T.C.
KASTAMONU ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

SABİT KANATLI KAMİKAZE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN STM32F4 İŞLEMCİ ÜZERİNDE UÇUŞ KONTROL YAZILIMININ GELİŞTİRİLMESİ VE UYGULANMASI

MUHAMMED ALAÇAM

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DOÇ. DR. OSMAN ÇİÇEK

NİSAN - 2026
KASTAMONU

TEZ ONAYI

MUHAMMED ALAÇAM tarafından hazırlanan "**SABİT KANATLI KAMİKAZE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN STM32F4 İŞLEMCİ ÜZERİNDE UÇUŞ KONTROL YAZILIMININ GELİŞTİRİLMESİ VE UYGULANMASI**" adlı tez çalışmasının savunma sınavı **15.04.2026** tarihinde yapılmış olup aşağıda verilen jüri tarafından oy birliği ile Kastamonu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Elektrik-Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı Yüksek Lisans Tezi** olarak kabul edilmiştir.

Danışman	Doç. Dr. Osman ÇİÇEK Kastamonu Üniversitesi	.....
Jüri Üyesi	Dr. Öğr. Üyesi Faruk ERKEN Kastamonu Üniversitesi	.....
Jüri Üyesi	Doç. Dr. Mustafa GÖKDAĞ Karabük Üniversitesi	.....

Jüri üyeleri tarafından kabul edilmiş olan bu tez Kastamonu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulunca onanmıştır.

Enstitü Müdürü Prof. Dr. Selahattin KAYMAKCI .....

TAAHHÜTNAME

Bu tezin tasarımı, hazırlanması, yürütülmesi, araştırmalarının yapılması ve bulgularının analizlerinde bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu; ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını, bilimsel etiğe uygun olarak kaynak gösterildiğini bildirir ve taahhüt ederim.

MUHAMMED ALAÇAM

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

SABİT KANATLI KAMİKAZE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN STM32F4 İŞLEMCİ ÜZERİNDE UÇUŞ KONTROL YAZILIMININ GELİŞTİRİLMESİ VE UYGULANMASI

MUHAMMED ALAÇAM

KASTAMONU ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI DANIŞMAN: DOÇ. DR. OSMAN ÇİÇEK

Bu tez çalışması, sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçları (İHA) için STM32F4 mikrodenetleyici tabanlı bir uçuş kontrol sisteminin gerçek zamanlı olarak geliştirilmesini ve donanım-iç-döngü (HIL) ortamında doğrulanmasını ele almaktadır. Kamikaze İHA'ların görev başarısı, uçuş kontrol yazılımının kararlılığı, tepkiselliği ve özellikle terminal dalış safhasındaki yönelme doğruluğuna doğrudan bağlıdır. Bu nedenle çalışmada, gerçek zamanlı çalışabilen ve görev fazlarını otonom olarak yöneten bir uçuş kontrol mimarisi tasarlanmıştır. Geliştirilen sistem, FreeRTOS tabanlı modüler bir yazılım mimarisi üzerine inşa edilmiş; kalkış, seyir ve dalış fazlarını yöneten bir yönlendirme yapısı ile PID ve LQR tabanlı iç döngü tutum kontrol algoritmalarını içermektedir. Uçuşa ait konum, hız ve tutum bilgileri, yüksek doğruluklu bir uçuş simülatörü olan X-Plane 11 üzerinden gerçek zamanlı olarak sağlanmış ve kontrol algoritmaları STM32F4 mikrodenetleyici üzerinde çalıştırılmıştır.Uçuş kontrol yazılımının doğrulanması amacıyla MATLAB/Simulink, X-Plane 11 ve gömülü donanım arasında çift yönlü veri alışverişi sağlayan bir HIL test altyapısı kurulmuştur. Bu altyapı sayesinde farklı kontrolcülerin performansları karşılaştırılmış, bozucu çevresel etkiler altındaki sistem davranışı incelenmiş ve terminal vuruş hassasiyeti değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, geliştirilen mimarinin sabit kanatlı kamikaze İHA görev profillerini kararlı ve güvenilir biçimde gerçekleştirebildiğini göstermektedir.

ANAHTAR KELİMELER:İnsansız hava aracı, uçuş kontrol sistemi, donanım-iç-döngü, STM32F4, gömülü sistemler, yönlendirme ve kontrol, PID, LQR, X-Plane 11.

Nisan 2026, 109 Sayfa

ABSTRACT

MSC THESIS

DEVELOPMENT AND IMPLEMENTATION OF FLIGHT CONTROL SOFTWARE ON STM32F4 PROCESSOR FOR FIXED-WING KAMIKAZE UNMANNED AERIAL VEHICLES

MUHAMMED ALAÇAM

KASTAMONU UNIVERSITY INSTITUTE OF SCIENCE
DEPARTMENT OF ELECTRICAL AND ELECTRONICS ENGINEERING
SUPERVISOR: ASSOC. PROF. DR. OSMAN ÇİÇEK

This thesis focuses on the real-time development and hardware-in-the-loop (HIL) validation of an STM32F4-based flight control system for fixed-wing kamikaze unmanned aerial vehicles (UAVs). The mission success of kamikaze UAVs strongly depends on the stability, responsiveness, and guidance accuracy of the flight control software, particularly during the terminal dive phase. Accordingly, a real-time and fully autonomous flight control architecture capable of managing different mission phases is designed in this study.The proposed system is built on a FreeRTOS-based modular software architecture and includes a guidance structure that manages takeoff, cruise, and terminal dive phases, as well as inner-loop attitude control algorithms based on PID and LQR methods. Flight state variables such as position, velocity, and attitude are obtained in real time from the X-Plane 11 flight simulator, while all control algorithms are executed on the STM32F4 microcontroller.To validate the developed flight control system, a hardware-in-the-loop test infrastructure enabling bidirectional data exchange between MATLAB/Simulink, X-Plane 11, and the embedded hardware is established. This framework allows comparative evaluation of different control strategies, analysis of system behavior under environmental disturbances, and assessment of terminal impact accuracy. The results demonstrate that the proposed architecture can reliably and stably execute typical mission profiles of fixed-wing kamikaze UAVs. The study provides a practical reference for real-time flight control implementation on low-cost microcontrollers and establishes a solid foundation for future extensions involving advanced estimation and control techniques.

KEYWORDS: Unmanned aerial vehicle, flight control system, hardware-in-the-loop, STM32F4, embedded systems, guidance and control, PID and LQR, X-Plane 11.

April 2026, 109 Page

TEŞEKKÜR

Çalışma sürecimde karşılaştığım zorlukların üstesinden gelmemde ve araştırma faaliyetlerim sırasında beni yönlendiren, kapsamlı bilgi birikimiyle çalışmalarıma yeni perspektifler kazandıran saygıdeğer danışmanım Doç. Dr. Osman Çiçek'e içten teşekkürlerimi sunarım.

Son olarak tüm hayatım boyunca beni destekleyen, kararlarımı her zaman cesaretlendiren ve moral veren sevgili eşim Buse Nur Alaçam'a, teşekkür ederim

MUHAMMED ALAÇAM

Kastamonu, 2026

İÇİNDEKİLER

Sayfa

TEZ ONAYI ... **ii**
TAAHHÜTNAME ... **iii**
ÖZET ... **iv**
ABSTRACT ... **v**
TEŞEKKÜR ... **vi**
İÇİNDEKİLER ... **vii**
ŞEKİLLER DİZİNİ ... **ix**
TABLOLAR DİZİNİ ... **xi**
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ ... **xii**
1. GİRİŞ ... **1**
1.1 Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği ... 1
1.2 Literatür İncelemesi ... 2
2. MATEMATİKSEL MODEL VE BENZETİM ... **6**
2.1 Referans Platform ve X-Plane 11 Uçak Modeli ... 7
2.2 Referans Eksen Takımları ve Koordinat Sistemleri ... 8
2.3 Altı Serbestlik Dereceli Uçuş Dinamiği ... 9
2.4 Euler Açıları ile Tutum Gösterimi ve Kinematik İlişkiler ... 10
2.5 Dördey ile Tutum Gösterimi ... 12
2.6 Newton-Euler Kinematik ve Dinamik Denklemleri ... 14
2.6.1 Doğrusal Hareket Denklemleri ... 15
2.6.2 Açısal Hareket Denklemleri ... 16
2.6.2.1 Eksik eyleyicili yapı ve kontrol girdileri ... 17
2.7 Durum-Uzay Temsili ve Lineerleştirme Yaklaşımı ... 17
2.8 X-Plane 11 Tabanlı Benzetim Modeli ... 19
2.8.1 Referans Platform ve Temel Girdiler ... 20
2.8.2 X-plane 11 Ortamında Modelin Oluşturulması ... 21
3. KONTROL ve YÖNLENDİRME TASARIMI ... **23**
3.1 Kontrol Probleminin Tanımı ... 23
3.1.1 Sistem ve Görev Tanımı ... 24
3.1.2 Kontrol Hedefleri ve Kısıtlar ... 25
3.2 Basamaklı Kontrol Mimarisi, ... 26
3.2.1 İç ve Dış Döngü Ayrımı ... 27
3.2.2 Zaman Ölçekleri ve Kontrol Sinyalleri ... 28
3.3 PID Tabanlı Tutum Kontrolü ... 29
3.3.1 Komut Sınırlamaları ve İntegral Birikimi Önleme Mekanizması ... 32
3.4 LQR Tabanlı Tutum Kontrolü ... 34
3.4.1 Tutum Dinamiklerinin Lineer Durum-Uzayı Gösterimi ... 34
3.4.2 LQR Maliyet Fonksiyonu ve Optimal Kontrol Problemi ... 36
3.4.3 Cebirsel Riccati Denklemi ve Geri Besleme Kazancının Elde Edilmesi ... 37
3.4.4 LQR ile Referans Takibi ve Referans Değer İzleme ... 39
3.5 Kontrolcü Parametrelerinin Seçimi ve Uygulanan Kazançlar ... 41
3.6 Yönlendirme Algoritmasının Teorik Temeli ... 43

3.6.1 Konum Hatasının Hesaplanması ve Yatay Düzlemde Yönlendirme ... 43
3.6.2 Ara Hedef Noktası Tabanlı Rota Takibi ... 44
3.6.3 Terminal Dalış Geometrisi ve Yönlendirme Açısının Hesaplanması ... 46
4. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ MİMARİSİ VE DONANIM-YAZILIM GERÇEKLEMESİ ... 48
4.1 Genel Sistem ve Uçuş Kontrol Mimarisi ... 48
4.2 Donanım ve HIL Düzeni ... 50
4.3 Yazılım Mimarisi ve Görev Yapısı ... 54
4.3.1 Durum Güncelleme Görevi ... 55
4.3.2 Yönlendirme Görevi ... 56
4.3.3 Tutum Kontrol Görevi ... 56
4.3.4 HIL Haberleşme Görevi ... 57
4.3.5 Görevler Arası Veri Paylaşımı ... 57
4.3.6 Uçuş Modu ve Görev Fazı Yönetimi ... 58
4.4 Emniyet, Arıza Emniyeti ve Parametre Tabanlı Mimari Yaklaşım ... 58
5. SİMÜLASYON VE TESTLER ... 61
5.1 Simülasyon Ortam ve Test Senaryoları ... 62
5.1.1 Kalkış Fazı ... 62
5.1.2 Seyir Fazı ... 70
5.1.3 Dalış Fazı ... 92
5.2 Genel Değerlendirme ve Tartışma ... 95
6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA ... 101
6.1 Gelecek Çalışmalar ... 104
KAYNAKLAR ... 106
ÖZGEÇMİŞ ... 109

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1 Referans İHA Stork 7
Şekil 2.2 X-Plane 11 Planemaker aracında tasarlanmış benzetim modeli 21
Şekil 3.1 Sabit kanatlı kamikaze İHA görev profili: kalkış (launch), seyir (cruise) ve terminal fazları 25
Şekil 3.2 Döngü tutum kontrolü 28
Şekil 3.3 PID tabanlı iç döngü tutum kontrol yapısının basamaklı kontrol mimarisi içerisindeki konumu 32
Şekil 3.4 Terminal dalış geometrisi (LOS açısı) 46
Şekil 4.1 X-Plane 11 – Simulink – STM32 tabanlı HIL test düzeninin genel mimarisi 52
Şekil 4.2 HIL test altyapısında kullanılan Simulink blok diyagramı. 53
Şekil 4.3 HIL test yapısı 53
Şekil 4.4 Uçuş Kontrol Yazılımı Görevleri Diyagramı 54
Şekil 5.1 X-Plane 11 kalkış (launch) fazına ait benzetim görüntüsü 63
Şekil 5.2 PID Kontrolcü Bozucusuz Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri 64
Şekil 5.3 LQR kontrolcü ile bozucusuz kalkış fazına ait uçuş parametreleri 65
Şekil 5.4 PID Kontrolcü Bozuculu Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri 67
Şekil 5.5 LQR Kontrolcü Bozuculu Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri 69
Şekil 5.6 X-Plane 11 seyir fazına ait benzetim görüntüsü 71
Şekil 5.7 X-Plane 11 seyir fazına ait rota görüntüsü 71
Şekil 5.8 PID tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri 72
Şekil 5.9 PID tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı, başlık açısı (heading) değişimleri ve hedef koordinat takibi 73
Şekil 5.10 PID seyir ideal senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları 74
Şekil 5.11 PID seyir ideal senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları 75
Şekil 5.12 LQR tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait irtifa, gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri. 76
Şekil 5.13 LQR ideal seyir senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları 78
Şekil 5.14 LQR ideal seyir senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları 79
Şekil 5.15 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri 82
Şekil 5.16 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri. 83
Şekil 5.17 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait kanatçık ve açı komutları 85
Şekil 5.18 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait tutum ve kontrol komutları parametreleri 86

Şekil 5.19 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri 88
Şekil 5.20 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri. 88
Şekil 5.21 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait kanatçık ve açı komutları 89
Şekil 5.22 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait tutum ve kontrol komutları parametreleri 90
Şekil 5.23 X-Plane 11 dalış fazına ait benzetim görüntüsü 92
Şekil 5.24 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında terminal dalış fazına ait parametreler 93
Şekil 5.25 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında terminal dalış fazına ait tutum ve kontrol komutu parametreleri 94

TABLOLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 2.1 Mini KİHA'ya ait X-Plane 11 tabanlı temel geometrik ve kütlesel parametreler 21
Tablo 3.1 PID ve LQR katsayıları 42
Tablo 4.1 Uçuş Kontrol Yazılımı Görevleri ve Periyotları 55
Tablo 5.1 Kalkış, seyir ve dalış fazları test senaryoları ve koşulları 62
Tablo 5.2 Görev fazları ve test senaryoları açısından PID ve LQR kontrolcülerin yaklaşık sayısal karşılaştırılması 96
Tablo 6.1 İşlemci ve kontrol kartı düzeyinde yaklaşık maliyet karşılaştırması 102

