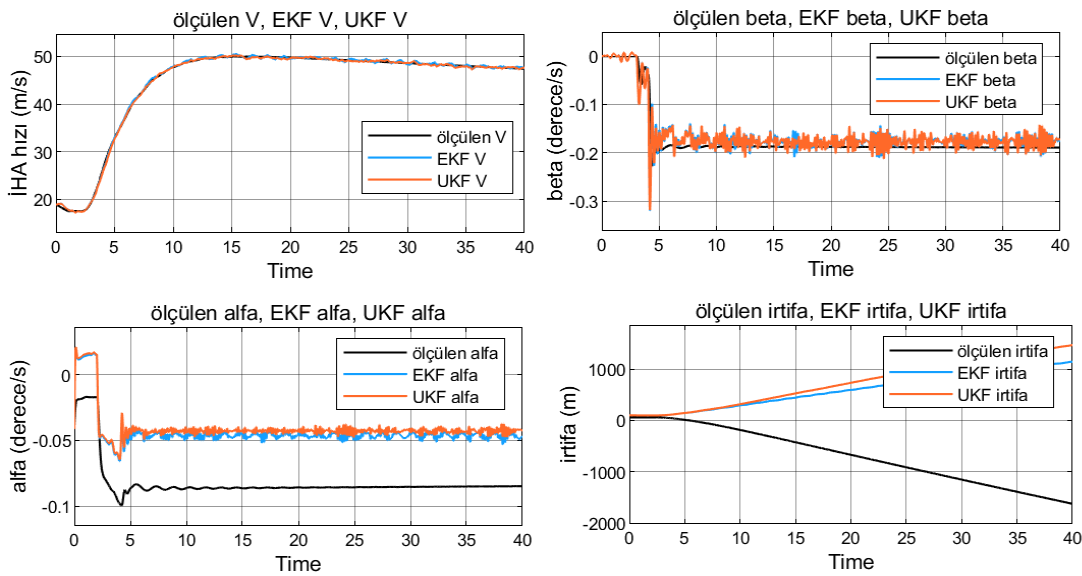
Şekil 4.5'te kanatçık pilot ve aktüatör girişleri verilmiştir. Nominal senaryo olduğu için bu sinyaller birbirleriyle örtüşmektedir. Şekil 4.6'da hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat kanatçık gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum yuvarlanma açısı p olduğundan odak inceleme grafikleri p durumu üzerindedir.

Çizelge 4.3: Senaryo 1 Sistem Giriş Koşulları

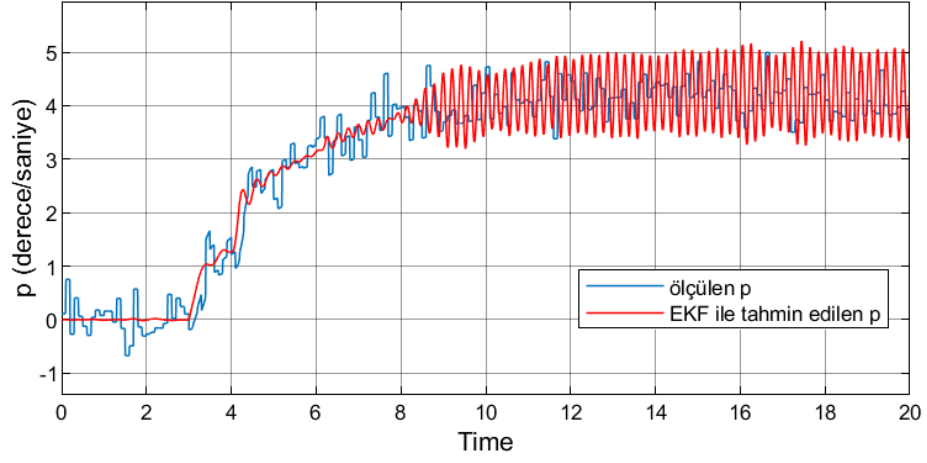
	Giriş çeşidi	Adım zamanı	İlk değer	Son değer
Gaz pedalı	birim	1	0	2
İrtifa dümeni	birim	2	0	$5 \cdot \pi / 180$
Kanatçık	birim	3	0	$-5 \cdot \pi / 180$
Yön dümeni	birim	4	0	$-10 \cdot \pi / 180$



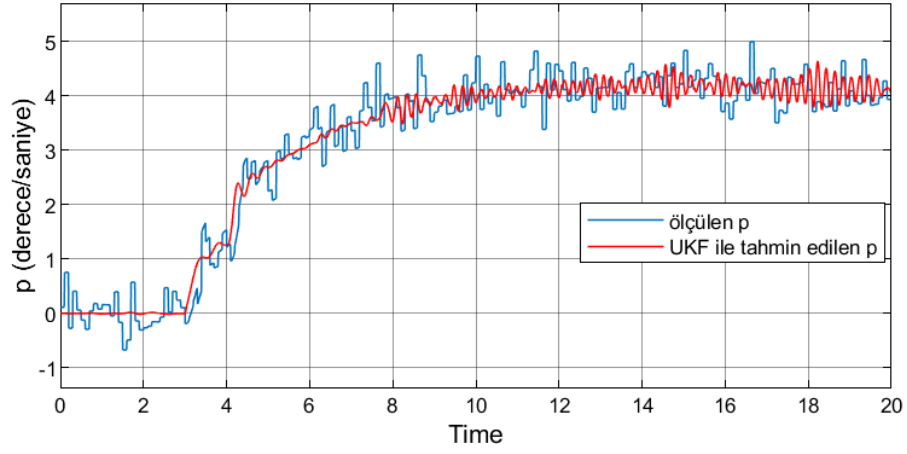
Şekil 4.5: Kanatçık aktüatör sinyali



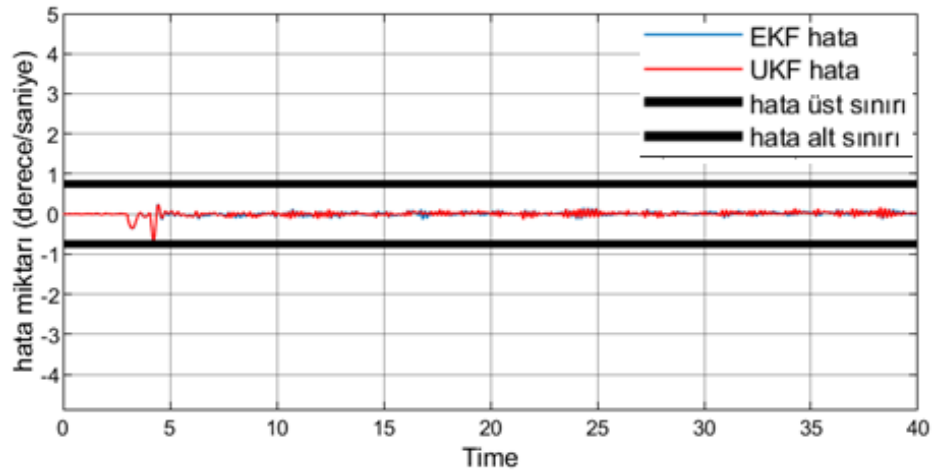
Şekil 4.6: V, alfa, beta ve irtifa zaman grafikleri.



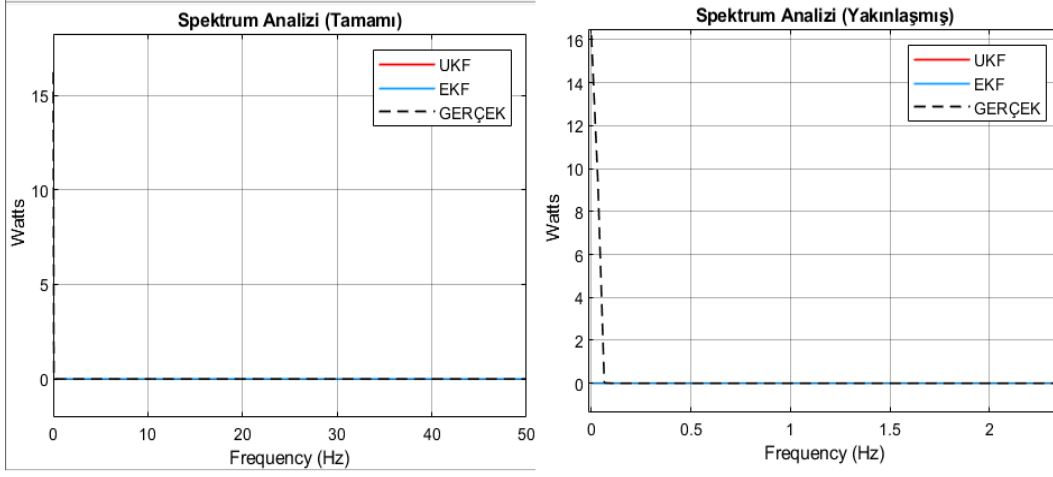
Şekil 4.7: EKF sonuçları.



Şekil 4.8: UKF sonuçları.



Şekil 4.9: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.10:Spektrum analizi.

Nominal senaryoda herhangi bir kitlenme durumu verilmemiştir. Bu koşul altında Şekil 4.8 ve Şekil 4.7’deki filtre performanslarına bakıldığında filtrelerin ölçüm trendini takip ettiği gözlemlenmektedir. Şekil 4.9’da ise iki filtrenin hata sonuçları karşılaştırılmış ve EKF hatasının UKF’ye göre biraz daha fazla olduğu görülmüştür. Bunun nedeni olarak UKF’de tek bir sigma noktası yerine birden fazla sigma noktası olmasından denebilir. Fakat hem EKF hem de UKF filtre sonuçları hata alt ve üst limitinin arasındadır. Bu da kanatçık aktüatörünün belirlenen hata aralıklarında olduğunu ve düzgün çalıştığını gösterebilir. Farklı sigma noktaları aynı zamanda hesaplama süresini de uzatabilir. Bu Çizelge 4.4’teki simülasyon sürelerinde görülebilir.

Çizelge 4.4: Simülasyon süresi.

UKF süresi	37.52 sn
EKF süresi	27.09 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.10’da spektrum analizi denenmiş ve burada da frekansların genliğinde bir sıçrama görülmemiştir. Nominal senaryo olduğu için normal kabul edilmiştir.

4.2 Senaryo 2: Sabit girişle 10. Saniyede 5 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu

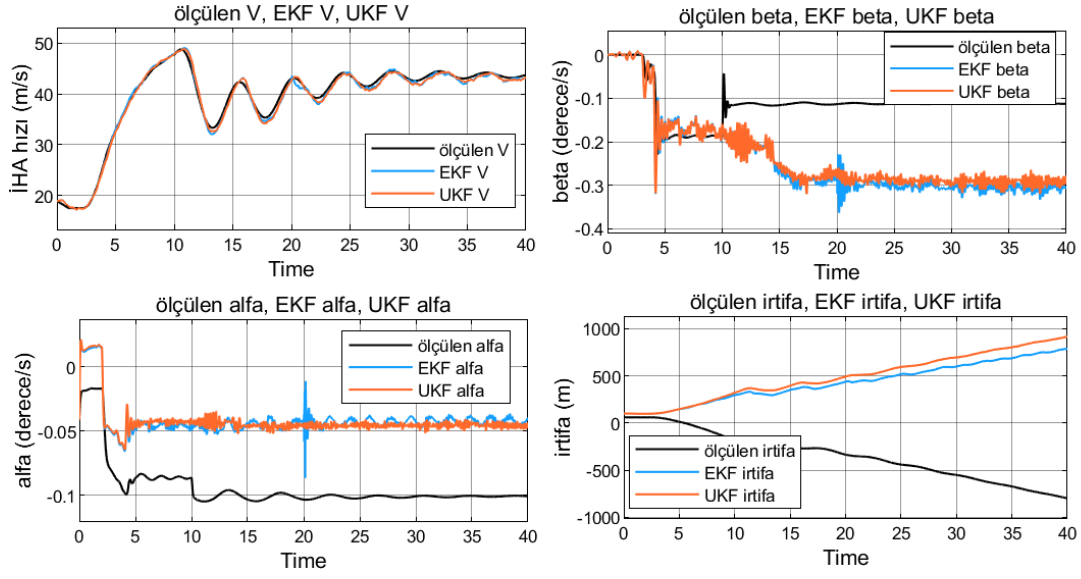
Kanatçık kilitlenmesi senaryosunda, hava aracı üzerinde mevcut olan kanatçık kontrol yüzeylerini hareketlendiren servoların kabiliyetini yitirmesi durumu söz konusudur. Bu durum meydana geldiğinde uçak vücut eksenine göre x yönündeki açılmal hız olan p 'ye bakılabilir.. Bu senaryo, sabit girişli kanatçığın aktüatöründe 10. saniyede meydana gelen 5 derece kanatçık kitlenme senaryosudur. Bu senaryo için, sistem girişleri aşağıdaki Çizelge 4.5'te gösterilmektedir. Şekil 4.11'de kanatçık pilot ve aktüatör girişleri verilmiştir. Hatalı senaryo olduğu için bu sinyaller birbirleriyle 10. Saniyeye kadar örtüşebilmekte, daha sonra ayrılmaktadırlar. Şekil 4.12'de hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat kanatçık gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum yuvarlanma açısı p olduğundan odak inceleme grafikleri p durumu üzerindedir.

Çizelge 4.5: Senaryo 2 sistem giriş koşulları.

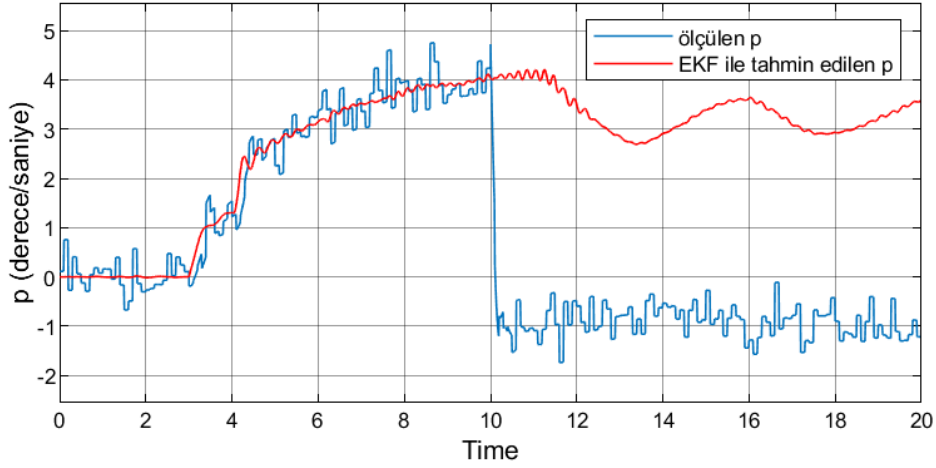
	Giriş çeşidi	Adım zamanı	İlk değer	Son değer
Gaz pedalı	birim	1	0	2
İrtifa dümeni	birim	2	0	$5 \cdot \pi / 180$
Kanatçık	birim	3	0	$-5 \cdot \pi / 180$
Yön dümeni	birim	4	0	$-10 \cdot \pi / 180$



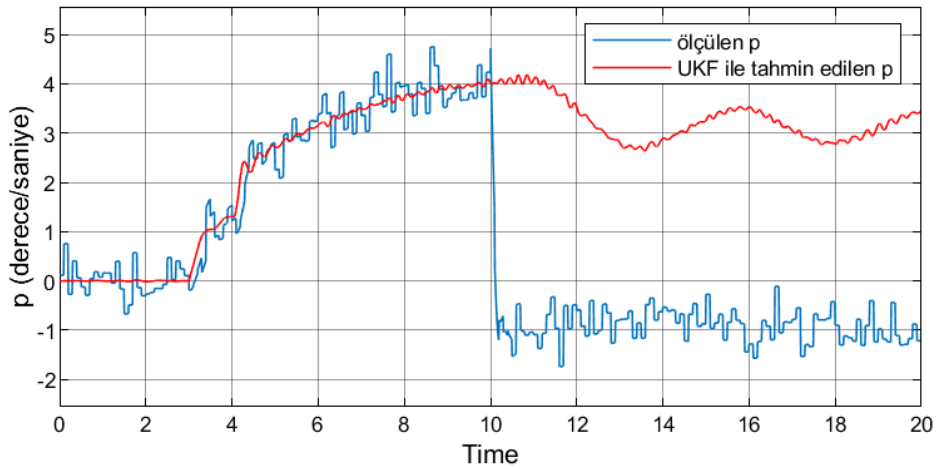
Şekil 4.11: Kanatçık aktüatör sinyali.



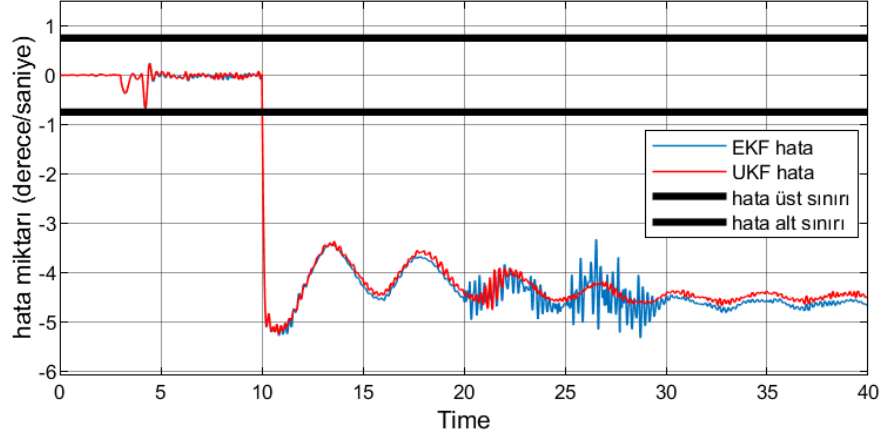
Şekil 4.12: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.



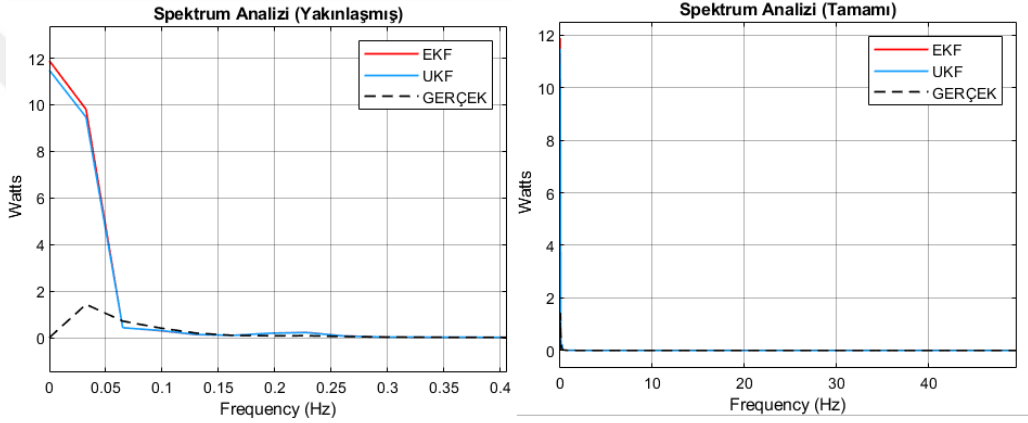
Şekil 4.13: EKF sonuçları.



Şekil 4.14: UKF sonuçları.



Şekil 4.15: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.16: Spektrum analizi.

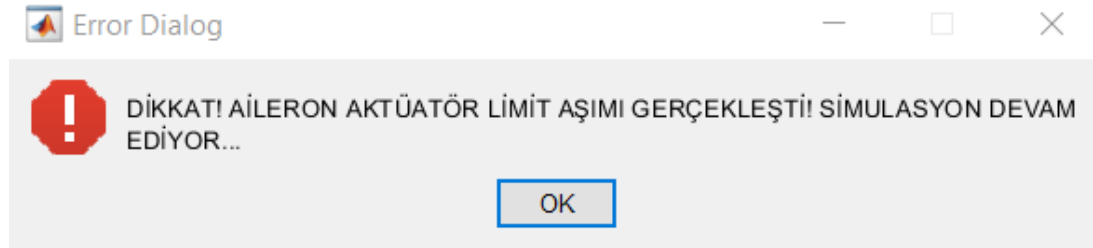
Kanatçık aktuatörü 10. saniyede, 5 dereceye (veya 0,087 radyan) kilitlenir. Şekil 4.13'te EKF filtresi ve ölçüm değerlerinin, kitlemenin başladığı 10. saniyeye kadar birbirini takip ettiği ve 10. saniyede birbirinden ayrıldıkları gözlemlenmiştir. Böyle bir sonuç beklenir, çünkü kanatçıklar yuvarlanma hareketini etkiler. Benzer durum UKF filtresi sonuçlarında da yaşanmıştır ve Şekil 4.14'de gözlemlenmektedir. Hata tespitinde grafikte hemen fark edilebilmesi için 0.75 derece/saniye hata sınır miktarı olarak belirlenmiştir. Bu sınırlar Şekil 4.15'teki grafikte kalın siyah çizgilerle belirtilmiştir. Şekil 4.15'te görüldüğü üzere sistemde kitleme senaryosu olmadığında 10. saniyeye kadar her iki filtre için de hata miktarı düşüktür ve hata sınırları aşılmamıştır. Ancak kitleme nedeniyle 10 saniye sonra tahmin edilen ve ölçüm sonuçları arasındaki hesaplamada EKF ve UKF hataları artmaktadır. Buradaki hata ölçümü gerçek sistem değerleri ve filtreli değerlerin farkıdır. Fark olmasının

nedeni filtreler sistemin kitlenme olmadığı halinin değerleriyle devam etmesi, sistemin ise kitli senaryo değerlerini alıyor olmasıdır. Grafiğe göre hata miktarları hemen hemen aynı miktarlardadır. Çok küçük miktarda UKF'nin daha az hata payı verdiği gözlemlenmiştir. Çizelge 4.6'da EKF ve UKF filtrelerinin süreleri yer almaktadır. Bu süreler göre bu larda EKF'nin hesaplama süresi UKF'ye göre 5 saniye daha azdır. Bu da daha büyük sistemler için hesaplama maliyeti açısından bir fark yaratabileceğinden filtreleme yöntemi için EKF'yi seçim nedenlerinden biri olabilir.

Çizelge 4.6: Simülasyon süresi.

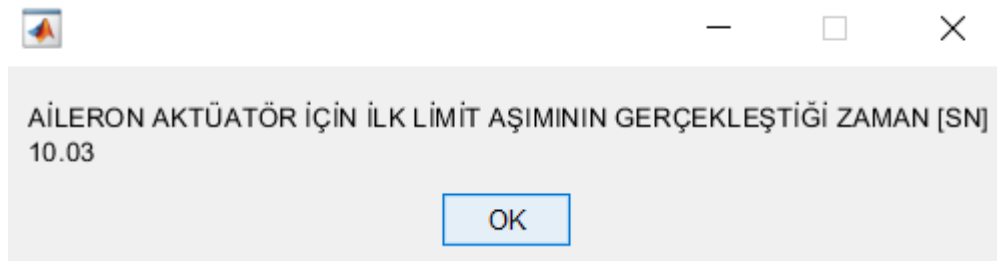
UKF süresi	22.03 sn
EKF süresi	17.07 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.16'da spektrum analizi denenmiştir. 0.05 Hz frekansta genlikte bir sıçrama görülmüştür. EKF ve UKF'nin grafikte gerçek olarak tabir edilen ölçüm sinyaliyle arasında açıkça bir fark olduğu gözlemlenmiştir. Hata grafiği dışında buraya bakılarak da sistemde bir problem olduğu yorumu yapılabilir.



Şekil 4.17: Simülasyon kitlenme anındaki uyarı.

Şekil 4.17 simülasyon sırasında kitlenme olduğu ve hata limitleri aşıldığı anda verilen bir uyarıdır. Kullanıcıyı hata anında uyarmak için tasarlanmıştır.



Şekil 4.18: Simülasyon bitişindeki uyarı.

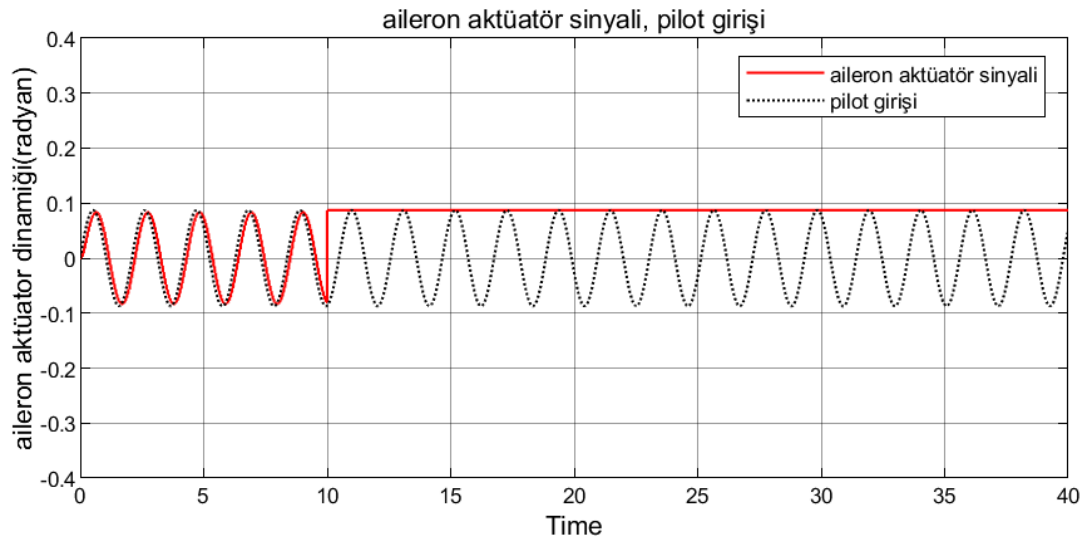
Şekil 4.18 simülasyon tamamlandığında sistemde gerçekleşen ilk limit aşımının zamanını gösteren bir uyarıdır. Şekil 4.17'deki ilk uyarı gözden kaçtıysa ikinci uyarı olması için tasarlanmıştır. Şekil 4.17 ve 4.18 diğer senaryolarda da çalışan bir uyarı sistemidir.