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler

x, y, z : Yerel koordinat sisteminde konum bileşenleri
N, E, D : Kuzey–Doğu–Aşağı (NED) koordinat sistemi bileşenleri
X, Y, Z : Dünya referans koordinat eksenleri
u, v, w : Gövde eksen takımında doğrusal hız bileşenleri
V : Toplam hava hızı
V_{TAS} : Gerçek hava hızı (True Airspeed)
V_q : Yer hızı
a_x, a_y, a_z : Doğrusal ivme bileşenleri
Φ : Yuvarlanma açısı (roll)
θ : Yunuslama açısı (pitch)
ψ : Sapma/başlık açısı (yaw)
p, q, r : Gövde eksen takımında açısal hız bileşenleri (roll, pitch, yaw)
$\dot{x}_{\Phi}, \dot{x}_{\theta}, \dot{x}_{\psi}$: Euler açı türevleri
$q = []$: dördey vektörü
Ω : Açısal hız vektörü
F : Toplam kuvvet vektörü
L, M, N : Sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma momentleri
T : İtki kuvveti
D : Aerodinamik sürükleme kuvveti (drag)
L_{aero} : Aerodinamik kaldırma kuvveti
g : Yerçekimi ivmesi
m : Kütle
I : Atalet tensörü
I_{xx} : Boylamsal eksen etrafındaki atalet momenti
I_{yy} : Enine eksen etrafındaki atalet momenti
I_{zz} : Düşey eksen etrafındaki atalet momenti
δ_a : Kanatçık (aileron) kumandası
δ_e : İrtifa dümeni (elevator) kumandası
δ_r : Yön dümeni (rudder) kumandası
δ_t : Gaz/itki komutu (throttle)
$u(t)$: Kontrol girdisi vektörü
$x(t)$: Durum vektörü
$y(t)$: Sistem çıkış vektörü
$e(t)$: Hata sinyali
K : Geri besleme kazanç matrisi
Q, R : LQR yönteminde kullanılan durum ve kontrol ağırlık matrisleri
WP : Ara hedef noktası (waypoint)
Δ_N, Δ_E : Ara hedef noktası kuzey ve doğu yönlerindeki konum farkları
d_{wp} : Ara hedef noktasına olan yatay mesafe
χ_{cmd} : Komutlanan yön açısı
γ : Tırmanma / dalış açısı

Kısaltmalar

6-DOF	**:** Altı Serbestlik Derecesi
AUTO	**:** Otomatik görev modu
AUW	**:** Toplam kalkış ağırlığı
CAD	**:** Bilgisayar destekli tasarım
CG	**:** Ağırlık merkezi
DMA	**:** Doğrudan bellek erişimi
ENU	**:** Doğu-Kuzey-Yukarı koordinat sistemi
FPU	**:** Kayan nokta birimi
FTDI	: USB–UART dönüştürücü arayüz ailesi
FreeRTOS	**:** Açık kaynak gerçek zamanlı işletim sistemi
GNC	**:** Seyrüsefer, yönlendirme ve kontrol
GPS	**:** Küresel konumlama sistemi
GNSS	**:** Küresel uydu seyrüsefer sistemi
H7	**:** STM32H7 mikrodenetleyici ailesi
HIL	**:** Donanım-iç-döngü
IMU	**:** Ataletsel ölçüm birimi
İHA	**:** İnsansız hava aracı
KİHA	**:** Kamikaze insansız hava aracı
LCD	**:** Sıvı kristal ekran
LOS	**:** Görüş hattı
LQR	**:** Doğrusal karesel regülatör
MATLAB	**:** Sayısal hesaplama ve teknik programlama ortamı
MCU	**:** Mikrodenetleyici birimi
MPC	**:** Model kestirimci kontrol
NACA	**:** Kanat profili adlandırması
NACA4412	**:** NACA 4412 kanat profili
NATO	**:** Kuzey Atlantik Antlaşması Örgütü
NED	**:** Kuzey-Doğu-Aşağı koordinat sistemi
PCB	**:** Baskı devre kartı
PID	**:** Oransal-integral-türev denetleyici
RTOS	**:** Gerçek zamanlı işletim sistemi
Simulink	**:** MATLAB tabanlı blok diyagram benzetim ortamı
STM32	**:** STMicroelectronics mikrodenetleyici ailesi
STM32F4	**:** STM32F4 mikrodenetleyici ailesi
STO	**:** NATO Bilim ve Teknoloji Organizasyonu
UART	**:** Evrensel asenkron alıcı/verici
UAV	**:** İnsansız hava aracı
USB	**:** Evrensel seri veri yolu
X-Plane 11	**:** Uçuş benzetim yazılımı

1. GİRİŞ

Son yıllarda insansız hava araçları (İHA), gerek askerî gerekse sivil uygulamalarda artan kullanım alanlarıyla birlikte hava araçları teknolojisinde önemli bir dönüşümün parçası hâline gelmiştir. Otonom uçuş kabiliyetlerindeki gelişmeler sayesinde İHA'lar, yalnızca uzaktan kumandalı platformlar olmaktan çıkarak karmaşık görev profillerini insan müdahalesi olmaksızın icra edebilen sistemler hâline gelmiştir. Bu dönüşüm sürecinde uçuş kontrol algoritmaları, gömülü sistem teknolojileri ve durum kestirim yöntemlerindeki ilerlemeler belirleyici rol oynamaktadır. Bu alandaki temel yaklaşımlar Beard ve McLain (2012), Bouabdallah (2007) ile Savkin ve Huang (2019) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Askerî uygulamalar açısından değerlendirildiğinde, İHA'lar düşük maliyet, hızlı konuşlandırma, personel riskinin azaltılması ve hassas taarruz kabiliyeti gibi avantajları nedeniyle modern harp doktrinlerinde önemli bir yer edinmiştir. Bu bağlamda kamikaze insansız hava araçları, diğer adıyla dolanıcı mühimmat (loitering munitions), keşif, gözetleme ve taarruz yeteneklerini tek bir görev döngüsü içerisinde birleştiren özgün bir sistem sınıfı olarak öne çıkmaktadır. Bu sistemlerin tasarım ve performans özellikleri Voskuijl (2022) tarafından kapsamlı biçimde incelenmiştir.

Kamikaze İHA'lar, belirli bir bölgede uzun süre havada kalabilme yeteneğine sahip olup uygun hedef tespit edildiğinde hedefe yönelerek görevini tamamlayan tek kullanımlık platformlardır. Bu görev yapısı, geleneksel güdümlü mühimmatlardan farklı olarak dinamik görev planlaması ve esnek bir yönlendirme yapısını zorunlu kılmaktadır. Özellikle terminal dalış safhasında ortaya çıkan yüksek hızlar ve büyük tutum açıları, uçuş kontrol sistemleri üzerinde ciddi dinamik gereksinimler oluşturmaktadır. Bu tür görev profilleri Hambling (2015) ve NATO STO (2021) tarafından operasyonel açıdan ele alınmıştır.

1.1 Tezin Amacı, Katkısı ve İçeriği

Bu tez çalışmasının temel amacı, sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçları için gerçek zamanlı çalışabilen bir uçuş kontrol yazılımının STM32F4 mikrodenetleyici

üzerinde geliştirilmesi ve donanım-iç-döngü (HIL) ortamında doğrulanmasıdır. Bu kapsamda FreeRTOS tabanlı modüler bir yazılım mimarisi tasarlanmış; kalkış, seyir ve terminal dalış fazlarını yöneten bir yönlendirme yapısı ile PID ve LQR tabanlı iç döngü tutum kontrol algoritmaları gerçekleştirilmiştir.

Geliştirilen uçuş kontrol yazılımı, uçuşa ait konum, hız ve tutum bilgilerini X-Plane 11 uçuş simülatöründen gerçek zamanlı olarak almakta; kontrol algoritmaları doğrudan STM32F4 mikrodenetleyici üzerinde çalıştırılmaktadır. MATLAB/Simulink, X-Plane 11 ve gömülü donanım arasında kurulan çift yönlü veri alışverişi sayesinde, uçuş kontrol sistemi gerçek işlemci üzerinde çalışırken aracın aerodinamik ve kinematik davranışı benzetim ortamında modellenmiştir. Bu yaklaşım Allerton (2009) ile Horri ve Pietraszko (2022) tarafından önerilen HIL tabanlı doğrulama yöntemleriyle uyumludur.

Çalışma kapsamında PID ve LQR tabanlı kontrolcülerin aynı görev profili altında karşılaştırmalı performans analizleri gerçekleştirilmiş; kararlılık, gerçek zamanlı çalışabilirlik ve terminal dalış performansı açısından değerlendirmeler yapılmıştır. Bu yönüyle tez, düşük maliyetli mikrodenetleyici platformları üzerinde gelişmiş uçuş kontrol algoritmalarının uygulanabilirliğini inceleyen deneysel bir çalışma sunmaktadır.

1.2 Literatür İncelemesi

Sabit kanatlı insansız hava araçları için uçuş kontrol ve yönlendirme problemleri, hava aracı dinamiği, algılayıcı tabanlı durum kestirimi ve kontrolcü tasarımının bütüncül bir yaklaşımla ele alınmasını gerektirmektedir. Uçuş dinamiği ve kararlılık konuları Etkin ve Reid (1996), Nelson (1998) ve Stevens vd. (2015) tarafından klasik referanslar kapsamında ayrıntılı biçimde incelenmiş; bu çalışmalar sabit kanatlı hava araçlarının doğrusal ve doğrusal olmayan dinamiklerinin kontrol sistemlerine etkisini ortaya koymuştur. Daha güncel çalışmalarda ise bu temel çerçevenin otonom ve görev odaklı insansız hava araçlarına nasıl uyarlandığı ele alınmaktadır.

İnsansız hava araçları için yönlendirme, seyrüsefer ve kontrol (GNC) mimarilerinin teorik altyapısı Beard ve McLain (2012) tarafından kapsamlı biçimde sunulmuş; rota

takibi, görev planlama ve terminal safha yönlendirme problemleri ayrıntılı olarak ele alınmıştır. Savkin ve Huang (2019), otonom hava araçlarının dağıtık görev icrası ve optimal konumlandırılması problemlerine odaklanarak, modern İHA uygulamalarında yönlendirme algoritmalarının artan önemini vurgulamıştır. Bouabdallah (2007) ve Bouabdallah vd. (2004) tarafından yapılan çalışmalar ise çok döngülü kontrol mimarilerinin hava araçlarındaki uygulanabilirliğini göstermiştir.

Askerî uygulamalarda öne çıkan kamikaze insansız hava araçları, klasik İHA görevlerinden farklı olarak keşif, gözetleme ve taarruz fonksiyonlarını tek bir görev döngüsü içerisinde birleştirmektedir. Bu sistemlerin tasarım prensipleri ve performans karakteristikleri Voskuijl (2022) tarafından güncel bir derleme çalışması kapsamında değerlendirilmiş; operasyonel ve teknik boyutları NATO STO (2021) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır. Hambling (2015), bu tür sistemlerin modern harp doktrinlerindeki yerini ve artan kullanım eğilimlerini analiz etmiştir. Bu çalışmalar, kamikaze İHA'ların özellikle terminal safhadaki yönlendirme ve kontrol gereksinimlerinin klasik İHA'lardan farklılaştığını açıkça ortaya koymaktadır.

Tutum kestirimi, gömülü uçuş kontrol sistemlerinin güvenilirliği açısından kritik bir bileşen olarak öne çıkmaktadır. IMU, GPS ve manyetometre gibi algılayıcılardan elde edilen ölçümlerin birleştirilmesine yönelik tamamlayıcı filtreleme yaklaşımları Mahony vd. (2008) tarafından doğrusal olmayan sistemler için geliştirilmiş; bu yaklaşım gömülü sistemler açısından düşük hesaplama maliyeti sunmuştur. Madgwick vd. (2011), benzer bir amaçla daha hafif hesaplama yüküne sahip bir algoritma önererek gerçek zamanlı uygulamalara uygun bir çözüm sunmuştur. Tutumun matematiksel gösterimi ve dönüşüm yöntemleri Diebel (2006), Kuipers (1999) ve Shuster (1993) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır. Çoklu algılayıcı füzyonu konusundaki kapsamlı çerçeve ise Farrell (2008) ve Groves (2013) tarafından sunulmuştur.

Uçuş kontrol sistemlerinde en yaygın kullanılan kontrol yöntemlerinden biri PID tabanlı denetleyicilerdir. PID denetleyicilerin teorik temelleri ve ayar yöntemleri Åström ve Hägglund (2006) ile Franklin vd. (2015) tarafından ayrıntılı biçimde açıklanmıştır. Bununla birlikte, sabit kanatlı kamikaze İHA'ların özellikle terminal

dalış safhasında karşılaşılan yüksek hızlar ve büyük tutum açıları, klasik PID yapılarının performans sınırlarını belirgin hâle getirmektedir. Bu noktada optimal kontrol yaklaşımları ön plana çıkmaktadır. Doğrusal Karesel Regülatör yöntemi Anderson ve Moore (1990) ile Bryson ve Ho (1975) tarafından teorik olarak ele alınmış; Lewis vd. (2012) tarafından modern kontrol uygulamaları bağlamında değerlendirilmiştir.

Literatürde optimal kontrol yöntemlerinin önemli bir kısmı, yüksek işlem gücüne sahip platformlar üzerinde veya saf benzetim ortamlarında incelenmiştir. Düşük maliyetli ve sınırlı kaynaklara sahip mikrodenetleyiciler üzerinde gerçek zamanlı uygulanabilirlik, çoğu çalışmada ikincil bir unsur olarak ele alınmıştır. Oysa güncel İHA sistemlerinde maliyet, güç tüketimi ve donanım karmaşıklığı önemli tasarım kriterleri hâline gelmiştir. STM32F4 serisi mikrodenetleyiciler, sahip oldukları kayan nokta birimi desteği ve çevre birimleri sayesinde bu tür uygulamalar için uygun bir platform sunmaktadır. Bu donanımın teknik özellikleri STMicroelectronics (2023) tarafından detaylı biçimde dokümante edilmiştir. Gerçek zamanlı görev yönetimi açısından FreeRTOS'un sunduğu imkânlar Barry (2021) ve Liu (2000) tarafından ele alınmıştır.

Uçuş kontrol algoritmalarının doğrulanmasında, gerçek uçuş testlerinin maliyet ve güvenlik kısıtları nedeniyle benzetim tabanlı yaklaşımlar yaygın olarak tercih edilmektedir. Uçuş simülasyonunun temel prensipleri Allerton (2009) tarafından açıklanmış; MATLAB/Simulink tabanlı eş-benzetim yaklaşımları Horri ve Pietraszko (2022) tarafından incelenmiştir. Donanım-iç-döngü tabanlı test altyapıları Jung ve Tsiotras (2007) ve Kamali ve Jain (2016) tarafından küçük İHA'lar için deneysel olarak doğrulanmıştır. X-Plane 11 uçuş simülatörünün aerodinamik modeli ve entegrasyon altyapısı Laminar Research (2023) tarafından ayrıntılı biçimde sunulmuştur.

Literatür genel olarak değerlendirildiğinde, sabit kanatlı insansız hava araçları için uçuş kontrol ve yönlendirme problemlerinin kapsamlı biçimde ele alındığı görülmektedir. Ancak kamikaze İHA'lara özgü görev profilleri, özellikle yüksek dinamikli terminal dalış safhası ve tek kullanımlık görev yapısı nedeniyle, klasik İHA çalışmalarından ayrışmaktadır. Buna rağmen literatürde PID ve LQR tabanlı

kontrolcülerin, düşük maliyetli bir mikrodenetleyici üzerinde, aynı görev profili ve aynı donanım koşulları altında, donanım-iç-döngü ortamında karşılaştırmalı olarak değerlendirildiği çalışmalar sınırlı sayıdadır.

Bu tez çalışması, söz konusu boşluğu hedefleyerek sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçları için geliştirilen bir uçuş kontrol yazılımını STM32F4 mikrodenetleyici üzerinde gerçek zamanlı olarak uygulamakta ve HIL tabanlı bir altyapı ile doğrulamaktadır. PID ve LQR tabanlı kontrol yaklaşımları, kalkış, seyir ve terminal dalış fazlarını içeren bütüncül bir görev mimarisi altında karşılaştırılmakta; elde edilen sonuçlar, düşük maliyetli gömülü sistemler üzerinde gelişmiş kontrol algoritmalarının uygulanabilirliğini ortaya koymaktadır. Bu yönüyle çalışma, hem akademik literatüre hem de pratik İHA tasarım süreçlerine doğrudan katkı sunmaktadır.