4.3 Senaryo 3: Sinüs dalgası girişle farklı referans değerleriyle 10. Saniyede 3 dereceye kitlenen kanatçık (aileron) senaryosu

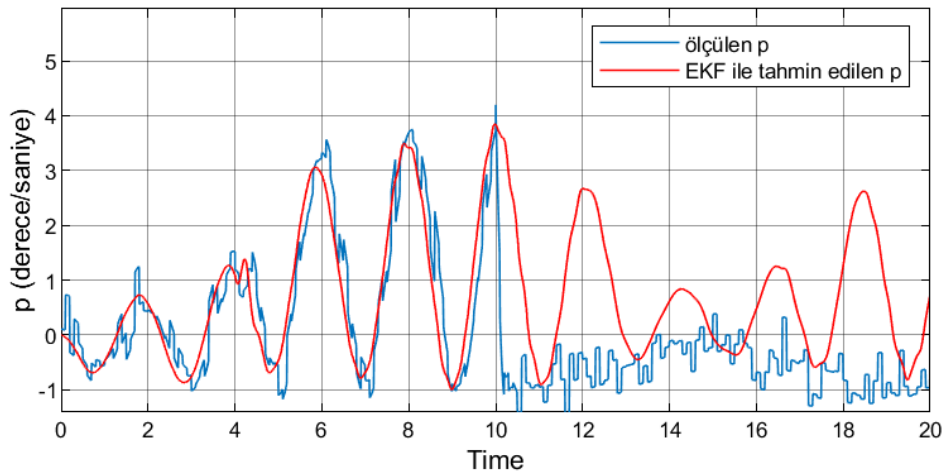
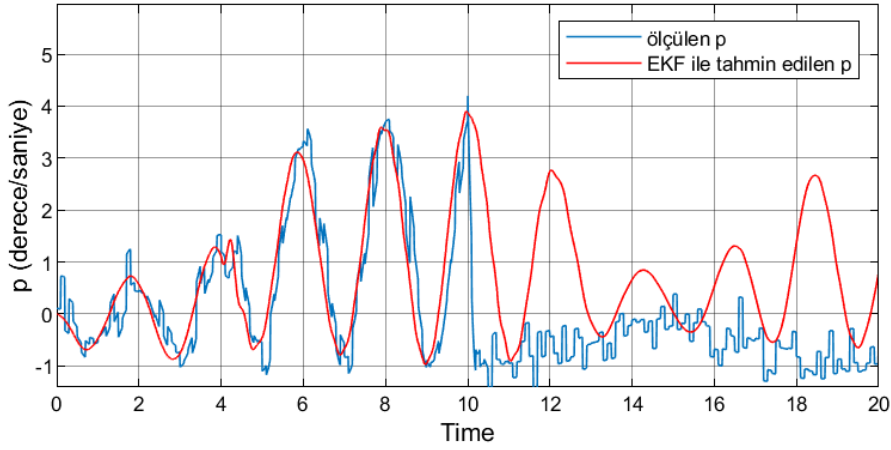
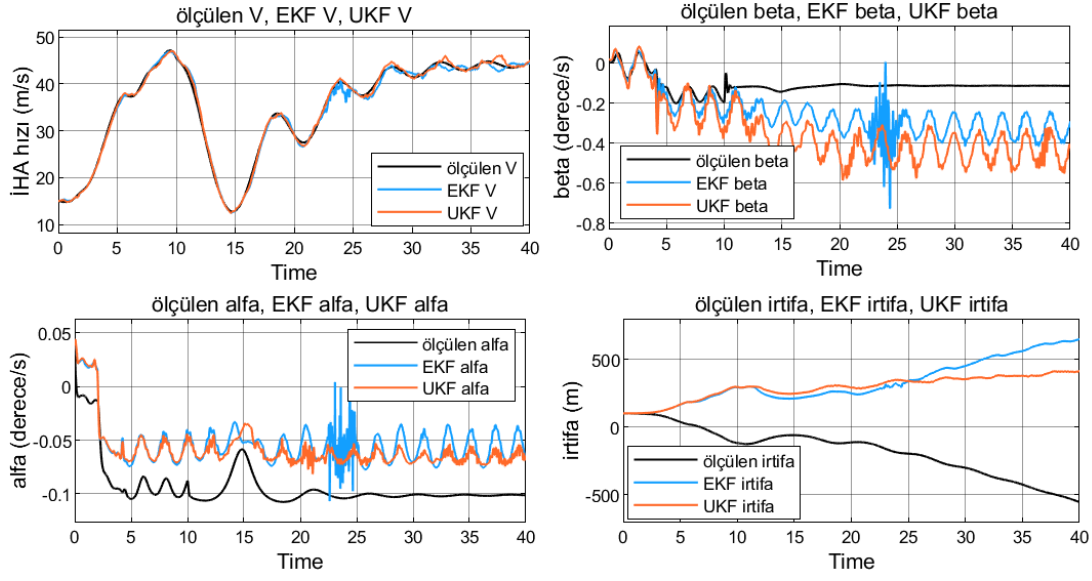
Bu senaryoda farklı giriş çeşidi ve farklı çalışma koşullarıyla çalışılmıştır. Bunların sisteme etkileri aşağıdaki grafiklerde gözlemlenmiştir. Çizelge 4.7'de senaryonun giriş koşulları verilmiştir.

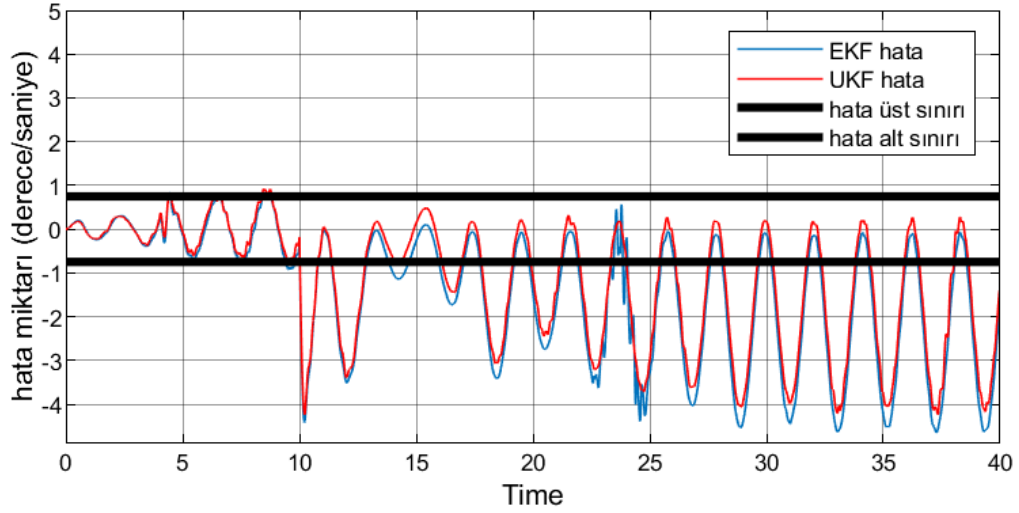
Çizelge 4.7: Senaryo 3 sistem giriş koşulları.

	Giriş	Adım zamanı	İlk değer	Son değer	Frekans	Genlik
Gaz pedalı	birim	1	0	2	-	-
İrtifa dümeni	birim	2	0	$5 \cdot \pi / 180$	-	-
Kanatçık	sinüs	-	-	-	3 H	$5 \cdot \pi / 180$
Yön dümeni	birim	4	0	$-10 \cdot \pi / 180$	-	-
Uçak hızı=15 m/s			Hücum açısı:0.04 rad/s		Beta:0.02 rad/s	

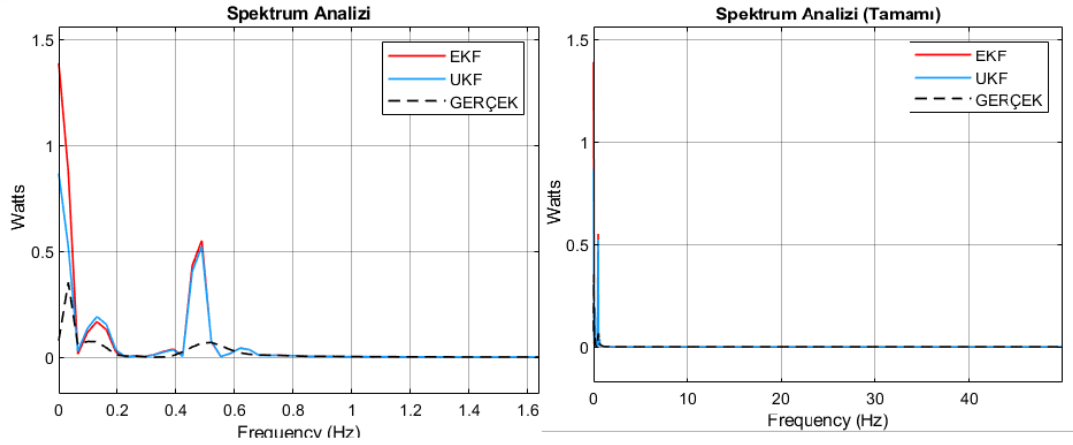


Şekil 4.19: Kanatçık aktüatör sinyali





Şekil 4.23: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.24: Spektrum analizi.

Bu senaryoda öncekilerden farklı olarak giriş sinyali $5 \cdot \pi / 180$ genlikli 3 Hz frekanslı sinüs dalgası olarak değiştirilmiştir. Ayrıca filtrelerin başka çalışma noktasında da çalışıp çalışmadığını kontrol etmek amacıyla çalışma noktası değerleri de değiştirilmiştir. İHA hızı 18.9 m/s'den 15 m/s'ye, hücum açısı -0.04 radyandan 0.04 radyana, yanal kayma açısı ise 0 radyandan 0.02 radyana değiştirilmiştir. Bu çalışma noktasındaki sonuçlar incelenmiştir. Şekil 4.19 kanatçık pilot ve aktüatör girişini gösterir. Burada sinüs dalgası girişli sistemin 10. saniyede 3 dereceye kitlendiği görülüyor. Şekil 4.20'de hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat kanatçık gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum yuvarlanma açısı p olduğundan odak inceleme grafikleri p durumu üzerindedir. Şekil 4.21'de EKF filtresinin sonuçlarıyla ve ölçüm değerlerinin birbirine yakın olduğu ve ardından 10. saniyede kitlenme nedeniyle

birbirlerinden ayrıldıkları gözlenmiştir. Bu noktadan itibaren ayrılmaya bakılarak sistemde bir sorun olduğu tespit edilebilir. Benzer sonuçlar Şekil 4.22'deki UKF sonuçlarına bakılarak da gözlemlenebilir. Ayrıca, 10. saniyeye kadar sistemde kilitleme senaryosu olmadığından hata miktarı düşüktür, ancak kilitleme nedeniyle 10 saniye sonra tahmin edilen ve ölçüm sonuçları arasındaki hesaplamada EKF ve UKF hatası daha da artmaktadır. Çizelge 4.8'de gösterilen filtrelerin hesaplama süresi önceki senaryolara göre daha yüksektir, bunun nedeni olarak sistem girişinin biraz karmaşık olması denebilir. Ayrıca, sistem çalışma koşulları değiştiğinde bile filtreler çalışmaya devam edebilmektedir.

Çizelge 4.8: Simülasyon süresi.

UKF süresi	45.03 sn
EKF süresi	25.07 sn

Şekil 4.23'teki hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.24'te spektrum analizi denenmiştir. 0.5 Hz frekansta genlikte bir sıçrama görülmüştür. EKF ve UKF'nin grafikte gerçek olarak tabir edilen ölçüm sinyaliyle arasında açıkca bir fark olduğu gözlemlenmiştir. Hata grafiği dışında buraya bakılarak da sistemde bir problem olduğu yorumu yapılabilir.

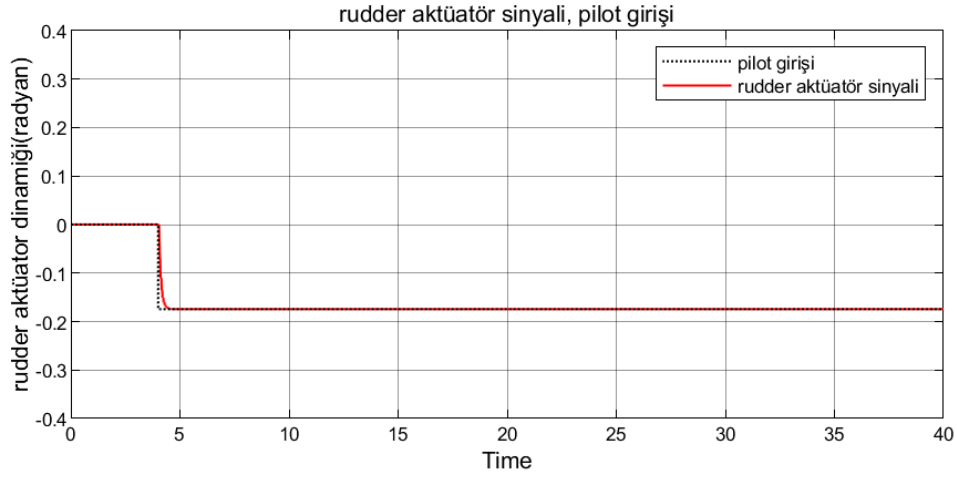
4.4 Senaryo 4: Yön dümeni (rudder) nominal senaryo

Yön dümeni sapma hareketini kontrol eden yüzeydir. Bu nedenle filtrelerin sonuçlarına bakılırken yön dümeninin etkilediği sapma açısal hızına (\dot{r}) kitlenme senaryosu olmaksızın filtrelerin takip edip etmediği bulunması için bakılabilir. Çizelge 4.9'da sistem giriş koşulları verilmiştir.

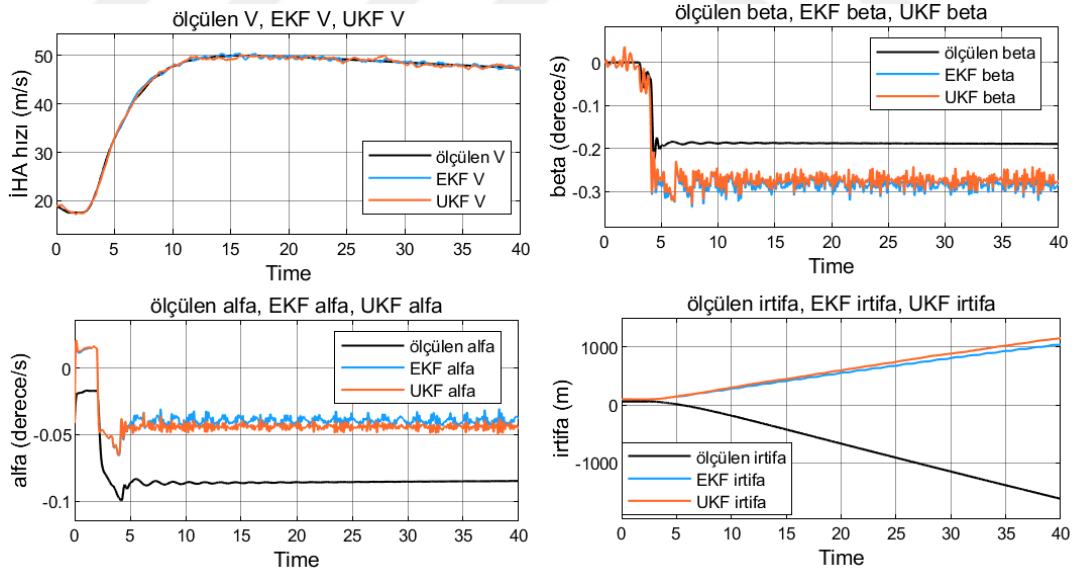
Çizelge 4.9: Senaryo 4 sistem giriş koşulları.

	Giriş çeşidi	Adım zamanı	İlk değer	Son değer
Gaz pedalı	birim	1	0	2
İrtifa dümeni	birim	2	0	$5 \cdot \pi / 180$
Kanatçık	birim	3	0	$-5 \cdot \pi / 180$
Yön dümeni	birim	4	0	$-10 \cdot \pi / 180$

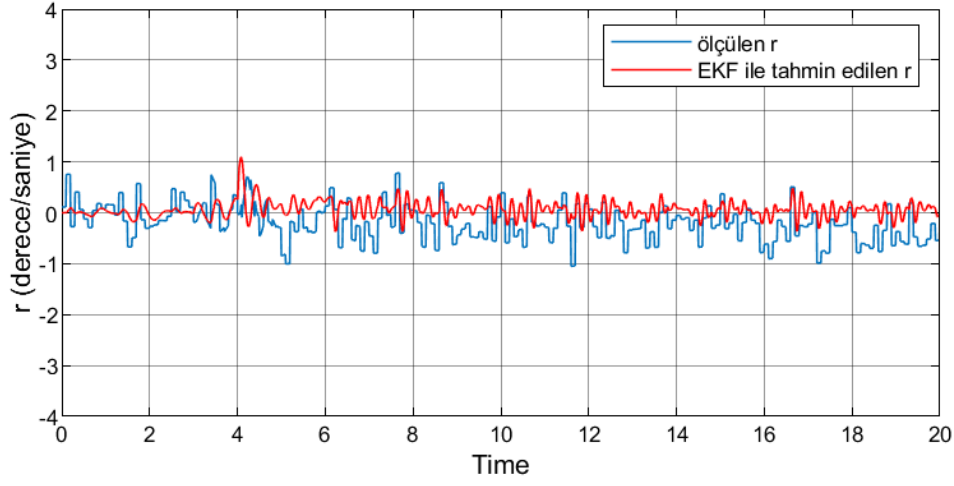
Şekil 4.25'te yön dümeni pilot ve aktüatör girişini gösterir. Burada iki sinyalin nominal senaryo olduğu için birbirini takip ettiği görülmektedir. Şekil 4.26'da hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat yön dümeni kitlenmesi gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum sapma açısı r olduğundan odak inceleme grafikleri r durumu üzerindedir.



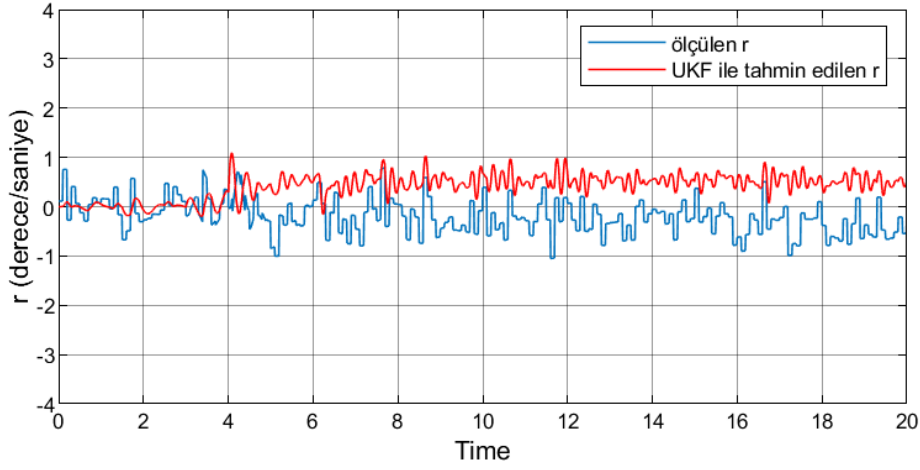
Şekil 4.25: Yön dümeni aktüatör sinyali



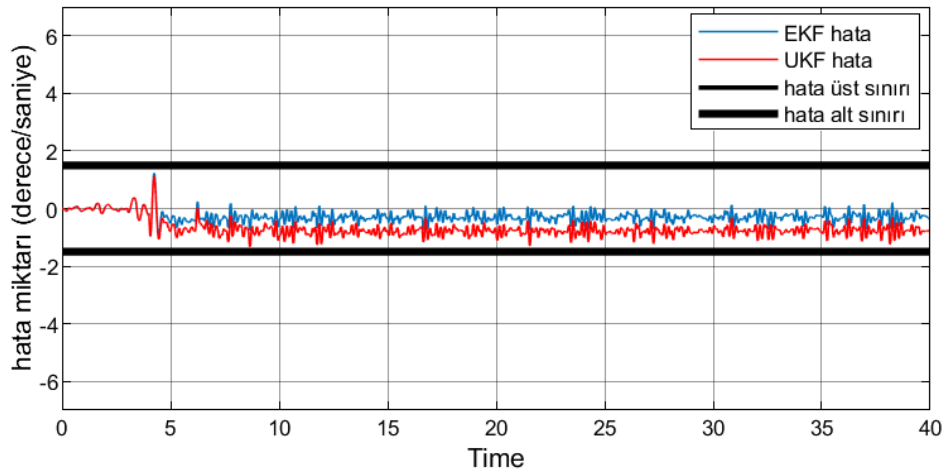
Şekil 4.26: V, alfa, beta ve irtifa zaman grafikleri.



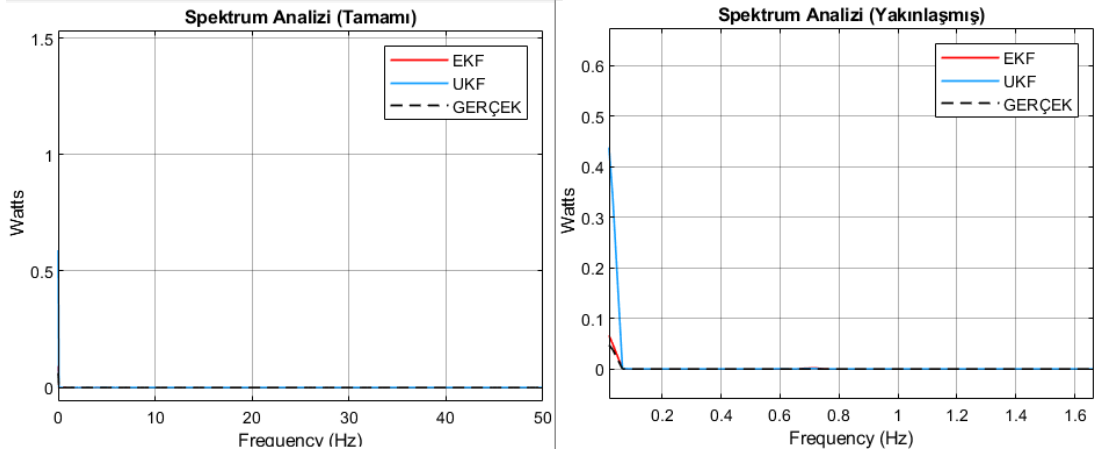
Şekil 4.27: EKF sonuçları.



Şekil 4.28: UKF sonuçları.



Şekil 4.29: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.30: Spektrum analizi

Nominal senaryo hatalı senaryonun bulunmadığı, sistemin girişinin filtre ve ölçüm için de aynı olduğu senaryodur. Bu koşul altında Şekil 4.27 ve 4.28’de filtre performanslarına bakıldığında filtrelerin ölçüm trendini takip ettiği gözlemlenmektedir. Sapma hareketi ölçüm ve filtreler arasında alınan sonuçlardan hata alt ve üst sınırları 1.5 ve -1.5 derece/saniye olarak belirlenmiştir. Arızalı senaryolarda da bu sınırlar verilecek ve arıza tespitleri bu sınırların aşılmamasına bakılarak yapılacaktır. Şekil 4.29’da iki filtrenin hata sonuçları karşılaştırılmış ve UKF hatasının EKF’ye göre biraz daha fazla olduğu görülmüştür. Fakat her iki filtre için de sonuçlar hata miktarı alt ve üst sınırları arasındadır. Nominal senaryo incelendiği için bu beklenen bir sonuçtur. Çizelge 4.10’da ise bu iki simülasyonun süreleri verilmiştir. Süre farkı, UKF hesaplamalarının EKF’ye göre daha fazla olduğu söylenebilir.

Çizelge 4.10: Simülasyon süresi.

UKF süresi	16.13 sn
EKF süresi	12.11 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.30’da spektrum analizi denenmiş ve burada da frekansların genliğinde bir sıçrama görülmemiştir. Nominal senaryo olduğu için normal kabul edilmiştir.

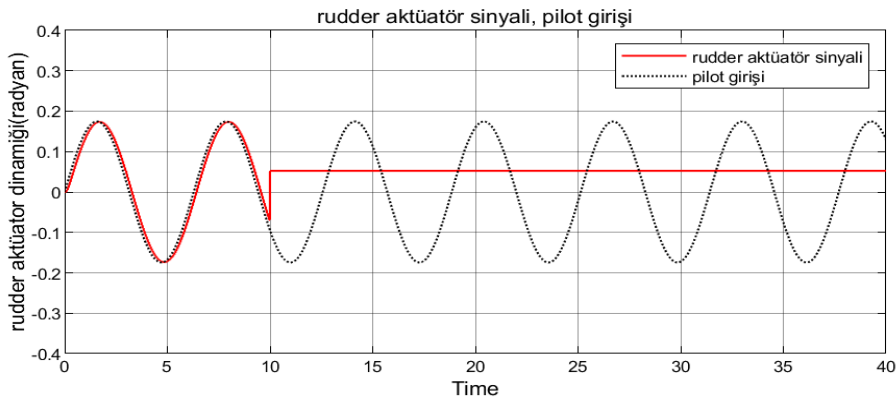
4.5 Senaryo 5: Sinüs dalgası yön dümeni girişiyle 10. Saniyede 3 dereceye kilitlenen yön dümeni (rudder) senaryosu

Herhangi bir uçağın uçuş sırasında hava koşulları ve mekanik problemlerden dolayı yüzeylerinde meydana gelebilecek kayıplardan bir diğeri ise yön dümeni olarak adlandırılan rudder kontrol yüzeyi kaybıdır. Bu kontrol yüzeyi kaybı belli bir açı değerinde olabileceği gibi kontrol kolundan kurtulup rastgele hareket şeklinde de olabilmektedir. Bu aşamadaki tasarımda kontrol yüzeyinin belli bir açı değerinde kitlendiği varsayımı altında filtre tasarım yolu seçilmiştir. Yüzeyler ve hareketler arasında bir bağdaşım olduğundan tahmin edilecek çıkışların seçimi tasarım adımlarında önemli bir konuma sahiptir. Yön dümeni kitlenmesi senaryosunda sapma açısı, sapma açısı değişimi önemlidir. Çizelge 4.11’de sistem giriş koşulları verilmiştir.