2. MATEMATİKSEL MODEL VE BENZETİM

Bu bölümde, sabit kanatlı bir kamikaze insansız hava aracının (KİHA) uçuş dinamiği, Newton–Euler temelli altı serbestlik dereceli (6-DoF) doğrusal olmayan bir çerçevede ele alınmıştır. Amaç, uçuş kontrol yasalarının (PID, LQR vb.) tasarımına analitik bir zemin hazırlamak ve benzetim ortamında kullanılan hava aracı modelinin (X-Plane 11) dinamik davranışı ile tutarlı bir yorum ve parametre seti oluşturarak donanım-iç-döngü (HIL) doğrulama adımlarını sistematik hâle getirmektir. Sabit kanatlı sistemlerde kuvvet ve momentlerin; aerodinamik etkiler, itki ve yerçekimi bileşenleri ile birlikte değerlendirilmesi gerektiğinden, ortaya çıkan model çok değişkenli ve belirgin biçimde doğrusal olmayan bir yapı sergilemektedir. Bu nedenle altı serbestlik dereceli modelleme yaklaşımı, özellikle yüksek manevra ve terminal dalış gibi rejimlerde kontrol tasarımının sınırlarını gözlemlemek ve test senaryolarını doğru biçimde kurgulamak açısından kritik öneme sahiptir. Bu yaklaşım, Beard ve McLain (2012), Cook (2013) ile Nelson (1998), Stevens vd. (2015) tarafından sabit kanatlı hava araçları için temel bir modelleme çerçevesi olarak ele alınmıştır.

Bu tezde izlenen yaklaşım hibrit niteliktedir. İlk olarak, uçuş dinamiği denklemleri literatürde yerleşik Newton–Euler formülasyonu esas alınarak kurulmuştur. İkinci olarak, sayısal parametreler ile farklı görev ve uçuş rejimlerine ait davranışlar, X-Plane 11 ortamında oluşturulan mini KİHA modelinden ve bu modele temel oluşturan CAD ve geometrik verilerden türetilmiştir. Bu sayede geliştirilen model, salt teorik bir "uçak" tanımı yerine, benzetim ortamında gerçek zamanlı olarak çalıştırılan uçuş kontrol yazılımının doğrudan etkileşime girdiği bir "temsil uçak" olarak ele alınmıştır. Bu tür bir modelleme yaklaşımı, Stevens vd. (2015) tarafından önerilen uçuş benzetimi prensipleri ile Laminar Research (2023) tarafından sunulan X-Plane aerodinamik modelleme altyapısı ile uyumlu bir çerçeve sunmaktadır. Ayrıca Etkin ve Reid (1996) tarafından ortaya konan klasik uçuş dinamiği yaklaşımı, modelin fiziksel tutarlılığının değerlendirilmesinde referans alınmıştır.

2.1 Referans Platform ve X-Plane 11 Uçak Modeli

Bu tez kapsamında geliştirilen KİHA geometrik kurgusu, ticari olarak temin edilen ve küçük–orta sınıf sabit kanatlı İHA uygulamalarında kullanılan bir referans platformun genel oranları ve yerleşim mantığı esas alınarak oluşturulmuştur. Çalışmada kullanılan referans platform, Flightory firması tarafından ticari olarak sağlanan Stork tipi sabit kanatlı İHA konfigürasyonudur. Stork tipi platform; yüksek kanat düzeni, klasik kuyruk arkada yerleşimi ve gövde–kanat–kuyruk oranları sayesinde düşük ve orta hız rejimlerinde doğal stabilite özellikleri sunan bir yapı sergilemektedir. Bu özellikler, özellikle otonom görev icrası ve terminal dalış fazlarını içeren kamikaze İHA senaryolarında, uçuş kontrol algoritmalarının kararlı ve öngörülebilir bir şekilde test edilmesine imkân tanımaktadır. Ticari lisans kapsamında temin edilen CAD verileri, bu çalışmada doğrudan paylaşılmamış, ancak referans platformun genel geometrik oranları ve yerleşim mantığı korunarak KİHA'nın benzetim modeli oluşturulmuştur. Bu yaklaşım, hem fikrî mülkiyet haklarına uygunluğu sağlamakta hem de benzetim ve kontrol tasarımı açısından gerekli olan geometrik tutarlılığı korumaktadır.



Şekil 2.1 Referans İHA Stork

Toplam kalkış ağırlığı (AUW) aralığı, farklı batarya, elektronik sistemler ve görev yükleri dikkate alınarak belirlenmiştir. Simülasyon ortamında nominal ağırlık değeri, bu aralığın orta noktası seçilerek modellenmiştir.

2.2 Referans Eksen Takımları ve Koordinat Sistemleri

Sabit kanatlı bir insansız hava aracının konum, hız ve yönelim bilgilerinin doğru biçimde ifade edilebilmesi için birden fazla referans eksen takımının tanımlanması gerekmektedir. Uçuş dinamiği modellemesi, sensör verilerinin yorumlanması ve kontrol algoritmalarının tasarımı, bu eksen takımları arasındaki dönüşümlerin tutarlı ve matematiksel olarak doğru biçimde kurulmasına bağlıdır. Bu çalışmada kullanılan koordinat sistemleri; ataletsel referans çerçevesi, gövde eksen takımı ve benzetim ile konum verilerinin ifade edildiği yerel navigasyon çerçevesi olarak ele alınmıştır. Bu yaklaşım, Fossen (2011), Groves (2013) ve Mahony vd. (2008) tarafından çok serbestlik dereceli sistemlerin modellenmesi için önerilen çerçeveyle uyumludur.

Havacılık uygulamalarında yaygın olarak kullanılan Kuzey-Doğu-Aşağı (NED) koordinat sistemi, bu çalışmada ataletsel referans çerçevesi olarak tercih edilmiştir. NED sisteminde $X_n$ekseni coğrafi kuzey yönünü, $Y_n$ekseni doğu yönünü ve $Z_n$ekseni yer merkezine doğru (aşağı) yönü göstermektedir. GPS tabanlı konum bilgileri, görev tanımları (ara hedef noktaları) ve irtifa profilleri bu eksen takımı üzerinden ifade edilmiştir. NED koordinat sisteminin tercih edilme nedeni, hem havacılık literatüründe yaygın olarak kullanılması hem de gömülü seyrüsefer ve uçuş kontrol uygulamalarında koordinat dönüşümlerini sadeleştirmesidir. Bu kullanım Groves (2013) ve Farrell (2008) tarafından seyrüsefer sistemleri bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Gövde eksen takımı ise hava aracının ağırlık merkezinde tanımlanmış olup uçağa sabitlenmiş bir referans çerçevesi sunmaktadır. Bu eksen takımında $X_b$ekseni uçağın burun yönünü (ileri), Y_b ekseni sağ kanat yönünü ve Z_b ekseni aşağı yönü göstermektedir. Aerodinamik kuvvetler, itki kuvveti ve kontrol yüzeylerinden doğan momentler doğrudan gövde ekseni üzerinden modellenmektedir. Bu nedenle Newton–Euler hareket denklemleri gövde koordinat sisteminde yazılmakta; kontrolcü

tasarımında kullanılan doğrusal ve açısal hız bileşenleri bu eksen takımına göre tanımlanmaktadır. Bu yaklaşım Mahony vd. (2008) ile Waslander ve Wang (2009) tarafından geliştirilen gövde-tabanlı kontrol ve kestirim modelleriyle uyumludur.

X-Plane 11 benzetim ortamında elde edilen durum değişkenleri, konum ve hız bileşenleri açısından NED koordinat sistemiyle tutarlı olacak şekilde sağlanmaktadır. Gövde eksenine ait doğrusal ve açısal hız bileşenleri ise yazılım tarafında doğrudan kontrol algoritmalarında kullanılmaktadır. Bu yapı sayesinde benzetim ortamı ile gömülü uçuş kontrol yazılımı arasındaki etkileşim sadeleştirilmiş; ilave koordinat dönüşümlerinden kaynaklanabilecek hesaplama yükü ve hata olasılığı azaltılmıştır. Bu yaklaşım, Laminar Research (2023) tarafından tanımlanan X-Plane veri arayüzü ve dinamik modelleme altyapısı ile uyumlu bir bütünlük sunmaktadır.

2.3 Altı Serbestlik Dereceli Uçuş Dinamiği

Sabit kanatlı bir KİHA'nın genel hareketi, üç doğrusal ve üç açısal bileşen olmak üzere 6-DoF bir sistem ile tanımlanır. Gövde eksen takımında tanımlanan doğrusal hız bileşenleri:

$$u\ (X_b), v\ (Y_b), w\ (Z_b) \tag{2.1}$$

şeklinde ifade edilirken; açısal hız bileşenleri ise:

$$v_b p\ (\text{roll}), q\ (\text{pitch}), r\ (\text{yaw}) \tag{2.2}$$

olarak tanımlanmaktadır.

Sabit kanatlı hava araçları eksik eyleyicili sistemlerdir; yani altı serbestlik dereceli hareket için yalnızca sınırlı sayıda kontrol girdisine sahiptirler. Bu çalışmada ele alınan KİHA için kontrol girdileri

$$\mathbf{u} = [\delta_a,\ \delta_e,\ \delta_r,\ T]^T \tag{2.3}$$

olarak seçilmiştir. Burada δ_a , δ_e ve δ_r sırasıyla kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator) ve yön dümeni (rudder) sapma açılarını; Tise motor itki komutunu temsil etmektedir.

Bu yapı nedeniyle, özellikle yüksek hücum açısı ve yüksek hız koşullarının görüldüğü terminal dalış fazlarında, eksenler arası kuvvet ve moment etkileşimleri belirgin hâle gelmektedir. Örneğin yunuslama ekseninde uygulanan bir irtifa dümeni (elevator) girdisi, eşzamanlı olarak hız ve yuvarlanma dinamiklerini de etkilemektedir. Bu tür doğrusal olmayan bağlaşım etkileri, sabit kanatlı hava araçlarının yüksek manevra gerektiren görev rejimlerinde tek eksenli veya indirgenmiş modellerle yeterince temsil edilememesine yol açmaktadır. Bu nedenle 6-DoF modelleme yaklaşımı, kamikaze insansız hava araçları için vazgeçilmez bir gereklilik olarak öne çıkmaktadır. Bu durum Beard ve McLain (2012), Bouabdallah vd. (2004) tarafından çok eksenli kontrol etkileşimleri bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu çalışmada kullanılan 6-DoF dinamik model, Newton–Euler formülasyonu esas alınarak gövde eksen takımında ifade edilmiştir. Model, kontrolcü tasarımında analitik bir çerçeve sunarken; sayısal katsayılar, aerodinamik davranışlar ve farklı uçuş rejimlerine ait dinamik tepkiler, X-Plane 11 benzetim ortamından elde edilen çıktılarla tutarlı olacak şekilde yorumlanmıştır. Bu sayede geliştirilen model, salt teorik bir yapıdan ziyade, gerçek zamanlı olarak çalışan uçuş kontrol yazılımının etkileşime girdiği bir sistem temsili sunmaktadır. Bu yaklaşım, Stevens vd. (2015) tarafından tanımlanan uçuş benzetimi ilkeleri ile Laminar Research (2023) tarafından sunulan X-Plane dinamik modelleme altyapısıyla uyumlu bir doğrulama zemini sağlamaktadır.

2.4 Euler Açıları ile Tutum Gösterimi ve Kinematik İlişkiler

Sabit kanatlı bir insansız hava aracının uzayda yönelimi (attitude), havacılık literatüründe yaygın olarak Euler açıları kullanılarak ifade edilmektedir. Euler açıları, gövde eksen takımının ataletsel Kuzey–Doğu–Aşağı (NED) referans çerçevesine göre oryantasyonunu tanımlayan üç ardışık dönmeden oluşmaktadır. Bu çalışmada kullanılan Euler açıları; yuvarlanma (roll) açısı ϕ, yunuslama (pitch) açısı θ ve sapma (yaw) açısı ψ olarak tanımlanmıştır.

Euler açıları, özellikle uçuş kontrol sistemlerinde referans tutum tanımlarının oluşturulması ve yönlendirme çıktılarının sezgisel bir biçimde ifade edilmesi açısından tercih edilmektedir. Sabit kanatlı insansız hava araçlarında başlık, irtifa ve dalış geometrisi gibi yüksek seviye yönlendirme komutları çoğunlukla Euler açıları cinsinden tanımlanmakta; tutum kontrolcüleri bu referansları takip edecek şekilde tasarlanmaktadır. Bu yaklaşım Beard ve McLain (2012) ile Valavanis ve Vachtsevanos (2015) tarafından sabit kanatlı ve otonom hava araçları bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu çalışmada gövde eksen takımından ataletsel (NED) eksen takımına dönüşüm, klasik 3–2–1 dönüşüm sırası esas alınarak tanımlanmıştır. Buna göre dönüşüm matrisi aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$R_b^n(\phi,\theta,\psi) = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & s_\phi c_\theta \\ c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

burada $c(\cdot) = \cos(\cdot)$ ve $s(\cdot) = \sin(\cdot)$ gösterimini ifade etmektedir.

Bu dönüşüm matrisi yardımıyla, gövde eksen takımında tanımlanan hız, ivme ve kuvvet vektörleri ataletsel koordinat sistemine dönüştürülebilmekte; konum güncellemeleri ve görev tabanlı navigasyon hesapları gerçekleştirilebilmektedir. X-Plane 11 benzetim ortamında da benzer bir koordinat dönüşüm yaklaşımı kullanılarak aerodinamik kuvvetler ve hareket denklemleri küresel referans çerçevesinde çözülmektedir. Bu yaklaşım Austin (2010) ve Drela (2014) tarafından uçuş benzetimi ve hava aracı modelleme bağlamında açıklanmıştır.

Euler açıları ile gövde eksen takımında tanımlanan açısal hızlar p, $q$ve $r$arasındaki kinematik ilişki aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

Bu ifade, tutum kontrol algoritmalarında Euler açı hızlarının hesaplanması ve geri besleme döngülerinin kurulması açısından temel bir rol oynamaktadır. Bununla birlikte Euler açıları, özellikle $\theta \approx \pm 90^{\circ}$civarında ortaya çıkan gimbal kilitlenmesi tekilliği nedeniyle tüm uçuş rejimleri için güvenilir bir temsil sunmamaktadır. Kamikaze insansız hava araçlarının terminal dalış fazlarında yüksek yunuslama açılarına ulaşabilmesi, bu tekilliğin pratikte önemli bir problem hâline gelmesine neden olmaktadır. Bu durum Diebel (2006) ve Mahony vd. (2008) tarafından ayrıntılı biçimde tartışılmıştır.

Bu nedenle modern insansız hava aracı sistemlerinde Euler açıları çoğunlukla kontrol ve yönlendirme referanslarının ifade edilmesinde kullanılırken, iç hesaplamalarda ve algılayıcı füzyonu süreçlerinde daha kararlı ve tekillik içermeyen temsiller tercih edilmektedir. Bu bağlamda dördey (quaternion) temsili, yüksek manevra gerektiren görev profilleri için yaygın ve güvenilir bir çözüm olarak kabul edilmektedir. Dördey tabanlı tutum temsilleri ve filtreleme yaklaşımları Sabatini (2006) ile Valenti vd. (2015) tarafından kapsamlı biçimde ele alınmıştır.

2.5 Dördey ile Tutum Gösterimi

Euler açıları, sabit kanatlı insansız hava araçlarında tutumun sezgisel bir biçimde ifade edilmesine olanak sağlamakla birlikte, belirli uçuş rejimlerinde ortaya çıkan tekillik problemleri nedeniyle tüm görev profilleri için güvenilir bir temsil sunmamaktadır. Özellikle kamikaze insansız hava araçlarında terminal dalış fazı sırasında görülebilen yüksek yunuslama (pitch) açıları, Euler açıları tabanlı kinematik ifadelerde gimbal kilitlenmesi olarak bilinen matematiksel tekilliğe yaklaşılmasına neden olabilmektedir. Bu durum, tutum kestirimi ve kontrol döngülerinde sayısal kararsızlıklara yol açabilmektedir. Euler açılarına ilişkin bu sınırlamalar Diebel (2006) ve Shuster (1993) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu tür problemleri ortadan kaldırmak amacıyla modern uçuş kontrol ve seyrüsefer sistemlerinde, tutumun iç temsili için çoğunlukla dördey (quaternion) yapısı tercih edilmektedir. Dördeyler, üç boyutlu uzayda yönelimi tekillik içermeyen, sayısal olarak kararlı ve hesaplama açısından verimli bir biçimde ifade edebilmektedir. Bu özellikleri

sayesinde, yüksek manevra gerektiren ve geniş tutum aralıklarında çalışan insansız hava araçları için uygun bir temsil sunmaktadır. Dördey tabanlı tutum temsilleri Valenti vd. (2015) tarafından insansız hava araçları bağlamında kapsamlı biçimde incelenmiştir.

$$\mathbf{q} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T \tag{2.6}$$

burada q_0 skaler bileşeni, q_1, q_2, q_3 ise vektörel bileşenleri temsil etmektedir. Dördeyler genellikle bir dönme ekseni $\mathbf{u}$ve dönme açısı αcinsinden aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha/2) \\ u_x \sin(\alpha/2) \\ u_y \sin(\alpha/2) \\ u_z \sin(\alpha/2) \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

Bu ifade, uzayda herhangi bir yönelimin tekil olmayan bir biçimde temsil edilmesini sağlamaktadır.

Bir vektörün dördey kullanılarak döndürülmesi işlemi, dördey çarpımı yardımıyla aşağıdaki şekilde tanımlanır:

$$\mathbf{v}' = \mathbf{q} \otimes \mathbf{v} \otimes \mathbf{q}^{-1} \tag{2.8}$$

burada $\otimes$ dördey çarpımını, $\mathbf{q}^{-1}$ ise dördeyin tersini ifade etmektedir. Bu yapı sayesinde, dönüşüm matrislerinin açıkça oluşturulmasına gerek kalmadan vektör dönüşümleri gerçekleştirilebilmektedir. Bu özellik, özellikle gerçek zamanlı çalışan gömülü uçuş kontrol sistemlerinde hesaplama yükünün azaltılması açısından önem taşımaktadır. Dördey tabanlı dönüşüm işlemleri Kuipers (1999) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Dördeylerin zamana göre türevleri, gövde eksen takımında tanımlanan açısal hız vektörü

$$\boldsymbol{\omega} = [p \quad q \quad r]^T \tag{2.9}$$

kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix}\mathbf{q} \tag{2.10}$$

Bu diferansiyel denklem, dördey tabanlı tutum kestirimi algoritmalarının temelini oluşturmaktadır. Genişletilmiş Kalman filtresi ve tamamlayıcı filtre gibi yöntemlerde bu ifade doğrudan kullanılmaktadır. Bu yaklaşım Mahony vd. (2008) tarafından doğrusal olmayan sistemler için geliştirilmiş tamamlayıcı filtre yapılarında ayrıntılı biçimde sunulmuştur.

Bu tez kapsamında geliştirilen uçuş kontrol sisteminde, yönlendirme ve kontrol referanslarının ifade edilmesinde Euler açıları kullanılmış; buna karşılık dördey temsili, sensör füzyonu ve tutum kestirimi açısından teorik bir temel olarak ele alınmıştır. Böylece kontrol algoritmalarının sezgisel yapısı korunurken, ilerleyen geliştirme aşamalarında dördey tabanlı kestirim yöntemlerinin sisteme entegre edilmesine imkân tanıyacak esnek bir mimari çerçeve oluşturulmuştur.

Sonuç olarak dördey temsili, kamikaze insansız hava araçlarının yüksek manevra gerektiren görev profillerinde karşılaşılan matematiksel tekillik problemlerini ortadan kaldıran, sayısal olarak kararlı ve modern uçuş kontrol sistemleriyle uyumlu bir tutum gösterimi sunmaktadır. Bu nedenlerle dördeyler, güncel insansız hava aracı literatüründe standart bir yaklaşım hâline gelmiştir. Bu durum Sabatini (2006) tarafından önerilen dördey tabanlı kestirim yaklaşımlarıyla da örtüşmektedir.

2.6 Newton-Euler Kinematik ve Dinamik Denklemleri

Sabit kanatlı bir insansız hava aracının uçuş dinamiği, gövdeye etkiyen kuvvet ve momentlerin doğrusal ve açısal hareket üzerindeki etkilerinin birlikte değerlendirilmesini gerektirmektedir. Bu amaçla uçuş kontrol literatüründe yaygın olarak kullanılan Newton–Euler formülasyonu, altı serbestlik dereceli (6-DoF) uçuş

dinamiğinin türetilmesinde temel yaklaşım olarak benimsenmiştir. Newton–Euler denklemleri, gövde eksen takımında tanımlanan doğrusal ve açısal hız değişkenleri üzerinden doğrusal olmayan bir dinamik yapı sunmaktadır. Bu yaklaşım Stevens vd. (2015) ile Beard ve McLain (2012) tarafından sabit kanatlı hava araçlarının dinamik modellenmesi bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu çalışmada kamikaze insansız hava aracının (KİHA) kinematik ve dinamik modeli, gövde eksen takımının hava aracının ağırlık merkezi (center of gravity, CG) noktasında tanımlandığı varsayımı altında oluşturulmuştur. Gövde eksen takımında doğrusal ve açısal hız vektörleri sırasıyla:

$$\mathbf{V}_b = [u \quad v \quad w]^T \tag{2.11}$$

$$\boldsymbol{\omega}_b = [p \quad q \quad r]^T \tag{2.12}$$

şeklinde tanımlanmıştır. Burada u, $v$ve wsırasıyla ileri, yanal ve düşey doğrusal hız bileşenlerini; p, $q$ve $r$ise yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenleri etrafındaki açısal hızları ifade etmektedir. Bu tanımlar Etkin ve Reid (1996) ile Nelson (1998) tarafından sunulan klasik uçuş dinamiği çerçevesi ile uyumludur.

2.6.1 Doğrusal Hareket Denklemleri

Newton'un ikinci yasası kullanılarak, gövde eksen takımında doğrusal momentum denklemleri aşağıdaki şekilde yazılabilir

$$m\dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (m\mathbf{V}_b) = \mathbf{F}_b \tag{2.13}$$

burada $m$hava aracının toplam kütlesini, $\mathbf{F}_b$ise gövde eksen takımında tanımlanan toplam kuvvet vektörünü ifade etmektedir. Çapraz çarpım terimi, dönen referans çerçevesinden kaynaklanan Coriolis ve merkezcil etkileri temsil etmektedir.

Toplam kuvvet vektörü genel olarak şu bileşenlerden oluşmaktadır:

$$\mathbf{F}_b = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_T + \mathbf{F}_A \tag{2.14}$$

Burada $\mathbf{F}_g$ yerçekimi kuvvetini, $\mathbf{F}_T$ itki kuvvetini ve $\mathbf{F}_A$ aerodinamik kuvvetleri temsil etmektedir. Kuvvetlerin bu şekilde ayrıştırılması, kontrol tasarımı sırasında farklı kuvvet kaynaklarının sistem dinamikleri üzerindeki etkilerinin ayrı ayrı analiz edilebilmesine imkân tanımaktadır. Bu yaklaşım Nelson (1998) ile Etkin ve Reid (1996) tarafından sabit kanatlı hava araçları için temel bir analiz yöntemi olarak ele alınmıştır.

2.6.2 Açısal Hareket Denklemleri

Euler'in dönme hareketi denklemleri kullanılarak, gövde eksen takımında açısal momentum denklemleri aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}_b) = \mathbf{M}_b \tag{2.15}$$

burada $\mathbf{I}$ atalet tensörünü, $\mathbf{M}_b$ ise gövde eksen takımında tanımlanan toplam moment vektörünü ifade etmektedir.

Bu çalışmada atalet sensörü, gövde eksen takımına göre simetrik olmayan ancak çapraz atalet terimi içeren klasik formda tanımlanmıştır:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{2.16}$$

Atalet momentleri I_x, I_y, I_z ve çapraz atalet terimi I_{xz}, X-Plane 11 benzetim ortamında tanımlanan kütle dağılımı ve geometrik özelliklere bağlı olarak benzetim tabanlı biçimde elde edilmiştir. X-Plane, bu parametreleri girilen geometri, yüzey alanları ve kütle konumlarını dikkate alan iç çözümleyicileri aracılığıyla hesaplamaktadır. Bu yaklaşım Laminar Research (2023) tarafından sunulan uçuş modeli dokümantasyonu ile uyumludur.

2.6.2.1 Eksik eyleyicili yapı ve kontrol girdileri

KİHA, yapısı gereği eksik eyleyicili bir sistemdir. Altı serbestlik derecesine sahip olmasına karşın yalnızca dört adet bağımsız kontrol girdisi bulunmaktadır.

$$\mathbf{u} = [\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r \quad T]^T \tag{2.17}$$

burada kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator) ve yön dümeni (rudder) sapma açılarını; $\delta_a \delta_e \delta_r T$ise motor itki komutunu temsil etmektedir. Bu yapı, eksenler arası dinamik etkileşimlerin kaçınılmaz olmasına yol açmakta ve özellikle yüksek hız ile yüksek hücum açısı koşullarında doğrusal olmayan etkilerin belirginleşmesine neden olmaktadır. Bu durum Bouabdallah vd. (2004) ve Beard ve McLain (2003) tarafından eksik eyleyicili hava aracı sistemleri bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu nedenle Newton–Euler tabanlı dinamik denklemler, kontrolcü tasarımında doğrudan kapalı formda bir çözüm sunmaktan ziyade; sistemin davranış sınırlarını anlamak, uygun çalışma noktalarını belirlemek ve bu noktalar etrafında elde edilen lineerleştirilmiş modellerin geçerliliğini değerlendirmek amacıyla kullanılmaktadır. Bu yaklaşım, modern uçuş kontrol tasarım süreçlerinde yaygın olarak benimsenmektedir.

2.7 Durum-Uzay Temsili ve Lineerleştirme Yaklaşımı

KİHA uçuş dinamiği, önceki alt bölümlerde sunulan Newton–Euler temelli doğrusal olmayan denklemler ile ifade edilmektedir. Bu denklemler, aerodinamik kuvvet ve momentlerin hız, tutum açıları ve kontrol girdilerine doğrusal olmayan biçimde bağlı olması nedeniyle genel durumda kapalı formda çözümü zor olan bir yapı sergilemektedir. Bununla birlikte uçuş kontrol sistemlerinin tasarımında yaygın olarak kullanılan PID ve LQR gibi yöntemler, doğrusal sistem varsayımına dayanmaktadır. Bu nedenle doğrusal olmayan uçuş dinamiğinin belirli çalışma noktaları etrafında lineerleştirilmesi, kontrol tasarımı açısından temel bir adım olarak kabul edilmektedir. Bu yaklaşım Stevens vd. (2015) tarafından sabit kanatlı hava araçları için standart bir yöntem olarak ele alınmıştır.

Bu çalışmada doğrusal olmayan uçuş dinamiği genel olarak

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{2.18}$$

şeklinde ifade edilmiştir. Burada durum vektörü

$$x = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \tag{2.19}$$

ve kontrol girdisi vektörü

$$u = [\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r \quad T]^T \tag{2.20}$$

olarak tanımlanmıştır. Bu tanım, KİHA'nın doğrusal ve açısal hareket bileşenlerini birlikte içeren tam bir 6-DoF durum-uzay temsilini kapsamaktadır.

Kontrolcü tasarımı için doğrusal bir model elde edebilmek amacıyla, sistem belirli bir trim uçuş durumu etrafında lineerleştirilmiştir. Trim durumu; sabit hız, sabit irtifa ve sıfıra yakın açısal ivmelerin sağlandığı kararlı bir uçuş noktası olarak tanımlanmaktadır. Bu noktada sistem dinamikleri, birinci mertebeden Taylor açılımı kullanılarak yaklaşık olarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilmektedir:

$$\dot{x} \approx A(x - x_0) + B(u - u_0) \tag{2.21}$$

Burada $\mathbf{x}_0$ ve $\mathbf{u}_0$ sırasıyla trim durum vektörünü ve trim kontrol girdilerini, $\mathbf{A}$ ve $\mathbf{B}$ matrisleri ise sistemin Jacobian türevlerinden elde edilen doğrusal durum-uzay katsayılarını temsil etmektedir. Bu lineerleştirme yaklaşımı Cook (2013), Etkin ve Reid (1996) tarafından sabit kanatlı hava araçlarının kontrol tasarımında yaygın olarak kullanılan bir yöntem olarak sunulmuştur.

Lineerleştirme işlemi sırasında, sabit kanatlı hava araçları için literatürde sıklıkla tercih edilen dinamik ayrıştırma yaklaşımı izlenmiştir. Özellikle tutum kontrolü problemlerinde, uzunlamasına ve yanal-yönel dinamiklerin birbirinden ayrıştırılması, kontrolcü tasarımını önemli ölçüde basitleştirmektedir. Bu bağlamda yunuslama ekseni (pitch) etrafındaki dinamikler ile yuvarlanma-sapma etkileşimleri ayrı alt

sistemler olarak ele alınabilmektedir. Bu yaklaşım Nelson (1998) tarafından klasik uçuş kontrol literatüründe ayrıntılı biçimde açıklanmıştır.

Bu tez kapsamında, lineerleştirilmiş model esas olarak iç döngü tutum kontrolünün tasarımında kullanılmıştır. Dış döngü yönlendirme problemleri ise doğrusal olmayan yapıları korunarak ele alınmış; böylece sistemin farklı görev fazları (kalkış, seyir ve dalış) arasındaki geçişlerinde daha gerçekçi bir davranış elde edilmesi hedeflenmiştir. Bu yaklaşım, çok-katmanlı kontrol mimarilerini esas alan modern sabit kanatlı İHA kontrol tasarımları ile uyumlu bir yapı sunmaktadır. Bu kontrol anlayışı Bouabdallah vd. (2004) tarafından çok döngülü hava aracı kontrol sistemleri bağlamında ele alınmıştır.

Özellikle terminal dalış fazında ortaya çıkan yüksek hız ve yüksek yunuslama açısı koşullarında, doğrusal modelin geçerlilik sınırlarının dikkatle değerlendirilmesi gerekmektedir. Bu nedenle lineerleştirilmiş model, yalnızca belirli uçuş rejimleri için geçerli bir yaklaşık temsil olarak kullanılmış; sistemin genel davranışı ve uçuş güvenliğine ilişkin değerlendirmeler doğrusal olmayan benzetim ortamı üzerinden gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşım Austin (2010) tarafından görev-odaklı İHA kontrol tasarımları için önerilen metodoloji ile örtüşmektedir.

2.8 X-Plane 11 Tabanlı Benzetim Modeli

Bu çalışmada kullanılan uçuş benzetim modeli, doğrudan teorik aerodinamik katsayıların tanımlandığı idealize edilmiş bir yapı yerine; referans bir platformdan türetilen geometrik ve kütlesel bilgilerin X-Plane 11 ortamına aktarılması esasına dayanmaktadır. Bu yaklaşımın temel amacı, uçuş kontrol yazılımının test edildiği benzetim ortamının, seçilen referans uçağın fiziksel yerleşimi, boyut oranları ve kütle dağılımı ile tutarlı bir sayısal temsil sunmasını sağlamaktır.