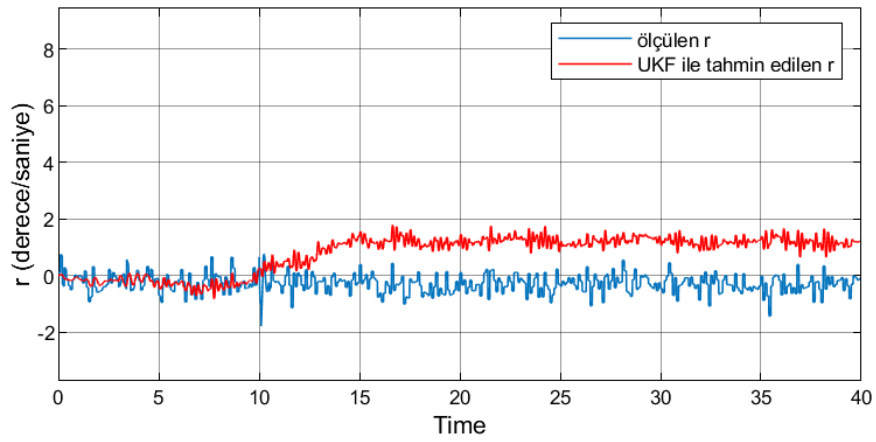
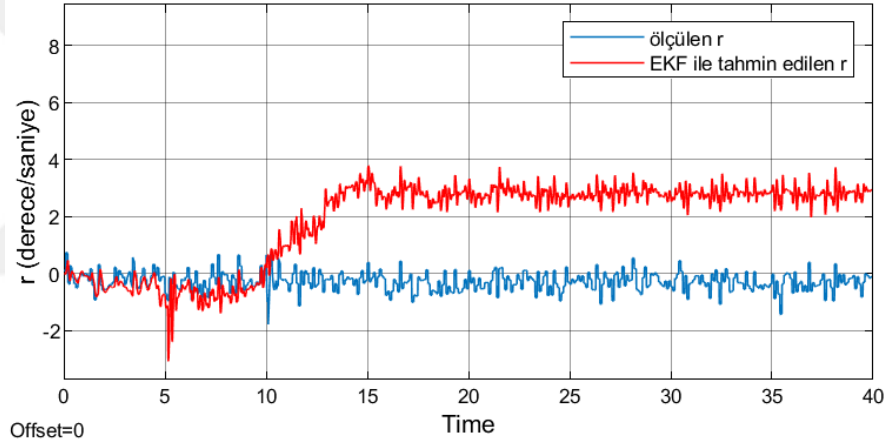
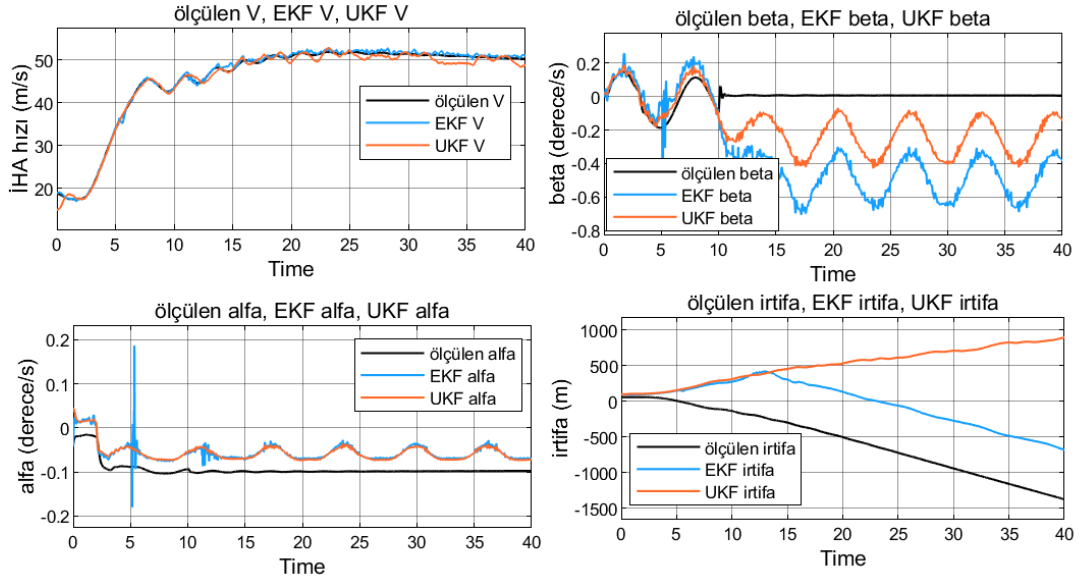
Çizelge 4.11: Senaryo 5 sistem giriş koşulları.

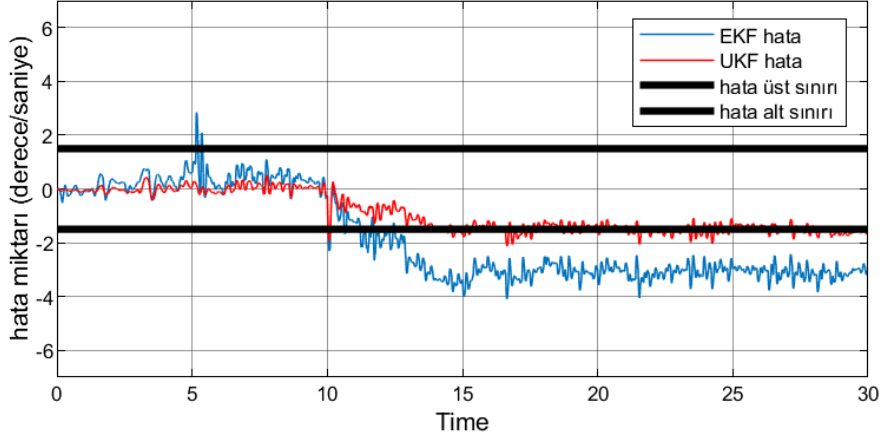
	Giriş	Adım zamanı	İlk değer	Son değer	Frekans	Genlik
Gaz pedalı	birim	1	0	2	-	-
İrtifa dümeni	birim	2	0	$5 \cdot \pi / 180$	-	-
Kanatçık	birim	3	0	$-5 \cdot \pi / 180$	-	-
Yön dümeni	sinüs	-	-	-	1 H	$10 \cdot \pi / 180$

Şekil 4.31’de yön dümeni pilot ve aktüatör sinyali gösterilmiştir. Şekil 4.32’de ise sırasıyla hız, alfa, beta ve irtifa grafikleri verilmiştir. Fakat yön dümeni kitlenme senaryosunda en hızlı fark edilebileceği durum r olduğu için onun üzerinden yorumlar yapılmıştır.

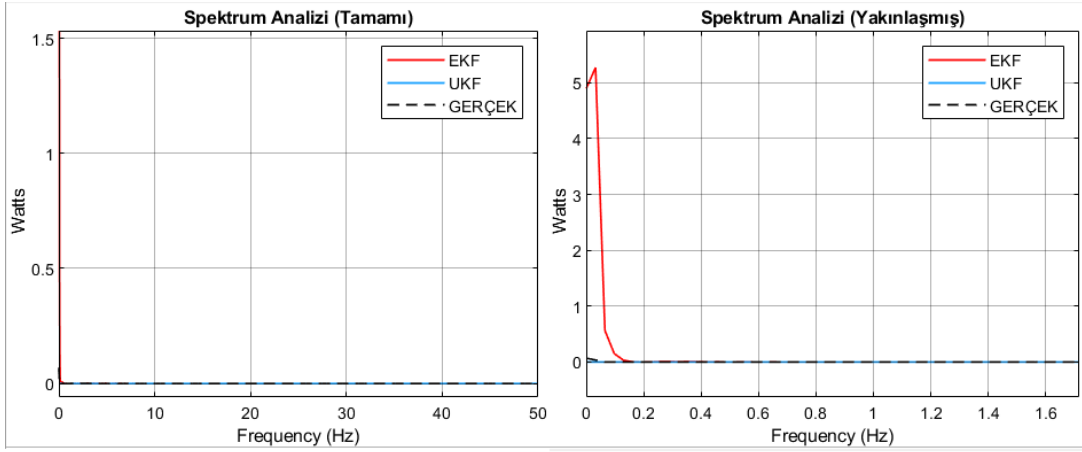


Şekil 4.31: Yön dümeni aktüatör sinyali





Şekil 4.35: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.36: Spektrum analizi.

Burada 40 saniye süren simülasyon boyunca ilk 10 saniyede $10 \cdot \pi / 180$ genlikli, frekansı 1 rad/saniye olan sinüs dalgası girişi 10. Saniyeden sonra ise yön dümeni kontrol yüzeyinin 3 dereceye kitlendiği bir senaryo incelenmiştir. Bu senaryoda iki filtrenin de performansına bakılmıştır. Şekil 4.33'te görüldüğü üzere ilk 10 saniyede EKF 5. Saniyede bir sıçrama yaşasa da ölçüm sonuçlarıyla örtüşmektedir. 10. saniyeden sonra ise ayırım meydana gelmiştir. Şekil 4.34'te UKF sonuçları vardır ve burada ilk 10 saniye için EKF sonucu benzeri bir sıçrama görünmemektedir. 10. saniye sonrasında ise benzer şekilde trendler birbirinden ayrılmıştır. Bu iki şekil de 10. saniyede sistemde bir problem meydana geldiğinin işaretçisi olabilir. Şekil 4.35'te hata grafiğine bakarsak 5. Saniyede EKF'de bir sıçrama olmuş fakat sınırlar arasına geri dönmüştür. Buna karşılık aynı sürelerde UKF hep sınırlar içerisindedir. 10. saniye civarında UKF hata miktarı alt sınırına ulaşmış EKF ise bu sınırı tamamen

aşmış ve geri sınırlar içerisine dömemiştir. Bu noktadan itibaren sistemde bir sıkıntı olduğu saptanabilir. Ayrıca buradaki hata miktarının önceki nominal senaryoya göre daha fazla olduğunu, bunu da giriş değerinin sabit bir değer yerine sinus dalgası gibi daha kompleks olmasıyla ilişkili olabilir. Aynı durumun Çizelge 4.12’de belirtilen simulasyon sürelerinde de etkili olduğu ve hesaplama sürelerini uzattığı söylenebilir.

Çizelge 4.12: Simulasyon süresi.

UKF süresi	47.23 sn
EKF süresi	32.15 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.36’da spektrum analizi denenmiş ve burada frekansların genliğinde başlangıçta bir sıçrama görülmüştür. Bu da hata grafiksiz tespitinde dikkat çekici bir uyarı olabilir.

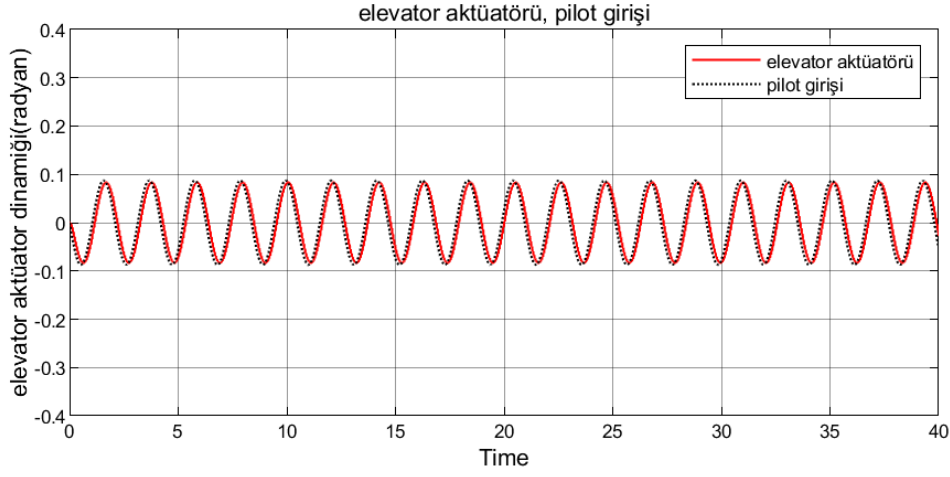
4.6 Senaryo 6: İrtifa dümeni (elevator) nominal senaryo

İrtifa dümeni yunuslama (pitch) hareketini kontrol eden yüzeydir. Bu nedenle filtrelerin sonuçlarına bakılırken irtifa dümeninin etkilediği yunuslama açısına (q) kitlenme senaryosu olmaksızın filtrelerin takip edip etmediği bulunması için bakılabilir. Çizelge 4.13’te sistem giriş koşulları verilmiştir.

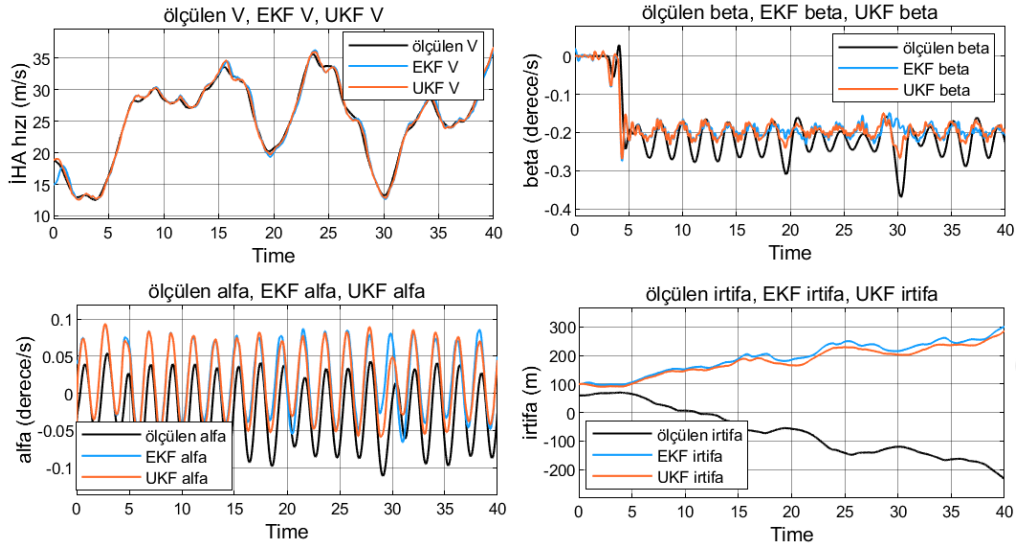
Şekil 4.37’de irtifa dümeni pilot ve aktüatör girişini gösterir. Burada iki sinyalin nominal senaryo olduğu için birbirini takip ettiği görülmektedir. Şekil 4.38’de hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat irtifa dümeni kitlenmesi gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum yunuslama açısı q olduğundan odak inceleme grafikleri q durumu üzerindedir.

Çizelge 4.13: Senaryo 6 sistem giriş koşulları.

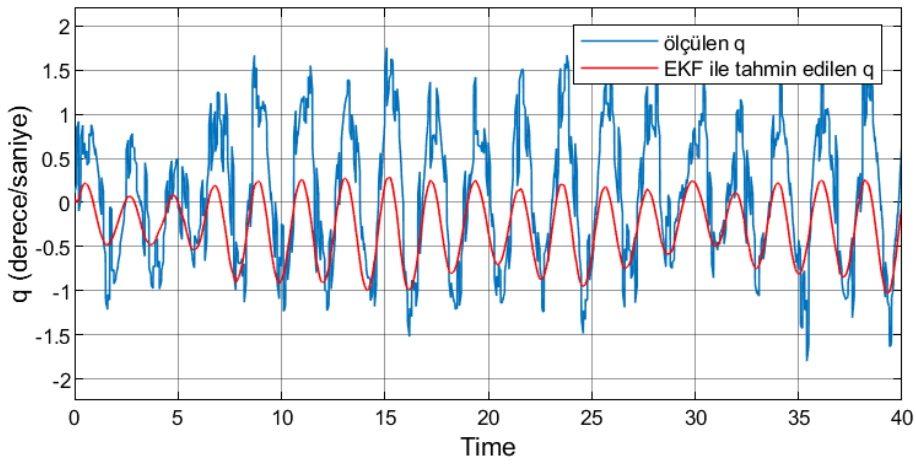
	Giriş	Adım zamanı	İlk değer	Son değer	Frekans	Genlik
Gaz pedalı	birim	1	0	2	-	-
İrtifa dümeni	sinüs	-	-	-	3 H	$-5*\pi/180$
Kanatçık	birim	3	0	$-5*\pi/180$	-	-
Yön dümeni	birim	4	0	$-10*\pi/180$	-	-



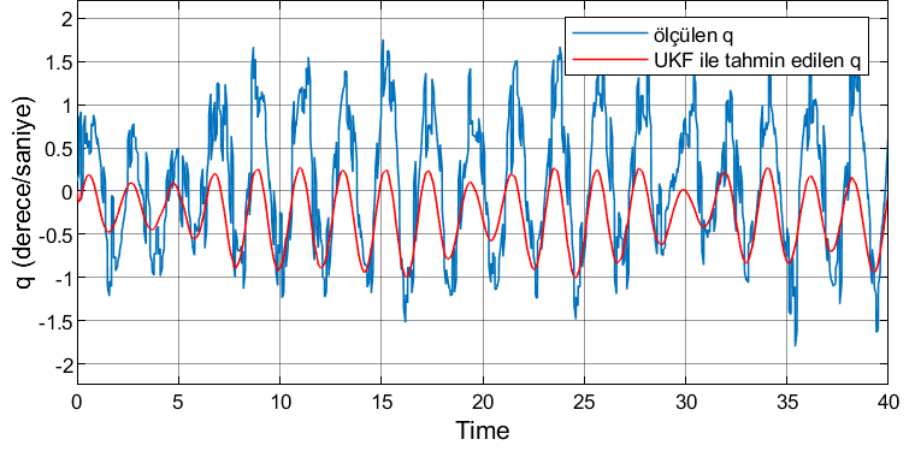
Şekil 4.37: İrtifa dümeni aktüatör sinyali



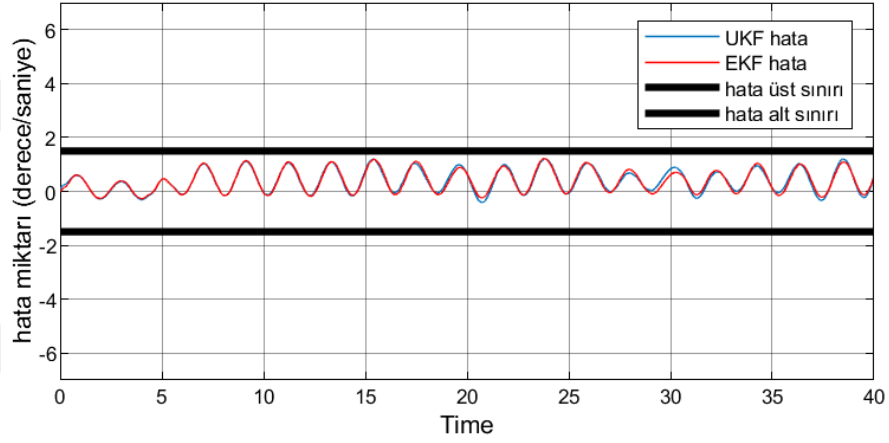
Şekil 4.38: V,alfa,beta ve irtifa zaman grafikleri.



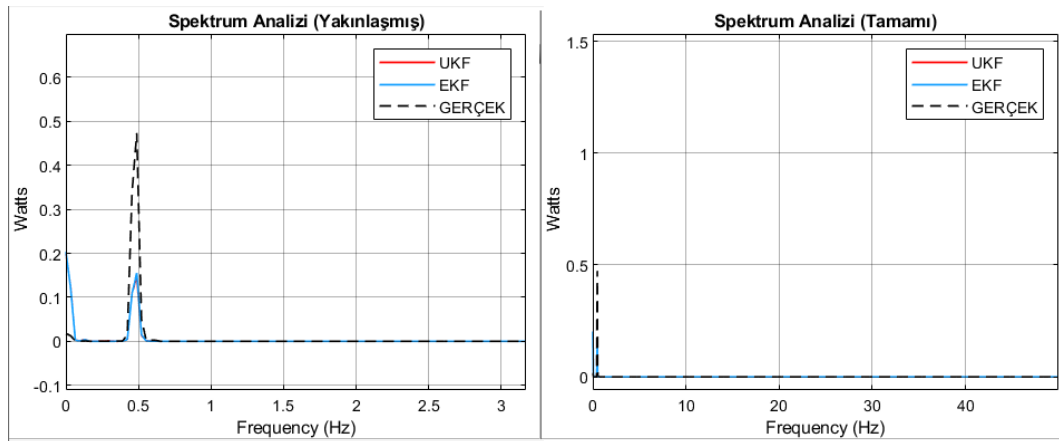
Şekil 4.39: EKF sonuçları.



Şekil 4.40: UKF sonuçları.



Şekil 4.41: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.42: Spektrum analizi.

Bu senaryoda diğer kontrol yüzeyleri nominal senaryolarından farklı olarak giriş değeri sinüs dalgası verilmiştir. Giriş değeri genliği $-5 \cdot \pi / 180$ radyan frekansı 3

rad/saniyedir. Şekil 4.39 ve Şekil 4.40'ta filtre sonuçlarına bakıldığında filtrelerin trendleri takip ettiği fakat genlik farkı olduğu ortaya çıkmaktadır. Şekil 4.41'de ise hata grafiğinde hataların neredeyse birebir örtüştüğü görülmektedir. Burada hata alt ve üst sınırı 1.5,-1.5 derece/saniye olarak alınmıştır. Sabit girişli önceki nominal sistemlerde fark daha belirginken burada öyle değildir. Çizelge 4.14'te ise simulasyon süreleri karşılaştırıldığında UKF'nin hesaplama maliyetinin daha fazla olduğu söylenebilir.

Çizelge 4.14: Simulasyon süresi

UKF süresi	32.13 sn
EKF süresi	24.14 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.42'de spektrum analizi denenmiş ve burada frekansların genliğinde başlangıçta bir sıçrama görülmüştür. Fakat bu sıçrama ölçüm sonuçlarında meydana gelmiş ve EKF ve UKF sonuçları ölçüm sonucu genliğinin altında kaldığı için nominal senaryo için normal sayılabilir.

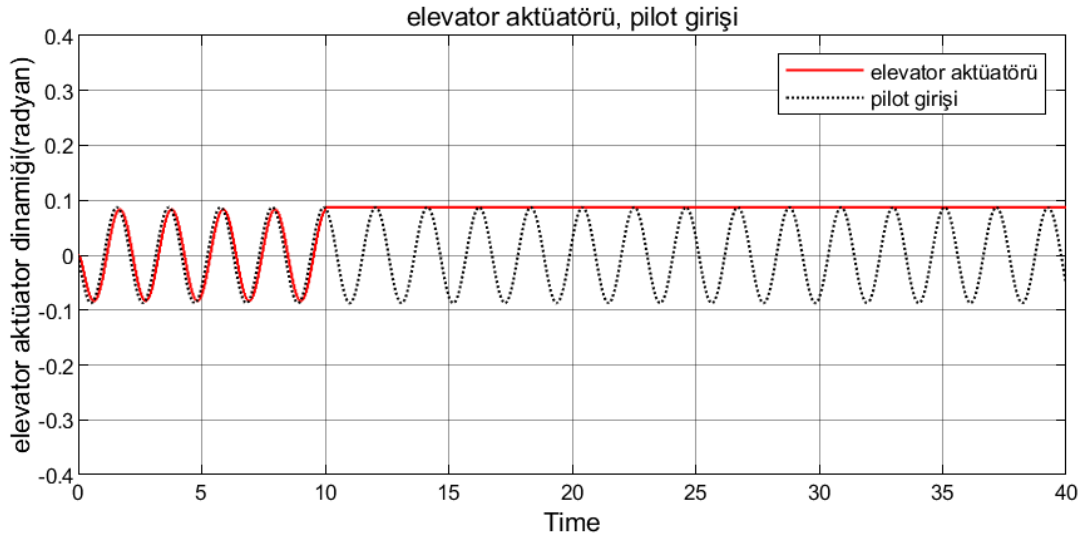
4.7 Senaryo 7: Sinüs dalgası irtifa dümeni girişli 10. Saniyede 5 dereceye kitlenen irtifa dümeni (elevator) senaryosu

Uçuş sırası olası hava koşulları veya mekanik problemlerden dolayı ortaya çıkabilecek bir diğer acil durum senaryosu olarak irtifa dümeni kitlenmesi ortaya çıkmaktadır. İrtifa dümeni uçağın yunuslama açısında ana etkiye, uçağın hava hızında da dolaylı etkiye sahiptir. Bu nedenle yunuslama (pitch) açısız hızı (q) incelenecektir. Çizelge 4.15'te sistem giriş koşulları verilmiştir.

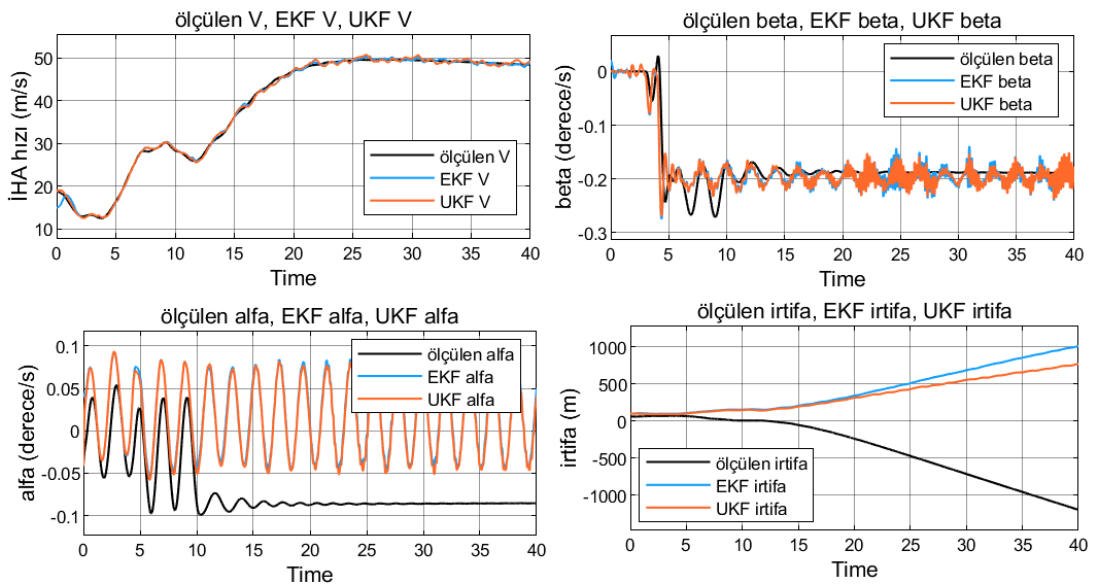
Çizelge 4.15: Senaryo 7 sistem giriş koşulları.