X-Plane 11 yazılımı, uçak dinamiğini kullanıcı tarafından tanımlanan geometri, kütle dağılımı ve kontrol yüzeyi yerleşimleri üzerinden hesaplamaktadır. Bu nedenle bu çalışmada yuvarlanma, yunuslama veya sapma momentleri doğrudan modele girilmemiştir. Bunun yerine referans platformdan elde edilen geometrik ve yapısal bilgiler, Plane Maker arayüzü kullanılarak sisteme aktarılmış; aerodinamik kuvvetler

ve bu kuvvetlere bağlı momentler X-Plane'in dahili çözümleyicisi tarafından otomatik olarak hesaplanmıştır. Bu yaklaşım Laminar Research (2023) tarafından sunulan X-Plane aerodinamik modelleme prensipleri ile uyumludur.

2.8.1 Referans Platform ve Temel Girdiler

Bu çalışmada referans olarak kullanılan Stork tipi sabit kanatlı insansız hava aracı platformuna ait teknik dokümanlar ve CAD verileri, ticari lisans kapsamındaki fikrî mülkiyet kısıtları nedeniyle doğrudan paylaşılmamıştır. Söz konusu dokümanlar yalnızca benzetim modelinin oluşturulması için gerekli olan temel geometrik ve kütlesel tasarım parametrelerinin türetilmesi amacıyla kullanılmıştır.

Bu kapsamda referans platformdan aşağıdaki temel tasarım bilgileri elde edilmiştir:

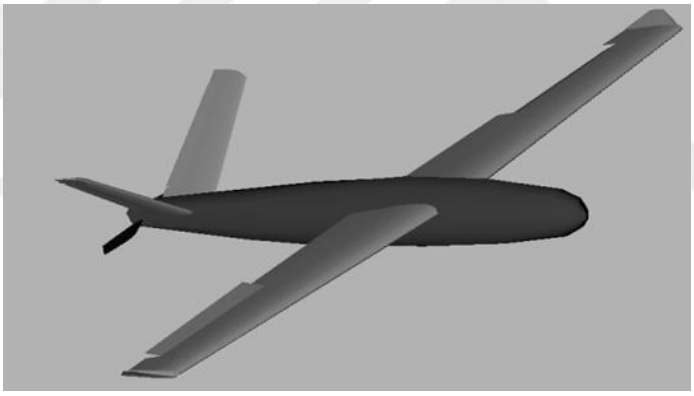
- Kanat açıklığı ve kanat alanı
- Gövde uzunluğu ve genel geometrik oranlar
- Yatay ve dikey stabilize yüzey boyutları
- Kanat–kuyruk moment kolları
- Ağırlık merkezi (CG) konumu
- Görev konfigürasyonuna bağlı toplam kütle aralığı

Elde edilen bu bilgiler, birebir kopyalama yaklaşımı yerine oran korunumu ve ölçekleme prensipleri esas alınarak mini KİHA platformu için yeniden düzenlenmiş ve X-Plane 11 benzetim modelinin temel girdileri hâline getirilmiştir. Bu yöntem, fikrî mülkiyet kısıtlarına uyum sağlarken, referans platformun uçuş karakteristiğini temsil edebilen tutarlı bir benzetim modelinin oluşturulmasına olanak tanımaktadır. Benzer bir yaklaşım Austin (2010) tarafından görev odaklı İHA benzetim modelleri için önerilmiştir.

2.8.2 X-plane 11 Ortamında Modelin Oluşturulması

Hazırlanan geometrik ve kütlesel veriler, X-Plane 11 yazılımının Plane Maker aracı kullanılarak benzetim ortamına aşağıdaki adımlar izlenerek aktarılmıştır. Kanat, yatay ve dikey stabilize yüzeyler ayrı bileşenler olarak tanımlanmış; her bir yüzey için açıklık, alan ve gövdeye göre konum bilgileri sisteme girilmiştir. Kanat profili olarak kısıtlar nedeniyle referans platform ile farklı olan, yaygın bir kanat profili NACA4412 profili kullanılmıştır.

Kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator) ve yön dümeni (rudder) kontrol yüzeyleri ilgili kanat ve kuyruk elemanları üzerine atanmış; maksimum ve minimum sapma açıları, uçuş kontrol yazılımında tanımlanan kontrolcü sınırları ile uyumlu olacak şekilde yapılandırılmıştır.



Şekil 2.2 X-Plane 11 Planemaker aracında tasarlanmış benzetim modeli

Tablo 2.1 Mini KİHA'ya ait X-Plane 11 tabanlı temel geometrik ve kütlesel parametreler

Parametre	**Sembol**	**Değer**	**Açıklama / Kaynak**
Kanat Açıklığı	b	1,62 m	STORK User Manual, General Aircraft Data
Kanat Alanı	S	0,31 m^2	Kanat alanı
Kanat Profili	-	NACA4412	Referans kanat profili
Gövde Uzunluğu	L	1,00 m	Burun–kuyruk arası
Toplam Kütle	m	1,4 – 3,1 kg	Görev konfigürasyonuna bağlı
Ağırlık Merkezi	x_{cg}	47 mm (kanat kökü hücum kenarından)	Longitudinal CG konumu
Kontrol Yüzeyleri Limitleri	$\delta_a, \delta_e, \delta_r$	±30°	X-Plane 11 ve kontrolcü sınırları

X-Plane 11 ortamında oluşturulan benzetim modeli Şekil 2.2'de gösterilmekte; modelin temelini oluşturan geometrik ve kütlesel parametreler ise Tablo 2.1'de özetlenmektedir.

3. KONTROL ve YÖNLENDİRME TASARIMI

Sabit kanatlı bir kamikaze insansız hava aracının görev profili boyunca kararlı, güvenilir ve öngörülebilir bir uçuş davranışı sergileyebilmesi amacıyla bu çalışmada basamaklı (cascaded) bir kontrol mimarisi benimsenmiştir. Bu mimari kapsamında, iç döngü tutum kontrolü için oransal–integral–türev (PID) ve doğrusal karesel regülatör (LQR) tabanlı yaklaşımlar değerlendirilmiş; dış döngüde ise ara hedef noktası takibi ve terminal dalış fazını kapsayan bir yönlendirme yapısı oluşturulmuştur. Basamaklı kontrol mimarileri, sabit kanatlı insansız hava araçlarında farklı dinamik zaman ölçeklerine sahip kontrol problemlerinin ayrıştırılmasına imkân tanıması nedeniyle literatürde yaygın olarak tercih edilmektedir. Bu yaklaşım Beard ve McLain (2012) tarafından sabit kanatlı hava araçları için temel bir kontrol mimarisi olarak ele alınmıştır.

3.1 Kontrol Probleminin Tanımı

Bu alt bölümde, sabit kanatlı bir kamikaze insansız hava aracının otonom görev profili boyunca karşılaşılan kontrol problemi teorik bir çerçevede ele alınmaktadır. Fırlatma sonrası kararlı uçuşun sağlanması, görev süresince önceden tanımlanmış bir rota üzerinde yönlendirme yapılması ve terminal dalış fazında hedefe yönelme gereksinimleri, birbirinden farklı dinamik davranışlar ve kontrol hedefleri doğurmaktadır. Bu nedenle kontrol problemi, tek bir çalışma noktası etrafında tanımlanan klasik bir yaklaşım yerine, uçuş fazlarına bağlı olarak değişen gereksinimler dikkate alınarak ele alınmıştır.

Sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçlarına özgü görev profilleri, klasik seyir uçuşlarına kıyasla daha geniş bir hız, tutum ve manevra zarfını kapsamaktadır. Özellikle terminal dalış fazında ortaya çıkan yüksek hızlar ve büyük tutum açıları, kontrol sistemi üzerinde ek dinamik gereksinimler oluşturmaktadır. Bu bağlamda kontrol probleminin tanımı; görev ve sistem özelliklerinin ortaya konulması, kontrol hedeflerinin belirlenmesi ve uçuş fazlarının açık biçimde ayrıştırılması üzerinden yapılandırılmıştır. Bu yaklaşım Beard ve McLain (2012) ile Stevens vd. (2015)

tarafından görev odaklı hava aracı kontrol problemleri bağlamında vurgulanmıştır. Takip eden alt başlıklarda bu unsurlar ayrıntılı olarak ele alınmaktadır.

3.1.1 Sistem ve Görev Tanımı

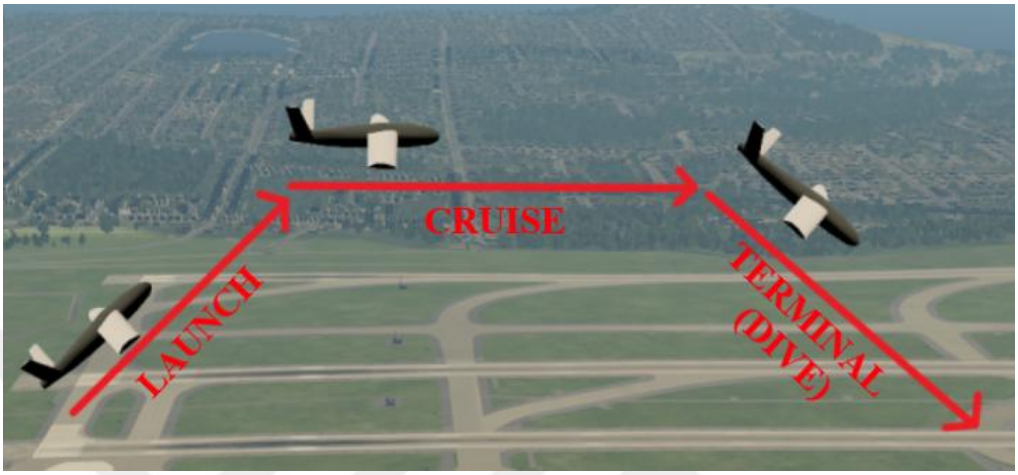
Bu tez kapsamında ele alınan KİHA'nın görev profili genel olarak üç ana uçuş fazından oluşmaktadır: kalkış, seyir ve dalış. Bu fazlar, hava aracının görev süresi boyunca sergilediği temel uçuş davranışlarını ve kontrol gereksinimlerini tanımlamaktadır.

Kalkış fazı, fırlatma sonrası hava aracının uçuşa elverişli koşullara ulaşmasını ve kararlı bir uçuş rejimine geçmesini kapsamaktadır. Bu fazda temel amaç, hava aracının güvenli bir irtifaya tırmanması ve görev için gerekli başlangıç koşullarının sağlanmasıdır. Kalkış fazı boyunca kontrol sistemi, özellikle tutum kararlılığı ve yeterli hava hızı kazanımına odaklanmaktadır.

Seyir fazında, hava aracı önceden tanımlanmış rota üzerinde ilerleyerek hedef bölgeye yönlendirilmektedir. Bu fazda uçuş, esas olarak belirlenen bir irtifa etrafında gerçekleştirilmekte olup, görev gereksinimlerine bağlı olarak rota segmentleri arasında sınırlı irtifa değişimleri uygulanabilmektedir. Seyir fazı, görev süresinin büyük bölümünü oluşturmakta ve yönlendirme performansının belirleyici olduğu aşama olarak öne çıkmaktadır. Bu fazda kontrol sistemi, enerji verimliliği, rota takip doğruluğu ve kararlı uçuş davranışının sürdürülmesi açısından kritik bir rol üstlenmektedir.

Terminal faz olan dalış fazı, hava aracının hedefe yönelik dalış manevrasını gerçekleştirdiği son aşamadır. Bu fazda temel amaç, hava aracının mevcut konumundan hedef noktasına doğru uygun bir dalış geometrisi ile yönlendirilmesidir. Dalış fazı, görev profilinin doğal bir parçası olarak ele alınmakta olup, bu faza geçiş ve faz süresince izlenen stratejiler yönlendirme problemine özgü ek gereksinimler doğurmaktadır. Özellikle bu fazda ortaya çıkan yüksek yunuslama açıları ve artan hızlar, kontrol sisteminin sınırlarını zorlayan koşullar oluşturmaktadır. Bu durum Cook (2013) tarafından sabit kanatlı hava araçlarının yüksek manevralı uçuş rejimleri bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Görev profiline ait uçuş fazları ve bu fazlar arasındaki genel ilişki kavramsal olarak Şekil 3.1'de gösterilmektedir. Bu gösterim, hava aracının görev süresince izlediği temel uçuş akışını ve uçuş fazları arasındaki sıralı yapıyı özetlemek amacıyla sunulmuştur.



Şekil 3.1 Sabit kanatlı kamikaze İHA görev profili: kalkış (launch), seyir (cruise) ve terminal fazları

3.1.2 Kontrol Hedefleri ve Kısıtlar

Sabit kanatlı bir kamikaze insansız hava aracının otonom görev profili boyunca kontrol edilmesinde temel amaç, hava aracının görev fazlarına uygun biçimde kararlı, güvenilir ve öngörülebilir bir uçuş davranışı sergilemesini sağlamaktır. Bu bağlamda kontrol problemi, hem yönelim (tutum) düzeyinde hem de yörünge ve görev düzeyinde tanımlanan kontrol hedeflerinin eş zamanlı olarak karşılanmasını gerektirmektedir.

Kontrol hedefleri genel olarak üç ana başlık altında ele alınmaktadır. İlk olarak, hava aracının tüm görev fazları boyunca tutumunun kararlı bir biçimde kontrol edilmesi hedeflenmektedir. Bu hedef; ani manevraların bastırılması, istenmeyen salınımların önlenmesi ve kumanda girdilerine tutarlı, tekrarlanabilir bir dinamik yanıt elde edilmesini kapsamaktadır. İkinci olarak, hava aracının görev profiline uygun yönlendirme referanslarını doğru ve kesintisiz bir biçimde takip edebilmesi amaçlanmaktadır. Bu hedef, özellikle seyir fazında rota takibi doğruluğu ve terminal dalış fazında hedefe yönelim hassasiyeti açısından belirleyici bir rol oynamaktadır. Son olarak, görev süresi boyunca uçuşun güvenli sınırlar içerisinde tutulması, kontrol hedeflerinin ayrılmaz bir parçası olarak ele alınmaktadır.

Kontrol probleminin tanımlanmasında çeşitli fiziksel ve yapısal kısıtlar da dikkate alınmaktadır. Sabit kanatlı hava araçlarının aerodinamik ve mekanik yapıları gereği, aileron, elevator ve rudder gibi kontrol yüzeylerinin sapma açıları sınırlıdır. Benzer şekilde, aşırı tutum açıları, yüksek açısal hızlar ve ani manevralar uçuş kararlılığını olumsuz yönde etkileyebileceğinden, kontrol komutlarının belirli sınırlar içerisinde tutulması gerekmektedir. Bunun yanı sıra görev profiline özgü olarak, terminal dalış fazında daha agresif manevralara izin verilirken, kalkış ve seyir fazlarında daha yumuşak ve kararlı bir uçuş davranışı tercih edilmektedir. Bu yaklaşım Cook (2013) ile Stevens vd. (2015) tarafından görev fazlarına bağlı kontrol kısıtlarının tanımlanması bağlamında vurgulanmıştır.

Bu çalışmada kontrol hedefleri ve kısıtlar, görev profiline bağlı olarak değişen uçuş gereksinimlerini karşılayacak şekilde teorik bir çerçevede tanımlanmıştır. Geliştirilen kontrol algoritmalarının bu hedefleri ne ölçüde sağladığı ve tanımlanan kısıtlar altında nasıl bir performans sergilediği, ilerleyen bölümlerde ayrıntılı olarak değerlendirilecektir.

3.2 Basamaklı Kontrol Mimarisi,

Sabit kanatlı hava araçlarının kontrolünde, görev süresince farklı dinamik davranışlar ve kontrol gereksinimleri ortaya çıkmaktadır. Tutum kararlılığının sağlanması, yönlendirme referanslarının takip edilmesi ve görev fazlarına bağlı olarak değişen uçuş gereksinimlerinin karşılanması, tek bir kontrol katmanı ile ele alındığında tasarım, ayar ve kararlılık açısından önemli zorluklara yol açabilmektedir. Bu nedenle literatürde ve uygulamada kontrol probleminin basamaklı (cascaded) bir yapı içerisinde ele alınması yaygın bir yaklaşım olarak benimsenmiştir. Bu mimari, Beard ve McLain (2012) ile Stevens vd. (2015) tarafından sabit kanatlı insansız hava araçları için temel bir kontrol yapısı olarak ele alınmaktadır.