	Giriş	Adım zamanı	İlk değer	Son değer	Frekans	Genlik
Gaz pedalı	birim	1	0	2	-	-
İrtifa dümeni	sinüs	-	-	-	3 H	$-5*\pi/180$
Kanatçık	birim	3	0	$-5*\pi/180$	-	-
Yön dümeni	birim	4	0	$-10*\pi/180$	-	-

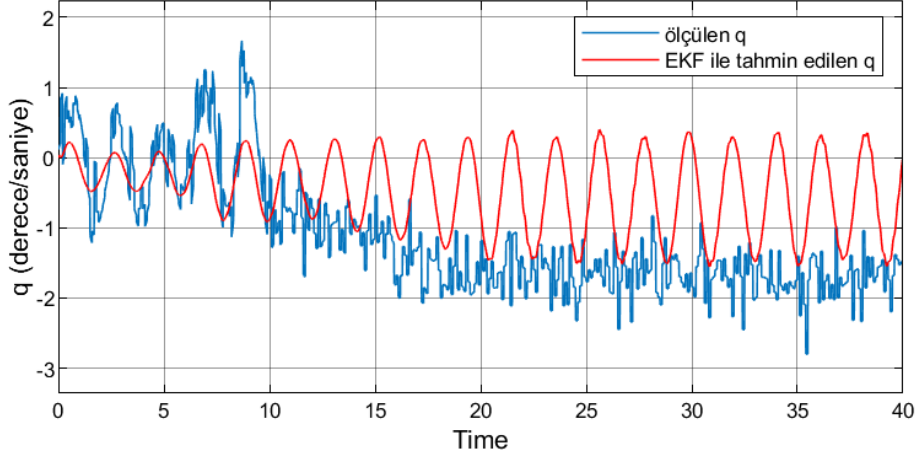
Şekil 4.43'te irtifa dümeni pilot ve aktüatör girişini gösterir. Burada iki sinyalin 10. saniyeye kadar birbirini takip ettiği sonrasında ise ayrıldığı gözlemlenmektedir. Şekil 4.44'te ise hız, hücum açısı, kayma açısı ve irtifa gibi bazı faydalı durumların incelenmesi yapılmıştır. Fakat irtifa dümeni kitlenmesi gözleminde en hızlı değişimin gözlenebileceği durum yunuslama açısı q olduğundan odak inceleme grafikleri q durumu üzerindedir.



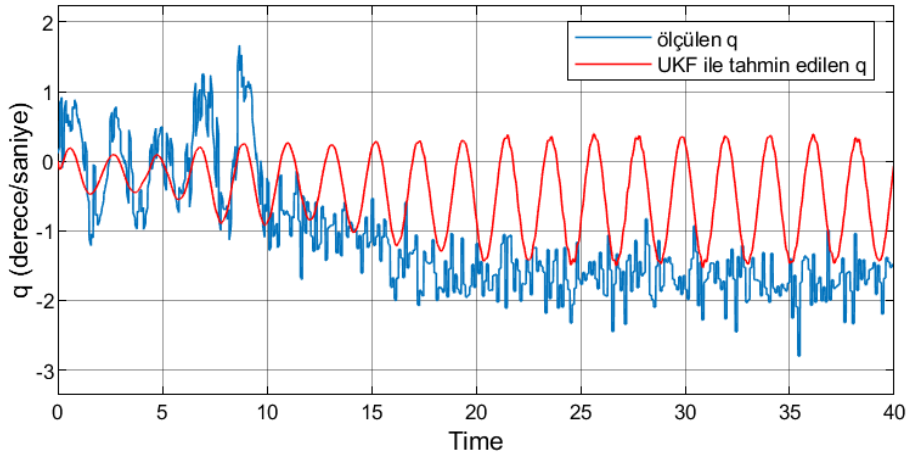
Şekil 4.43: İrtifa dümeni aktüatör sinyali.



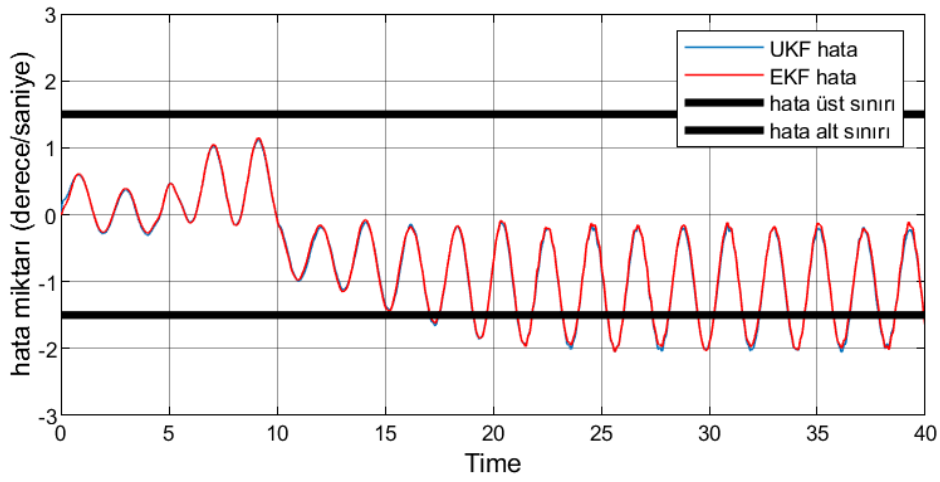
Şekil 4.44: V, alfa, beta ve irtifa zaman grafikleri.



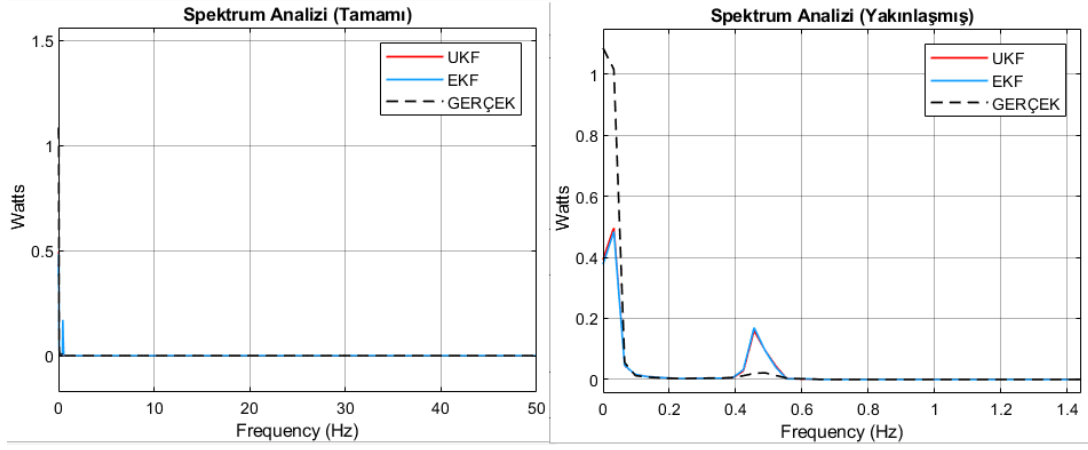
Şekil 4.45: EKF sonuçları.



Şekil 4.46: UKF sonuçları.



Şekil 4.47: EKF ve UKF için hata grafiği.



Şekil 4.48: Spektrum analizi.

Bu senaryoda 10. saniyeye kadar giriş değeri genliği $-5 \cdot \pi / 180$ radyan frekansı 3 rad/saniye olan sinyal verilmiştir. Bu sinyal 10. saniyeden sonra kontrol yüzeyi aktüatörü 5 dereceye kitlenmiştir. Bu kitlenme sonrası filtrelerin davranışlarına bakıldığında, ölçümün 10. saniye sonrasında aktüatörde kaynaklanan kitlenme senaryosu sonucu sisteme sabit giriş değeri verildiğinden genliği azalmış ve dalgalanması küçülmüştür. Buna karşılık şekil 4.45 ve Şekil 46'da görülen EKF ve UKF sonuçları hala sinüs dalgası değeri aldığından dalgalanma 10. Saniye sonrasında da devam etmektedir. Şekil 4.47'deki hata grafiğinde ise iki filtrenin de örtüştüğü ve hata miktarlarının neredeyse aynı olduğu gözlemlenmiştir. Fakat 15. saniyeden sonra sistemdeki hata miktarı sınırları periyodik olarak aşmaktadır. Bu ayrılmanın öncesinde 10. saniyeden itibaren genlik miktarı değişmesiyle beraber 15. Saniyede hata miktarı sınırları aşılmıştır. Çizelge 4.16'daki simülasyon sürelerine bakıldığında ise UKF daha fazla zaman ve enerji harcamıştır.

Çizelge 4.16: Simülasyon süresi.

UKF süresi	35.39 sn
EKF süresi	29.92 sn

Hata grafiklerindeki üst ve alt limitler nominal sistemin hatalarının üzerine %10 ila %15 arasında pay koyarak oluşturulmuştur. Alt üst limit koyarak hata analizi yapma yerine ikinci bir yöntem olarak Şekil 4.48'de spektrum analizi denenmiş ve burada frekansların genliğinde 0.5 Hz frekansta bir sıçrama görülmüştür. EKF ve UKF sonuçları ölçüm sonucu genliğinin üzerinde olduğu için hatalı senaryoda hata tespit göstergesi olarak gösterilebilir.



5. SONUÇ VE ÖNERİLER

İnsansız hava aracı sistem modellemesinde yer istasyonunda uçağı gözlemleyenler için uçak davranışlarını incelemek ve oluşabilecek problemlere doğru ve kısa zamanda yaklaşabilmek önemlidir. Bir uçağın kontrol yüzeyi kaybına uğraması durumunda takip eden uçuş durumuna “alılımadık durum” denmekte olup uçuş esas olarak “eşgüdüm dışıdır. Kontrol yüzeyi servo kilitlenmesi veya hasarı oluştuğunda, hasarın erken veya otomatik teşhisi, kalan yüzeyleri kullanarak uçuşa devam edilmesi ve nihayet uçağın salimen yere indirilmesi hayatı idame açısından çok önemlidir. [47] Bu nedenle çeşitli filtre uygulamaları geliştirilmiştir. Bu tezde, sürekli zamanda çalışan Apprentice S modeli sabit kanatlı insansız hava aracı modelinin ayırık zamana dönüştürülerek kontrol yüzeyi aktüatör kitlenme senaryoları üzerinde modellenmiş doğrusal olmayan Kalman Filtreleri uygulamaları yapılmıştır. Bunun amacı sadece ölçüm sonuçlarına sahip olan sistem sonuçlarını tahmin yöntemleriyle sonuçların ikinci bir veriyle karşılaştırılması ve hata tespitinin yapılması amaçlanmıştır. Uçak, belirlenmiş çalışma noktaları etrafında doğrusal olmayan denklemlerle modellenmiştir. Simülasyonlar MATLAB / SIMULINK programları kullanılarak yapılmıştır. Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) ve Kokusuz Kalman Filtresi (UKF); farklı senaryolara sahip yön dümeni, irtifa dümeni ve kanatçık aktüatörlerinin kilitlenmesi durumunda p, q, r gibi dönüş hızı durumlarını tahmin etmek ve ölçümlerle karşılaştırmak için kullanıldı. Bu durumların grafikte ele alınmasının sebebi kitlenme durumlarında doğrudan ve hızlı olarak kitlenme etkilerinin bu durumları etkileyeceğı düşünöldüğü içindir. Ölçüm sonuçları ve tahmini sonuçlar çizildi. Gerçek hayatta sadece ölçüm ve tahmin sonuçları olduğundan, gerçek (actual) sonuçlar grafiklerde yer almadı, bunun yerine sadece ölçüm ve tahmin sonuçları karşılaştırıldı. Daha sonra hata miktarları ve simülasyon süreleri hesaplandı. Bu miktar ve grafiklere göre çeşitli yorumlar yapıldı. Sonuçlara göre, genel olarak söylenebilecek şey; kontrol yüzeylerinde kitlenme gerçekleştiğinde, ölçülen ve tahmin edilen simülasyon sonuçları arasındaki farkın ani ve oldukça yüksek bir şekilde ortaya çıktığı ve bu noktalarda dışarıdan bakan kişi için ilgili hareketin bağı olduğu kontrol yüzeyinde bir problem doğmuş olabileceğı

görülmüştür. Bu durumlar hata grafiklerinde belirlenen sınırların aşılmasıyla da açık şekilde görülmektedir. Bu şekilde sınırlar belirterek uçuş esnasında bu grafikleri gözlemek hata zamanını belirlemede hızlı bir yöntem olacaktır. Belirtilen durumları etkileyen tabi ki sadece kitlenme problemleri değildir; fakat bu filtreler sistemde bir problem olduğunun fark edilmesinde hızlı bir yöntemdir. Ayrıca problem yaşanan durum gözlenebildiğinde ilgili durumu etkileyebilecek problem faktörleri de sınırlandırılmış olur. Buna ek olarak spektrum analizi de senaryolar üzerinde denenmiş ve sadece alt-üst limit oluşturmak yerine frekanslardaki genlik artışından da tespitler yapılmaya çalışılmıştır. Gelecekteki çalışmalarda bu spektrum analizi daha detaylandırılabilir, analize sınırlar konulabilir ve üzerinde detaylı incelemelerde bulunulabilir.