Basamaklı kontrol mimarisi, farklı seviyelerde tanımlanan kontrol hedeflerinin ayrıştırılmasına ve her bir kontrol döngüsünün kendi dinamik zaman ölçeğinde ele alınmasına olanak tanımaktadır. Bu yapı sayesinde, hızlı dinamiklere sahip iç döngü tutum kontrol problemleri ile daha yavaş değişen yönlendirme ve görev düzeyi

gereksinimleri birbirinden ayrılarak daha düzenli, ayarlanabilir ve öngörülebilir bir kontrol yapısı elde edilmektedir. İç döngülerde yüksek bant genişliği ve hızlı tepki hedeflenirken, dış döngülerde daha yumuşak ve görev odaklı bir kontrol davranışı sağlanmaktadır.

Bu bölümde, basamaklı kontrol mimarisinin temel prensipleri ve bu tez kapsamında benimsenen yaklaşım teorik bir çerçevede açıklanmaktadır. Takip eden alt bölümlerde, iç döngü tutum kontrolü için kullanılan PID ve LQR tabanlı yöntemler ile dış döngü yönlendirme yapısının ayrıntıları sunulacaktır.

3.2.1 İç ve Dış Döngü Ayrımı

Basamaklı kontrol mimarisinde kontrol problemi, farklı seviyelerde ele alınarak her bir kontrol döngüsünün belirli bir amaca odaklanması sağlanmaktadır. Bu yaklaşımda temel ayrım, iç döngü ve dış döngü kontrol yapıları arasında yapılmaktadır. İç ve dış döngülerin bu şekilde ayrıştırılması, kontrol probleminin karmaşıklığını azaltmakta; tasarım, ayarlama ve doğrulama süreçlerini daha yönetilebilir hâle getirmektedir. Bu yapı, sabit kanatlı hava araçlarının kontrolünde yaygın olarak kullanılan bir mimari yaklaşım olup Beard ve McLain (2012) ile Stevens vd. (2015) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

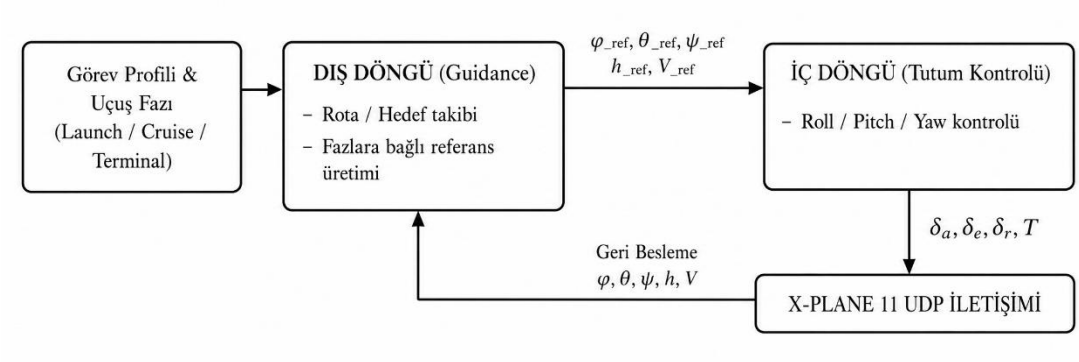
İç döngü, hava aracının tutum dinamikleri ile doğrudan ilişkili olup yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenlerinde kararlı bir uçuş davranışının sağlanmasını hedeflemektedir. Bu döngüde temel amaç, hava aracının yöneliminin istenen referanslara hızlı, sönümlü ve kararlı bir biçimde ulaştırılmasıdır. İç döngü kontrolü, ani bozuculara karşı dayanıklılık sağlamakta ve hava aracının temel uçuş kararlılığını garanti altına almaktadır. Bu nedenle iç döngü, genellikle yüksek bant genişliğine sahip kontrolcü yapıları ile tasarlanmakta ve aktüatörlere doğrudan etki eden kumanda sinyallerini üretmektedir.

Dış döngü ise görev profiline bağlı yönlendirme gereksinimlerini ele almaktadır. Bu döngüde rota takibi, hedef yönelimi ve uçuş fazlarına bağlı referans üretimi gibi daha üst seviye kontrol hedefleri tanımlanmaktadır. Dış döngü tarafından üretilen tutum veya hız referansları, iç döngüye giriş olarak verilmekte ve böylece hava aracının

istenen görev davranışını sergilemesi sağlanmaktadır. Bu yapı sayesinde yönlendirme problemleri doğrudan aktüatör seviyesinde ele alınmak yerine, tutum kontrolü üzerinden dolaylı ve daha kararlı bir biçimde gerçekleştirilmektedir.

İç ve dış döngülerin bu şekilde ayrıştırılması, kontrol sisteminin hem kararlılığını hem de esnekliğini artırmaktadır. Ayrıca her bir döngünün kendi kontrol hedefleri, varsayımları ve dinamik zaman ölçekleri çerçevesinde tasarlanabilmesi, PID ve LQR gibi farklı kontrol yöntemlerinin aynı mimari içerisinde birlikte kullanılmasına olanak tanımaktadır. Bu yaklaşım, çok-katmanlı kontrol mimarilerinin temelini oluşturmakta ve modern insansız hava aracı kontrol sistemlerinde yaygın olarak tercih edilmektedir.

Basamaklı kontrol mimarisinin genel yapısı ile iç ve dış döngüler arasındaki bilgi akışı kavramsal olarak Şekil 3.2'de gösterilmektedir. Bu gösterim, kontrol sinyallerinin görev düzeyinden aktüatör seviyesine kadar olan akışını özetlemek amacıyla sunulmuştur.



Şekil 3.2 Döngü tutum kontrolü

3.2.2 Zaman Ölçekleri ve Kontrol Sinyalleri

Sabit kanatlı hava araçlarında kontrol problemi, görev süresince ortaya çıkan farklı dinamik davranışlar nedeniyle tek bir zaman ölçeğinde ele alınması güç bir yapı sergilemektedir. Tutum dinamikleri kısa zaman aralıklarında hızlı değişimler gösterirken, yönlendirme ve görev seviyesi gereksinimleri görece daha yavaş bir karaktere sahiptir. Bu durum, kontrol probleminin farklı zaman ölçeklerinde değerlendirilmesini gerekli kılmaktadır.

Basamaklı kontrol yaklaşımında bu farklılık, kontrol seviyelerinin zaman ölçeklerine göre ayrıştırılması ile ele alınmaktadır. Alt seviyelerde yer alan kontrol yapıları, hızlı değişen dinamikleri bastırmaya ve hava aracının anlık tutum kararlılığını sağlamaya odaklanırken; üst seviyelerde yer alan kontrol yapıları, daha yavaş değişen yönlendirme ve görev gereksinimlerini karşılamayı hedeflemektedir. Böylece her bir kontrol seviyesi, kendi dinamik özelliklerine uygun varsayımlar altında bağımsız olarak tasarlanabilmektedir.

Bu ayrım sayesinde, üst seviye kontrol birimleri tarafından üretilen referanslar, alt seviye kontrol döngülerinin takip edebileceği biçimde yapılandırılmakta ve kontrol probleminin genel karmaşıklığı azaltılmaktadır. Kontrol seviyeleri arasındaki bu hiyerarşik ilişki, hem sistem kararlılığının korunmasına hem de kontrol tasarımının modüler ve genişletilebilir bir yapıda ele alınmasına olanak tanımaktadır. Bu yaklaşım Stevens vd. (2015) tarafından çok-katmanlı hava aracı kontrol mimarileri bağlamında vurgulanmıştır.

3.3 PID Tabanlı Tutum Kontrolü

Basamaklı kontrol mimarisi içerisinde iç döngü tutum kontrolü, hava aracının temel uçuş kararlılığını sağlayan en kritik kontrol katmanını oluşturmaktadır. Bu katmanda amaç, yönlendirme algoritmaları tarafından üretilen referansların, aktüatör sınırları ve hava aracı dinamikleri dikkate alınarak hızlı, kararlı ve öngörülebilir bir biçimde takip edilmesidir. İç döngü kontrol yapısının başarımı, dış döngü yönlendirme performansını doğrudan etkilemekte; bu nedenle iç döngü kontrolcüsünün hem hesaplama açısından verimli hem de gerçek zamanlı uygulamalara uygun olması gerekmektedir.

Bu çalışmada iç döngü tutum kontrolü için, gömülü sistemlerde yaygın olarak kullanılan oransal–integral–türev (PID) kontrol yaklaşımı benimsenmiştir. PID kontrol, referans ile ölçülen sistem çıktısı arasındaki hataya dayalı yapısı sayesinde, geçici rejim davranışının iyileştirilmesine ve kararlı durum hatasının azaltılmasına olanak tanımaktadır. Bu yaklaşım Åström ve Hägglund (2006) ile Franklin vd. (2015) tarafından klasik ve modern kontrol literatüründe ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Basamaklı kontrol mimarisinde iç döngü tutum kontrolü, sabit kanatlı insansız hava aracının yuvarlanma (roll, ϕ), yunuslama (pitch, θ) ve sapma (yaw, ψ) eksenlerindeki yönelim hareketlerinin kararlı bir şekilde kontrol edilmesini amaçlamaktadır. Bu eksenlerdeki tutum dinamikleri, hava aracının aerodinamik kararlılığı ve yönlendirme performansı üzerinde doğrudan etkili olduğundan, iç döngü kontrol yapısının hızlı, öngörülebilir ve ayarlanabilir bir karaktere sahip olması gerekmektedir.

Bu çalışmada her bir tutum ekseni, kendi dinamik özellikleri dikkate alınarak bağımsız bir PID kontrolcü ile ele alınmıştır. Her bir eksen için hata sinyali aşağıdaki şekilde tanımlanmaktadır:

$$e_i(t) = r_i(t) - y_i(t), i \in \{\phi, \theta, \psi\} \tag{3.1}$$

Burada $r_i(t)$ilgili eksen için referans tutum açısını, $y_i(t)$ise ölçülen tutum açısını ifade etmektedir. Sürekli zaman alanında PID kontrol yasası aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$u_i(t) = K_{p,i}e_i(t) + K_{i,i}\int_0^t e_i(\tau)\,d\tau + K_{d,i}\frac{de_i(t)}{dt} \tag{3.2}$$

Bu ifadede $u_i(t)$ ilgili eksende üretilen kontrol girdisini; $K_{p,i}$, $K_{i,i}$ ve $K_{d,i}$ sırasıyla oransal, integral ve türev kazançlarını temsil etmektedir.

Oransal terim hata büyüklüğüne doğrudan tepki vererek sistemin referansa yönelmesini sağlarken, integral terim sabit bozucular ve model belirsizlikleri nedeniyle oluşabilecek kalıcı durum hatalarının giderilmesine katkı sunmaktadır. Türev terim ise hata değişim hızını dikkate alarak sistemin sönüm oranını artırmakta ve aşırı salınımların bastırılmasına yardımcı olmaktadır. Bu üç bileşenin birlikte kullanılması, tutum kontrolünde tepki hızı ile kararlılık arasında dengeli bir yapı kurulmasını mümkün kılmaktadır.

Gerçek zamanlı gömülü sistemlerde PID kontrol yasası ayrık zaman biçiminde uygulanmaktadır. Örnekleme aralığı T_s olmak üzere integral ve türev terimleri aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$I_i[k] = I_i[k-1] + T_s\, e_i[k] \tag{3.3}$$

$$D_i[k] = \frac{e_i[k] - e_i[k-1]}{T_s} \tag{3.4}$$

Buna bağlı olarak ayrık zaman PID kontrol yasası:

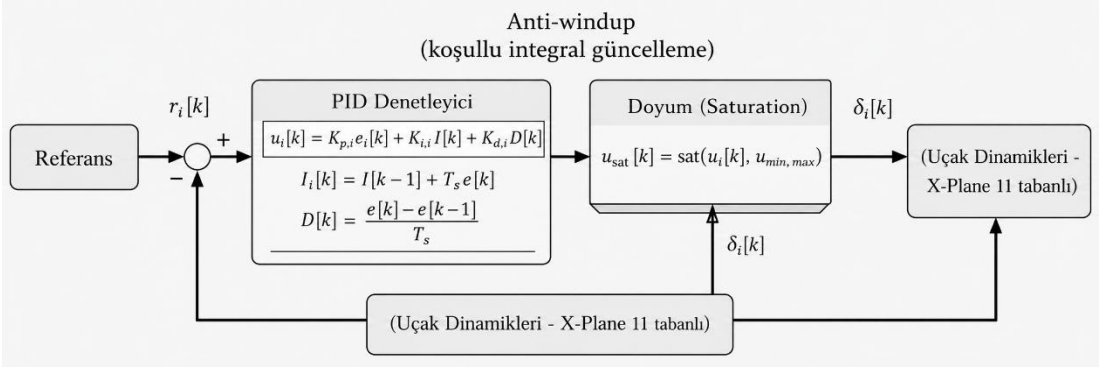
$$u_i[k] = K_{p,i} e_i[k] + K_{i,i} I_i[k] + K_{d,i} D_i[k] \tag{3.5}$$

şeklinde elde edilmektedir. Bu formülasyon, her bir tutum ekseni için PID kontrolcünün sayısal ortamda etkin ve hesaplama açısından verimli bir biçimde uygulanmasına olanak tanımaktadır.

Uygulamada kontrol girdileri, fiziksel aktüatör sınırları nedeniyle belirli aralıklarla sınırlandırılmaktadır. Bu nedenle PID kontrol çıktıları doyum işlemine tabi tutulmaktadır. Doyum koşullarının kontrol performansı üzerindeki olumsuz etkilerini azaltmak amacıyla, integral teriminin kontrolsüz büyümesini engelleyen integral birikimi önleme yaklaşımları kullanılmaktadır. Bu çalışmada, doyum durumlarında integral teriminin koşullu olarak güncellenmesine dayanan basit ve etkin bir integral birikimi önleme yöntemi benimsenmiştir. İntegral birikimi önleme yaklaşımları Franklin vd. (2015) tarafından klasik kontrol problemleri bağlamında ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Sonuç olarak PID tabanlı tutum kontrolü, basamaklı kontrol mimarisi içerisinde iç döngü kontrolü için sezgisel, hesaplama açısından verimli ve kararlı bir çözüm sunmaktadır. Bununla birlikte, sistem dinamiklerinin doğrusal olmayan yapısı ve görev fazlarına bağlı olarak değişen gereksinimler, alternatif kontrol yöntemlerinin de değerlendirilmesini gerekli kılmaktadır. Bu bağlamda bir sonraki bölümde, iç döngü tutum kontrolü için LQR tabanlı yaklaşım ele alınacaktır.

PID tabanlı iç döngü tutum kontrol yapısı kavramsal olarak Şekil 3.3'te gösterilmektedir.



Şekil 3.3 PID tabanlı iç döngü tutum kontrol yapısının basamaklı kontrol mimarisi içerisindeki konumu

3.3.1 Komut Sınırlamaları ve İntegral Birikimi Önleme Mekanizması

Gerçek sistemlerde kontrol yüzeyleri ve aktüatörler fiziksel sınırlara sahiptir. Bu nedenle tutum kontrolü kapsamında üretilen kontrol girdilerinin belirli sınırlar içerisinde tutulması gerekmektedir. Kontrol komutlarının bu sınırların dışına çıkması durumunda, aktüatörler doyuma girer ve kontrolcünün hesapladığı komutlar fiziksel olarak uygulanamaz.

Bu çalışmada, her bir tutum ekseni için üretilen kontrol girdisi $u_i[k]$, aşağıdaki doyum işlemi ile sınırlandırılmaktadır:

$$u_{i,\text{sat}}[k] = \text{clip}(u_i[k],\, u_{i,\text{min}}\,,\, u_{i,\text{max}}\,) \tag{3.6}$$

Burada $u_{i,\text{min}}$ ve $u_{i,\text{max}}$, ilgili eksende kontrol yüzeyinin izin verilen minimum ve maksimum sapma değerlerini ifade etmektedir. Doyum işlemi, kontrol komutlarının fiziksel olarak uygulanabilir sınırlar içerisinde kalmasını garanti altına almaktadır.

PID kontrolcülerinde doyum durumunda ortaya çıkan ve integral teriminin kontrolsüz biçimde büyümesine neden olan integral birikimi olgusu, klasik PID kontrol literatüründe iyi bilinen bir problem olup, Åström ve Hägglund (2006) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır. Bu çalışmada integral teriminin koşullu olarak güncellenmesine dayanan basit ve hesaplama açısından verimli bir integral birikimi önleme mekanizması benimsenmiştir. Buna göre integral terimi, kontrol çıktısının doyuma girmediği veya hatanın doyumu azaltıcı yönde olduğu durumlarda

güncellenmekte; doyum koşullarında ise integral teriminin büyümesi engellenmektedir. Bu mekanizma matematiksel olarak aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$I_i[k] = \begin{cases} I_i[k-1] + T_s\, e_i[k], & \text{eğer } u_i[k] = u_{i,\mathrm{sat}}[k] \\ I_i[k-1], & \text{eğer } u_i[k] \neq u_{i,\mathrm{sat}}[k] \text{ ve } e_i[k]\; u_i[k] > 0 \end{cases} \tag{3.7}$$

Bu koşul, integral teriminin yalnızca kontrol hatasının doyumu azaltıcı yönde olduğu durumlarda güncellenmesine izin vermektedir. Böylece integral teriminin doyumu artıracak şekilde birikmesi engellenmekte ve kontrolcünün doyumdan çıktıktan sonraki toparlanma davranışı iyileştirilmektedir.

Buna ek olarak, kontrol yüzeylerine uygulanan komutların ani değişimler göstermesi, mekanik zorlanmalara ve istenmeyen dinamik etkilere yol açabilmektedir. Bu nedenle kontrol komutlarının zamana bağlı değişim hızı da sınırlandırılmıştır. Komut değişim hızı sınırlaması aşağıdaki şekilde tanımlanmıştır:

$$u_{i,\mathrm{rate}}[k] = \mathrm{clip}(u_{i,\mathrm{sat}}[k] - u_{i,\mathrm{rate}}[k-1],\ -\Delta u_{\max},\ \Delta u_{\max}) \tag{3.8}$$

Bu işlem, kontrol girdilerinin ardışık örnekler arasında aşırı hızlı değişmesini engelleyerek daha yumuşak, güvenli ve fiziksel olarak uygulanabilir bir tutum kontrol davranışı elde edilmesini sağlamaktadır.

Sonuç olarak, kontrol komutlarının doyuma tabi tutulması, integral birikimi etkisinin azaltılması ve komut değişim hızının sınırlandırılması; PID tabanlı tutum kontrolünün gerçekçi, güvenli ve kararlı bir şekilde uygulanabilmesi açısından kritik öneme sahiptir. Bu mekanizmalar, görev fazları boyunca sistem kararlılığının korunmasına doğrudan katkı sağlamaktadır.

3.4 LQR Tabanlı Tutum Kontrolü

PID tabanlı tutum kontrolü, sezgisel yapısı ve pratik uygulanabilirliği sayesinde sabit kanatlı insansız hava araçlarında yaygın olarak kullanılmakla birlikte, sistem dinamiklerinin daha sistematik bir biçimde ele alınmasını gerektiren görev profilleri için optimal kontrol yaklaşımları önemli bir alternatif oluşturmaktadır. Bu bağlamda LQR, durum geri beslemeli yapısı ve performans ölçütlerinin açık biçimde tanımlanabilmesi sayesinde literatürde sıklıkla tercih edilen bir yöntemdir. Sabit kanatlı hava araçlarının tutum kontrolünde LQR yöntemi, Anderson ve Moore (1990) ile Stevens vd. (2015) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmış; doğrusal modellenmiş tutum dinamikleri üzerinde etkin sonuçlar sunduğu gösterilmiştir.

Bu tez kapsamında LQR tabanlı tutum kontrolü, basamaklı kontrol mimarisi içerisinde iç döngü kontrol yapısı olarak ele alınmış ve PID tabanlı yaklaşımla karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir. LQR tasarımında, hava aracının belirli bir trim uçuş durumu etrafında lineerleştirilmiş tutum dinamikleri esas alınarak optimal geri besleme kazançları elde edilmiştir.

3.4.1 Tutum Dinamiklerinin Lineer Durum-Uzayı Gösterimi

Sabit kanatlı insansız hava araçlarının tutum dinamikleri, genel olarak doğrusal olmayan diferansiyel denklemler ile tanımlanmaktadır. Ancak modern optimal kontrol yöntemlerinin uygulanabilmesi için bu dinamiklerin belirli bir çalışma noktası (trim durumu) etrafında lineerleştirilmesi yaygın olarak tercih edilen bir yaklaşımdır. Bu çalışmada LQR tabanlı tutum kontrolü tasarlanırken, hava aracının kararlı bir uçuş rejimi etrafında lineerleştirilmiş tutum dinamikleri esas alınmıştır.

Tutum kontrolü kapsamında roll ve pitch eksenleri, ilgili açısal hız dinamikleri ile birlikte ikinci dereceden sistemler olarak ele alınmıştır. Bu nedenle her bir eksen için durum vektörü, ilgili tutum açısı ve açısal hız bileşenlerini içerecek şekilde tanımlanmıştır. Yuvarlanma ekseni (roll) için durum vektörü aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir:

$$\mathbf{x}_{\phi} = \begin{bmatrix} \phi \\ p \end{bmatrix} \tag{3.9}$$

Burada ϕ, yuvarlanma açısını; $p$ise yuvarlanma açısal hızını temsil etmektedir. Benzer şekilde yunuslama ekseni (pitch) için durum vektörü:

$$\mathbf{x}_{\theta} = \begin{bmatrix} \theta \\ q \end{bmatrix} \tag{3.10}$$

şeklinde tanımlanmıştır. Bu ifadede θ, yunuslama açısını; q ise yunuslama açısal hızını göstermektedir.

Lineerleştirilmiş tutum dinamikleri, genel durum-uzayı formunda aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\,\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\,\mathbf{u}(t) \tag{3.11}$$

Burada $\mathbf{x}(t)$durum vektörünü, $\mathbf{u}(t)$kontrol girdisini, $\mathbf{A}$sistem dinamik matrisini ve $\mathbf{B}$kontrol etki matrisini ifade etmektedir. Yuvarlanma ekseni (roll) için kontrol girdisi kanatçık (aileron) sapması, yunuslama ekseni (pitch) için ise irtifa dümeni (elevator) sapması olarak tanımlanmıştır.

Sistem matrisleri $\mathbf{A}$ ve $\mathbf{B}$, hava aracının aerodinamik özelliklerine, kütle–atâlet parametrelerine ve seçilen trim uçuş koşullarına bağlıdır. Bu matrisler, küçük açı varsayımı altında ve yüksek frekanslı dinamiklerin ihmal edildiği bir yaklaşım kullanılarak elde edilmiştir. Böylece iç döngü tutum kontrolü için yeterli doğrulukta, ancak hesaplama açısından sade bir lineer model oluşturulmuştur.

Elde edilen lineer durum-uzayı modeli, tutum kontrolü için optimal kontrol probleminin formüle edilmesine olanak tanımaktadır. Özellikle kontrol performansı ile kontrol eforu arasında sistematik bir denge kurmayı amaçlayan LQR yaklaşımı, bu model üzerinden tanımlanan bir maliyet fonksiyonu aracılığıyla uygulanmaktadır. Bir sonraki alt bölümde, LQR maliyet fonksiyonu ve optimal kontrol probleminin matematiksel çerçevesi ayrıntılı olarak ele alınacaktır.

3.4.2 LQR Maliyet Fonksiyonu ve Optimal Kontrol Problemi

Lineer durum-uzayı modeli kullanılarak tutum kontrolü için optimal bir geri besleme kontrol yasası elde edilebilmesi amacıyla LQR yaklaşımı benimsenmiştir. LQR yöntemi, sistem durumlarının istenen değerlere yakın tutulması ile kontrol girdilerinin büyüklüğü arasında dengeli bir çözüm üretmeyi hedefleyen klasik bir optimal kontrol problemine dayanmaktadır. Bu yaklaşım, optimal kontrol literatüründe Anderson ve Moore (1990) ile Lewis vd. (2012) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Bu yaklaşımda optimal kontrol problemi, aşağıdaki sürekli zaman maliyet fonksiyonunun minimize edilmesi olarak tanımlanır:

$$J = \int_0^\infty (\mathbf{x}^T(t)\,\mathbf{Q}\,\mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t)\,\mathbf{R}\,\mathbf{u}(t))\,dt \tag{3.12}$$

Burada $x(t)$ sistemin durum vektörünü, $u(t)$ ise kontrol girdisini ifade etmektedir. Q matrisi, durum değişkenlerinin maliyet fonksiyonu üzerindeki göreli ağırlıklarını belirleyen simetrik ve pozitif yarı tanımlı bir matris; R matrisi ise kontrol girdilerine uygulanan cezayı temsil eden simetrik ve pozitif tanımlı bir matristir.

Maliyet fonksiyonunda yer alan Q matrisi aracılığıyla tutum açıları ve açısal hızların kontrol performansı üzerindeki göreli önemi ayarlanabilmektedir. Benzer şekilde R matrisi, kontrol yüzeylerinin aşırı kullanımını sınırlandırarak daha yumuşak ve fiziksel olarak uygulanabilir bir kontrol davranışı elde edilmesini sağlamaktadır. Bu yapı sayesinde, hızlı tepki ile düşük kontrol eforu arasında sistematik bir denge kurulabilmektedir.

Tanımlanan maliyet fonksiyonu, aşağıdaki doğrusal sistem dinamikleri ile birlikte ele alındığında:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \tag{3.13}$$

Burada $x(t)$ sistemin durum vektörünü, $u(t)$ ise kontrol girdisini ifade etmektedir.

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t) \tag{3.14}$$

Burada Kgeri besleme kazanç matrisi, sistem dinamikleri ile maliyet fonksiyonunda tanımlanan Qve Rmatrislerine bağlı olarak belirlenmektedir.

LQR yaklaşımının önemli avantajlarından biri, seçilen Qve Rmatrisleri aracılığıyla kapalı çevrim sistem dinamiklerinin sistematik biçimde şekillendirilebilmesidir. Uygun koşullar altında elde edilen LQR çözümü, kapalı çevrim sistemin kararlı olacak şekilde tasarlanmasını desteklemektedir. Bu özellik, özellikle yüksek dinamikli tutum hareketlerinin kontrol edildiği sabit kanatlı hava araçları için önemli bir avantaj sunmaktadır (Anderson ve Moore, 1990; Lewis vd., 2012).

Bu çalışmada LQR maliyet fonksiyonu, tutum açıları ve açısal hızların görev fazları boyunca istenen sınırlar içerisinde tutulmasını sağlayacak şekilde yapılandırılmıştır. Ağırlık matrislerinin seçimi ve bu seçimin kontrol performansı üzerindeki etkileri, ilerleyen bölümlerde gerçekleştirilen benzetim çalışmaları üzerinden ayrıntılı olarak değerlendirilecektir. Bir sonraki alt bölümde, optimal geri besleme kazançlarının elde edilmesinde kullanılan Riccati denklemi ve çözüm süreci ele alınacaktır.

3.4.3 Cebirsel Riccati Denklemi ve Geri Besleme Kazancının Elde Edilmesi

Bir önceki alt bölümde tanımlanan doğrusal karesel regülatör probleminde, optimal geri besleme kazançlarının elde edilmesi cebirsel Riccati denkleminin çözümüne dayanmaktadır. Lineer durum-uzayı modeli ile tanımlanan sistem dinamikleri ve maliyet fonksiyonu birlikte ele alındığında, optimal kontrol yasasının belirlenmesi için sürekli zaman cebirsel Riccati denklemi çözülmektedir. Bu yaklaşım, optimal kontrol literatüründe Anderson ve Moore (1990) ile Lewis vd. (2012) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Sürekli zaman cebirsel Riccati denklemi aşağıdaki şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{A}^{\boldsymbol{T}}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-\mathbf{1}}\mathbf{B}^{\boldsymbol{T}}\mathbf{P} + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \tag{3.15}$$

Bu ifadede P, simetrik ve pozitif tanımlı Riccati çözüm matrisini temsil etmektedir. Pmatrisinin varlığı ve tekilliği; sistemin denetlenebilir (stabilizable) olması ve maliyet fonksiyonunda kullanılan Q ve R matrislerinin uygun şekilde seçilmesi koşullarına bağlıdır (Anderson ve Moore, 1990; Lewis vd., 2012).

Cebirsel Riccati denkleminin çözülmesiyle elde edilen Pmatrisi kullanılarak optimal durum geri besleme kazanç matrisi aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^{T}\mathbf{P} \tag{3.16}$$

Bu kazanç matrisi, kontrol yasasında

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{x}(t) \tag{3.17}$$

şeklinde kullanılmakta olup, sistem durumlarının maliyet fonksiyonu tarafından tanımlanan ağırlıklar doğrultusunda bastırılmasını sağlamaktadır.

Tutum kontrolü kapsamında roll ve pitch eksenleri için elde edilen geri besleme kazançları, her bir eksenin dinamik özellikleri dikkate alınarak ayrı ayrı belirlenmiştir. Bu yaklaşım, eksenler arası bağlaşımın iç döngü tutum kontrolü açısından sınırlı olduğu varsayımına dayanmaktadır. Böylece her bir eksen için düşük boyutlu ve hesaplama açısından verimli bir optimal kontrol problemi çözülmüştür.

Elde edilen LQR kazançları ile kapalı çevrim sistem dinamikleri:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = (\mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{K})\mathbf{x}(t) \tag{3.18}$$

şeklinde ifade edilebilir. Uygun koşullar altında, bu kapalı çevrim sistemin özdeğerleri sol yarı karmaşık düzlemde yer almakta ve sistemin asimptotik olarak kararlı olacak biçimde tasarlanmasına olanak sağlamaktadır. Bu özellik, özellikle yüksek manevra gerektiren görev fazlarında tutum kararlılığının korunması açısından önemli bir avantaj sunmaktadır (Anderson ve Moore, 1990; Lewis vd., 2012).

Bu çalışmada LQR kazançlarının hesaplanmasında kullanılan Qve Rmatrisleri, tutum açıları ve açısal hızlar üzerindeki göreli önemi yansıtacak şekilde seçilmiştir. Elde edilen kazançların sayısal değerleri ve bu kazançların görev profiline bağlı kontrol performansı üzerindeki etkileri, ilerleyen bölümlerde sunulan benzetim ve HIL sonuçları üzerinden değerlendirilecektir. Bir sonraki alt bölümde, LQR tabanlı kontrol yasasının referans takibi amacıyla nasıl genişletildiği ele alınacaktır.