Filtreler farklı çalışma noktaları etrafında da denenmiş, filtrelerin sadece bir noktada çalışmadığı, başka noktalarda da iyi performans verdiği gözlemlenmiştir. Giriş değeri türü karmaşıklaştıkça simülasyon süresinin ve EKF ve UKF arasındaki hata miktarının arttığı görülmüştür. Fakat yine de kullanılan model için filtrelerin hesaplama süresinin çok da yüksek olmadıklarına karar verilmiştir. Bu miktar daha karmaşık yapılar ve değerlerde artabilir. Bu nedenle daha büyük modeller için UKF hesaplamasının EKF'ye göre yüksek maliyete ihtiyacı olabilir. Bu nedenle EKF maliyet ve süre açısından kompleks sistemler için tercih edilebilir olabilir. Sonuç olarak, EKF ve UKF'nin bu senaryolar için çalıştığı söylenebilir. İlerleyen zamanlarda, hata tespitinin en üst seviyede ve hızlıca yapılabilmesi ve hatanın en aza indirebilmesi için bu gibi tekniklerin kullanımının artacağı öngörülebilir. Gelecekteki çalışmalarda, doğrusal olmayan ve Gauss dağılımına sahip olmayan sistemler için kullanılan parçacık filtresi uygulaması yapılabilir. Ayrıca kitlenme durumlarında diğer kontrol yüzeylerinin sistemi isterler doğrultusunda çalışmaya devam ettirmesi için kontrolcü tasarımları yapılabilir. Ek olarak, gelecekteki çalışmalarda hata alt üst sınırlarını çizerken Cramer Rao Bound yöntemini kullanarak daha gerçekçi sınırlar çizilebilir.

Bu çalışmanın katkıları aşağıdaki gibi özetlenebilir:

- Apprentice S modeli ölçüm sonuçlarına ek olarak ikinci veri seti elde edilmiş ve ölçüm sonuçlarını karşılaştırma imkanı sağlanmıştır.
- Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan EKF'ye göre daha az kullanımı olan UKF için de modellemeler yapılmış ve bu yöntemin de benzer sonuçlar vererek Apprentice S için kullanılabilceği görülmüştür.
- EKF için gürültü eklemeli olarak kullanıldığından Jacobian matrisi birim matris olarak alınması sağlanmış ve bu sayede fonksiyonlarındaki eklemeli gürültü terimleri işlem süresini kısaltmıştır.
- Hata grafiklerine alt ve üst limitler eklenerek hata tespitinin gözlemi ve uygulanabilirliği kolaylaşmıştır.



KAYNAKLAR

- [1] **Wan E., Van Der Merwe R.**, (2000). The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation, Adaptive Systems for Signal Processing, Communications and Control Symposium, Alberta, Canada, 2000. doi: 10.1109/asspcc.2000.882463
- [2] **Şahin, İ.**, (2018). İnsansız Hava Araçları İçin Kazanç Ayarlamalı Gürbüz Kontrol, Doktora Tezi, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [3] **Atlas, E.**, (2017). Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin Döngüde Donanımsal Benzetim Platformu Kullanarak Çevrim Şekillendiren Otopilot Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [4] **Kahveci M., Can N.**, (2017). İnsansız Hava Araçları: Tarihi, Tanımı, Dünyada ve Türkiye'deki Yasal Durumu. *Selcuk University Journal Of Engineering, Science And Technology*, 5(4), 511-535. doi: 10.15317/scitech.2017.109
- [5] "Ruston Proctor Aerial Target" hava aracı erişim adresi:
<https://www.warhistoryonline.com/military-vehicle-news/short-history-drones-part-1.html>, Alındığı tarih: 23.09.2019.
- [6] **Demir M., Güneş B.**, (2017). *Zagi Tipi Bir İnsansız Hava Aracının (İHA) Tasarımı ve Bilgisayar Görmesine Dayalı Olarak Kontrol Yazılımının Geliştirilmesi* [Ebook]. Sakarya: Sakarya Üniversitesi. Retrieved from https://eem.subu.edu.tr/sites/eem.subu.edu.tr/file/4-_Mehmet_Demir-1_-77.pdf
- [7] "Firebee" hava aracı erişim adresi:
<http://www.designation-systems.net/dusrm/m-34.html>, Alındığı tarih: 23.09.2019.
- [8] **Torun, A.** (2017). İnsansız Hava Aracı (İHA) Sektöründe Trend: İHA Fotogrametrisi Bakışıyla. *Afyon Kocatepe Üniversitesi Fen Ve Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 35(52).
- [9] **Xu, G.** (2011). *Nonlinear Fault-Tolerant Guidance and Control for Damaged Aircraft* [Ebook]. Toronto: University of Toronto. Retrieved from <https://pdfs.semanticscholar.org/c6ba/eba667c408569c944df9ee42d01816f85969.pdf>
- [10] **Çalışır A.**, (2015). Development of a Model Unmanned Aerial Vehicle with Simulink : Modelling and Control, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ Mühendislik Fakültesi, İstanbul.
- [11] "Aerodinamik Kuvvetler" görseli erişim adresi:

- <http://www.freepist.com/temel-aerodinamik-bilgileri.html>, Alındığı tarih: 23.10.2019.
- [12] **Gunes U., Sel A.**, (2018). Stabilizer Autopilot Design for Fixed Wing UAV Using ODSMC, 22nd International Conference on System Theory, Control and Computing, Sinaia, Romania.
- [13] "Euler açıları" erişim adresi:
https://hepweb.ucsd.edu/ph110b/110b_notes/node31.html, Alındığı tarih: 20.05.2019.
- [14] "Gövde ve kararlılık eksenleri, hücum ve kayma açıları gösterimi " erişim adresi:<https://dodlithr.blogspot.com/2011/09/airplanes-stability-axis.html>, Alındığı tarih: 20.05.2019.
- [15] **Akyürek Ş., Güçlü A., Kaynak Ü., Kasnakoğlu C.**, (2016). İnsansız Hava Araçları için Çift Telli Sarkaç Kullanarak Atalet Momentlerinin Hesaplanması ve Otopilot Tasarımı, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK'2016, Eskişehir
- [16] **Rauw, M.** (2001). *FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis* [Ebook] (2nd ed.). Retrieved from <http://www.et.byu.edu/~beard/classes/ece682rweb/www-randy/fdcmanual.pdf>
- [17] **Xu, G.** (2011). *Nonlinear Fault-Tolerant Guidance and Control for Damaged Aircraft* [Ebook]. Toronto: University of Toronto. Retrieved from <https://pdfs.semanticscholar.org/c6ba/eba667c408569c944df9ee42d01816f85969.pdf>
- [18] **Gerlach, O.H.**, (1970). Mathematical model of external disturbances acting on an aircraft during an ILS approach and landing. Report VTH-159, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands.
- [19] **Xu G.**, (2011). *Nonlinear Fault-Tolerant Guidance and Control for Damaged Aircraft* [Ebook]. Toronto: University of Toronto. Retrieved from <https://pdfs.semanticscholar.org/c6ba/eba667c408569c944df9ee42d01816f85969.pdf>
- [20] **Fu H., Yan J., Santillo M., Palanthandalam-Madapusi H., Bernstein D.** (2009). Fault detection for aircraft control surfaces using approximate input reconstruction. *2009 American Control Conference*. doi: 10.1109/acc.2009.5160161
- [21] **Edwards C., Lombaerts T., and Smaili H.**, (2010). Fault Tolerant Flight Control. Springer, 2010
- [22] **Ergöçmen B.**, (2019). Fault Tolerant Flight Control Applications For A Fixed Wing UAV Using Linear And Nonlinear Approaches, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Mühendislik Fakültesi, Ankara.
- [23] **Miljković D.**, (2011). Fault detection methods: A literature survey. *MIPRO, 2011 Proceedings of the 34th International Convention*.

- [24] **Souibgui F., BenHmida F., Chaari A.,** (2012). Particle Filter Approach to Fault Detection and Isolation in Nonlinear Systems, American Journal of Signal Processing, doi:10.5923/j.ajsp.20120203.02
- [25] **Bateman F., Noura H., and Ouladsine M.,** (2007). “An actuator fault detection, isolation and estimation system for an uav using input observers”, in Control Conference (ECC), 2007 European, IEEE, 2007, pp. 1805–1810.
- [26] **Thrun S.,** (2002). *Particle Filters in Robotics*, In Proceedings of Uncertainty in AI (UAI) 2002 Retrieved from <http://robots.stanford.edu/papers/thrun.pf-in-robotics-uai02.pdf>
- [27] **Alkaya A., Eker İ.,** (2014). Luenberger observer-based sensor fault detection: online application to DC motor, Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences, Ankara, doi: 10.3906/elk-1203-84
- [28] **Marangoz A.,** (2018). An Algorithmic Fault-tolerant Control Architecture Without Actuator Redundancy, Doktora Tezi, ODTÜ Mühendislik Fakültesi, Ankara.
- [29] **Raitoharju M., Piche, R., & Nurminen, H.,** (2016). A Systematic Approach for Kalman-type Filtering with nonGaussian Noises. In Proceedings of the 19th International Conference on Information Fusion (Fusion 2016), IEEE.
- [30] “Kalman Filtresi çalışma mekanizması " erişim adresi:
[http://www.ibrahimcayiroglu.com/Dokumanlar/Makale_BilgiPaylasm/\(1-2012\)-1Kalman_Filtresi_Ve_Bir_Programlama_Ornegi-Ibrahim_CAYIROGLU.pdf](http://www.ibrahimcayiroglu.com/Dokumanlar/Makale_BilgiPaylasm/(1-2012)-1Kalman_Filtresi_Ve_Bir_Programlama_Ornegi-Ibrahim_CAYIROGLU.pdf), Alındığı tarih: 20.10.2019.
- [31] **Gelb A.,** (1994). Applied Optimal Estimation. MIT Press, Cambridge MA, 1994
- [32] **Thrun S., Burgard, W., & Fox, D.** (2010). *Probabilistic robotics*. Cambridge, Mass.: MIT Press.
- [33] **Thrun S., Burgard, W., & Fox, D.** (2010). *Probabilistic robotics*. Cambridge, Mass.: MIT Press.
- [34] **Yıldız R.,** (2016). Asenkron Motorların Hız Algılayıcısız Kontrolü İçin Genişletilmiş Ve Dağılımlı Kalman Filtrelerinin Karşılaştırılması, Yüksek Lisans Tezi, Niğde Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Niğde.
- [35] **Welch G., Bishop G.,** (2006). *An Introduction to the Kalman Filter* [Ebook] (p. 11). Chapel Hill, NC. Retrieved from https://www.cs.unc.edu/~welch/media/pdf/kalman_intro
- [36] **Olson, O.,** (2007). *A comparative study of the extended Kalman filter and sliding mode observer for orbital determination for formation flying about the L(2) Lagrange point* [Ebook] (p. 6). Durham: University of New Hampshire. Retrieved from <https://scholars.unh.edu/thesis>
- [37] **Gelb A.,** (1994). Applied Optimal Estimation. MIT Press, Cambridge MA, 1994
- [38] **Wan E., Van Der Merwe R.,** (2000). The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation, Adaptive Systems for Signal Processing,

Communications and Control Symposium, Alberta, Canada, 2000.
doi: 10.1109/asspcc.2000.882463

- [39] **Simon D.**, (2006). Optimal State Estimation: Kalman, H Infinity, and Nonlinear Approaches. John Wiley and Sons Inc.
- [40] **Wan E., Van Der Merwe R.**, (2000). The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation, Adaptive Systems for Signal Processing, Communications and Control Symposium, Alberta, Canada, 2000.
doi: 10.1109/asspcc.2000.882463
- [41] **Julier, S. and Uhlmann, J.**, (1997). A New Extension of The Kalman Filter to Nonlinear Systems, In Int. Symp. Aerospace/Defense Sensing, Simul. and Controls, Orlando.
- [42] **Köksal Babacan E., Özbek L., Biçer, C.**, (2011). *Uyarlı Kokusuz Kalman Filtresi* [Ebook]. Ankara: BAÜ Fen Bil. Enst. Dergisi.
- [43] **Julier, Simon J., Jeffery K. Uhlmann, and Hugh F. Durrant-Whyte.**, (1995). A New Approach for Filtering Nonlinear Systems. In Proceedings of the 1995 American Control Conference, 1628-1632, 1995
- [44] **Güneş U.**, (2019). Kayan Kipli Kontrolcü Kullanılarak Sabit Kanatlı İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- [45] "Uçak hareket eksenleri" erişim adresi:
<http://slonder.tripod.com/kumanda/kumanda.html>, Alındığı tarih: 20 Ekim 2019.
- [46] **Eşsiz G.**, (2016). Neural Extended Kalman Filter Based Angle-Only Target Tracking For Cruise Missiles, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ Mühendislik Fakültesi, Ankara.
- [47] **Kasnakoğlu C., Kaynak Ü., Yağlıkçı A. G, Koç F., Işıkman A. Ö.**, (2010). Bir İnsansız Hava Aracında Kontrol Yüzeyi Kilitlenmesini Takiben Otomatik Düzeltme ve Özerk Uçuş Yeteneği, SAVTEK 2010, Savunma Teknolojileri Kongresi, Ankara

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Merve DEMİRCAN
Uyruğu : Türkiye Cumhuriyeti
Doğum Tarihi ve Yeri : 18/07/1993, EDİRNE
E-posta : mervedemircan06@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2017-2018	TUSAŞ	Sistem Mühendisi
2018-2019	TOBB ETU	Tam Burslu Yüksek Lisans Öğrencisi

YABANCI DİL: İngilizce, Almanca

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Demircan M.**, Kasnakoglu C., (2019) Aileron Locking Fault Detection Based On Extended Kalman Filter For UAV, JCCAR 2019: 2019 International Joint Conference on Control, Automation and Robotics (JCCAR 2019), November 23-25, Prague, Czech Republic. (En iyi sözlü bildiri ödülü)

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Demircan M.**, Taşdemir M., Yanık T., Çam F., Hintoğlu H., Çalış F., Atik K., Turgel F., Günay R., Saeed A., *International Cansat Competition*, June 14-16 2019, Dallas, Texas, USA