3.4.4 LQR ile Referans Takibi ve Referans Değer İzleme

Standart LQR formülasyonu, sistem durumlarının sıfır denge noktası etrafında regülasyonunu hedefleyen bir kontrol yasası üretmektedir. Ancak tutum kontrolü probleminde amaç, sistemin yalnızca denge noktasına yönelmesi değil; görev fazlarına bağlı olarak değişen referans tutum açılarını kararlı ve öngörülebilir bir biçimde takip edebilmesidir. Bu nedenle LQR tabanlı kontrol yapısı, referans takibini mümkün kılacak şekilde genişletilmiştir. Bu yaklaşım, sabit kanatlı hava araçlarının tutum kontrolü literatüründe yaygın olarak kullanılan bir yöntem olup Stevens vd. (2015) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

Referans takibi problemi kapsamında, her bir tutum ekseni için istenen referans durum vektörü aşağıdaki şekilde tanımlanmaktadır. Yuvarlanma ekseni (roll) için:

$$\mathbf{x}_{\phi,\mathrm{ref}} = \begin{bmatrix} \phi_{\mathrm{ref}} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.19}$$

Yunuslama ekseni (pitch) için ise:

$$\mathbf{x}_{\theta,\mathrm{ref}} = \begin{bmatrix} \theta_{\mathrm{ref}} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.20}$$

Bu tanımlamada referans açısal hızlar sıfır kabul edilmekte olup, sistemin istenen tutum açısına sönümlü ve kararlı bir şekilde yerleşmesi hedeflenmektedir. Bu varsayım, iç döngü tutum kontrolünün temel amacı olan yönelim kararlılığının sağlanması açısından uygun bir yaklaşım sunmaktadır.

Referans takibi için durum hatası, gerçek durum vektörü ile referans durum vektörü arasındaki fark olarak tanımlanır:

$$\tilde{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_{\text{ref}}(t) \tag{3.21}$$

Bu hata vektörü kullanılarak LQR kontrol yasası aşağıdaki biçimde yeniden düzenlenmektedir:

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}\,\tilde{\mathbf{x}}(t) \tag{3.22}$$

Bu yaklaşım sayesinde LQR kontrolcüsü, yalnızca sistem durumlarını sıfıra bastırmakla kalmamakta; aynı zamanda zamanla değişebilen referans tutum açılarını sistematik ve kararlı bir biçimde takip edebilmektedir. Referans sinyallerinin yönlendirme katmanı tarafından üretilmesi durumunda, iç döngü tutum kontrolü bu referansları doğrudan durum hatası üzerinden izlemektedir. Bu yapı, basamaklı kontrol mimarisinde iç ve dış döngülerin doğal bir biçimde ayrıştırılmasına olanak tanımaktadır.

Referans takibi ile elde edilen kontrol girdileri, fiziksel aktüatör sınırları dikkate alınarak doyum işlemine tabi tutulmaktadır. Bu durum, PID tabanlı tutum kontrolünde olduğu gibi, LQR tabanlı kontrol yapısında da kontrol çıktılarının gerçek sistem sınırları içerisinde kalmasını sağlamaktadır. Doyum koşulları altında kapalı çevrim sistem davranışı, LQR kontrolcüsünün sağladığı doğal sönümleme özellikleri ve uygun kazanç seçimi sayesinde kararlı olacak biçimde korunmaktadır.

Sonuç olarak, referans takibi ile genişletilmiş LQR yaklaşımı, görev fazlarına bağlı olarak değişen tutum komutlarının kararlı ve öngörülebilir bir şekilde izlenmesini mümkün kılmaktadır. Bu yapı, özellikle yönlendirme katmanından üretilen yuvarlanma ve yunuslama referanslarının iç döngü tutum kontrolüne güvenilir bir biçimde aktarılmasını sağlamaktadır. Böylece basamaklı kontrol mimarisi içerisinde LQR tabanlı tutum kontrolü, yönlendirme stratejisi ve görev profili ile uyumlu bir şekilde çalışabilmektedir.

3.5 Kontrolcü Parametrelerinin Seçimi ve Uygulanan Kazançlar

Bu çalışmada kullanılan PID ve LQR tabanlı tutum kontrolcü katsayıları, yalnızca tek bir uçuş fazına göre değil, kalkış, seyir ve terminal dalış fazlarının tamamında kararlı davranış sağlayacak şekilde belirlenmiştir. Katsayı seçiminde temel amaç; referans tutum açılarına kararlı yakınsama sağlamak, geçici rejim sırasında aşımı sınırlamak, kontrol yüzeyi komutlarının doyuma girmesini önlemek ve bozucu etkiler altında sistemin kararlılığını korumaktır. Bu nedenle nihai katsayılar, MATLAB/Simulink ve X-Plane 11 tabanlı HIL ortamında yapılan iteratif testler sonucunda belirlenmiştir.

$$u_i(t) = K_p e(t) + K_i \int e\,(\tau)\, d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \tag{3.23}$$

Bu ifade Laplace dönüşümü ile s-düzleminde aşağıdaki denetleyici transfer fonksiyonuna karşılık gelmektedir:

$$C_{PID}(s) = K_P + \frac{K_i}{s}) + K_d s \tag{3.24}$$

Burada K_p, $K_i$ve K_dsırasıyla oransal, integral ve türev kazançlarını ifade etmektedir. PID katsayıları ayarlanırken öncelikle oransal kazanç ile temel referans takibi sağlanmış, daha sonra türev kazanç ile geçici rejim salınımları bastırılmış ve son olarak integral kazanç ile kalıcı hata azaltılmıştır. Integral kazançlar sınırlı tutulmuş ve kontrol yüzeyi doyumlarının olumsuz etkisini azaltmak amacıyla integral birikimi önleme yapısı ile birlikte kullanılmıştır.

Bu çalışmada LQR kontrol yapısı yuvarlanma ve yunuslama eksenlerinde ayrı durum geri besleme kanalları olarak uygulanmıştır. Her eksende durum vektörü, ilgili tutum açısı hatası ve açısal hız bileşeninden oluşturulmuştur. Sapma/yön dümeni kanalı ise yönelme davranışını desteklemek ve sapma hareketini sınırlamak amacıyla PID tabanlı olarak ele alınmıştır. Bu tercih, sabit kanatlı hava aracında yönlendirme komutlarının temel olarak yuvarlanma ve yunuslama referansları üzerinden üretilmesi ve sapma eksenindeki yön dümeni etkisinin yardımcı/sönümleyici bir kanal olarak kullanılması nedeniyle benimsenmiştir.

- Yuvarlanma ekseni (roll) için $x_\phi = [\phi - \phi_{cmd} p]^T$

- Yunuslama ekseni (pitch) için $x_\theta = [\theta - \theta_{cmd} q]^T$

durum vektörleri kullanılmıştır. Böylece LQR kontrolcü yalnızca açısal hata büyüklüğünü değil, aynı zamanda ilgili eksendeki açısal hız bilgisini de dikkate alarak daha sönümlü bir tutum kontrol davranışı üretmiştir.

Bu çalışmada kullanılan PID ve LQR katsayıları Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1 PID ve LQR katsayıları

Kontrol Yöntemi	Eksen	Katsayılar / Kazançlar
PID	Roll	$K_p = 0{,}90$, $K_i = 0{,}01$, $K_d = 0{,}02$
PID	Pitch	$K_p = 0{,}70$, $K_i = 0{,}05$, $K_d = 0{,}005$
PID	Yaw	$K_p = 0{,}90$, $K_i = 0{,}005$, $K_d = 0{,}05$
LQR	Roll	K_ϕ = [3,1307 1,3295]
LQR	Pitch	K_θ = [3,8730 1,8197]

LQR kazançları, roll ve pitch eksenleri için durum vektörleri esas alınarak elde edilmiştir. Sapma ekseni için ayrı bir LQR tasarımı uygulanmamış; yön dümeni komutu PID tabanlı yardımcı sönümleme kanalı olarak kullanılmıştır. Tüm test senaryolarında aynı katsayı setleri kullanılmıştır. Böylece PID ve LQR kontrolcülerin performansı, her görev fazı için ayrı ayrı ayarlanmış özel kazançlarla değil, kalkış,

seyir ve terminal dalış fazlarının tamamında geçerli olan ortak bir ayar yapısı ile değerlendirilmiştir. Bu yaklaşım, kontrolcülerin bütün görev profili boyunca uygulanabilirliğini ve bozucu koşullar altındaki genel dayanıklılığını karşılaştırmak açısından tercih edilmiştir.

3.6 Yönlendirme Algoritmasının Teorik Temeli

Sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçlarında algoritması, hava aracının görev süresince hedefe doğru uygun geometrik ve kinematik referansların üretilmesini amaçlamaktadır. Yönlendirme katmanı, hava aracının mevcut konumu ile hedef veya ara hedefler arasındaki ilişkiyi değerlendirerek, tutum ve hız kontrol katmanlarına aktarılacak referans komutları üretmektedir. Bu yapı, dinamik kararlılık ve aktüatör kısıtlarının doğrudan yönlendirme algoritması içerisinde ele alınmasından ziyade, basamaklı kontrol mimarisi kapsamında alt seviye kontrol katmanlarına bırakılmasını esas almaktadır. Sabit kanatlı hava araçları ve süzülen mühimmatlar için kullanılan bu tür geometrik temelli yönlendirme yaklaşımları, literatürde Beard ve McLain (2012) ile Alaçam ve Çiçek (2024) tarafından ayrıntılı biçimde ele alınmıştır.

3.6.1 Konum Hatasının Hesaplanması ve Yatay Düzlemde Yönlendirme

Bu çalışmada yönlendirme hesaplamaları, yerel Doğu–Kuzey-Yukarı (ENU) koordinat düzleminde gerçekleştirilmiştir. Hava aracının mevcut konumu ile hedef konumu arasındaki ilişki, bu yerel koordinat sisteminde tanımlanan konum farkları üzerinden ifade edilmektedir. Mevcut konum ile hedef konum arasındaki kuzey ve doğu yönlerindeki farklar sırasıyla ΔN ve ΔE olarak tanımlanır.

Bu tanımlar kullanılarak hedefe olan yatay konum hatası vektörel biçimde

$$\mathbf{e}_{\text{pos}} = \begin{bmatrix} \Delta N \\ \Delta E \end{bmatrix} \tag{3.25}$$

şeklinde ifade edilebilir. Hedefe olan yatay mesafe ise bu hata vektörünün Öklidyen normu olarak hesaplanır:

$$d = \sqrt{(\Delta N)^2 + (\Delta E)^2} \tag{3.26}$$

Bu büyüklük, yönlendirme algoritmasında hedefe yaklaşma durumunun değerlendirilmesinde ve görev akışının ilerletilmesinde temel bir ölçüt olarak kullanılmaktadır.

Yatay düzlemde yönlendirme için gerekli olan başlık referansı, mevcut konumdan hedef konuma uzanan doğrultunun açısı olarak tanımlanır. Bu doğrultu açısı, kuzey ekseni referans alınarak aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$\psi_{\text{ref}} = \text{atan2}(\Delta E, \Delta N) \tag{3.27}$$

Bu ifade, hedef doğrultusunun doğru işaret ve çeyrek bilgisiyle elde edilmesini sağlayarak başlık referansının sürekliliğini garanti etmektedir.

Elde edilen başlık referansı, basamaklı kontrol mimarisi içerisinde bir sonraki kontrol katmanına aktarılmakta ve tutum kontrolü aracılığıyla hava aracının yatay düzlemde hedef doğrultusuna yönelmesi sağlanmaktadır. Bu yaklaşımda yönlendirme katmanı yalnızca geometrik ilişkilere dayalı referanslar üretmekte; dinamik kararlılık, aktüatör kısıtları ve geçici rejim davranışları alt seviye kontrol katmanları tarafından ele alınmaktadır (Beard ve McLain, 2012).

Bu bölümde tanımlanan yatay düzlem yönlendirme prensibi, görev profilinin farklı fazlarında kullanılan tüm yönlendirme stratejilerinin temelini oluşturmaktadır. Bir sonraki alt bölümde, bu prensibin çoklu ara hedef noktası yapısı içerisinde nasıl genişletildiği ayrıntılı olarak açıklanmaktadır.

3.6.2 Ara Hedef Noktası Tabanlı Rota Takibi

Görev profili kapsamında hava aracının hedef bölgeye yönlendirilmesi, önceden tanımlanmış bir dizi ara hedef noktası üzerinden gerçekleştirilmektedir. ara hedef noktası tabanlı yönlendirme yaklaşımı, karmaşık görev rotalarının daha basit ve yönetilebilir alt parçalara ayrılmasını sağlamakta ve yönlendirme problemini her bir ara hedef noktası için yerel bir hedef takibi problemine dönüştürmektedir. Bu

yaklaşım, sabit kanatlı insansız hava araçlarında rota planlama ve yönlendirme problemleri için yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir (Beard ve McLain, 2012).

Bu çalışmada her bir ara hedef noktası, yerel ENU koordinat düzleminde tanımlı sabit bir hedef nokta olarak ele alınmıştır. Hava aracının mevcut konumu ile aktif ara hedef noktası arasındaki ilişki, bir önceki alt bölümde tanımlanan konum farkları ΔN ve ΔE üzerinden değerlendirilmektedir. Aktif ara hedef noktasına olan yatay mesafe bir önceki bölümde denklem 3.24 ile gösterilmiştir. Bu mesafe, hava aracının ilgili ara hedef noktasına yeterince yaklaşıp yaklaşmadığının belirlenmesinde temel bir kriter olarak kullanılmaktadır.

ara hedef noktası geçiş mantığı, aktif ara hedef noktası etrafında tanımlanan bir erişim bölgesi kavramına dayanmaktadır. Hava aracının aktif ara hedef noktasına olan yatay mesafesinin, önceden belirlenen bir eşik değerin altına düşmesi durumunda bir sonraki ara hedef noktası aktif hâle getirilmektedir. Bu yaklaşım, ara hedef noktalarında ani ve keskin manevraların önüne geçerek daha yumuşak, kararlı ve fiziksel olarak uygulanabilir bir rota takibi davranışı elde edilmesini sağlamaktadır (Beard ve McLain, 2012).

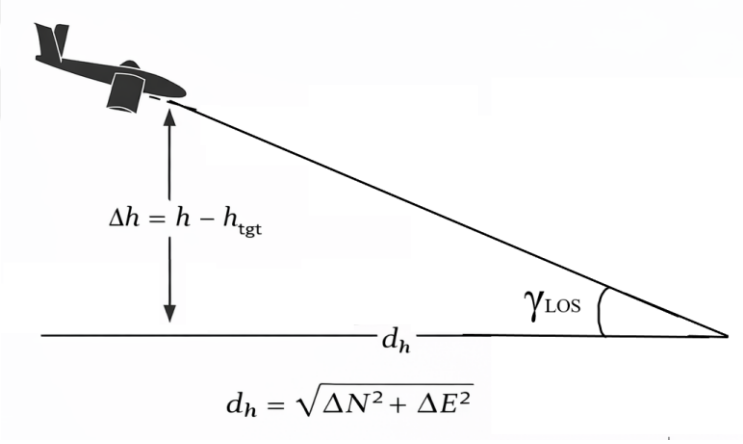
Her bir ara hedef noktası için başlık referansı, hava aracının mevcut konumundan aktif ara hedef noktasına uzanan doğrultu dikkate alınarak hesaplanmakta ve basamaklı kontrol mimarisi içerisinde tutum kontrol katmanına aktarılmaktadır. Bu yapı sayesinde hava aracı, ara hedef noktaları arasında süreklilik gösteren ve kesintisiz bir yönlendirme davranışı sergilemektedir.

ara hedef noktası tabanlı rota takibi yaklaşımı, görev profilinin farklı fazlarında esnek bir kullanım imkânı sunmaktadır. Seyir fazında ara hedef noktaları, hava aracının belirlenen rota boyunca ilerlemesini sağlarken; terminal fazda son ara hedef noktası doğrudan hedef noktası olarak ele alınmakta ve yönlendirme algoritması bu nokta etrafında çalışmaktadır. Bu yapı, görev akışının açık, deterministik ve analiz edilebilir bir biçimde tanımlanmasına olanak tanımaktadır.

3.6.3 Terminal Dalış Geometrisi ve Yönlendirme Açısının Hesaplanması

Görev profilinin terminal fazında, hava aracının hedef noktaya yönelik dalış manevrasını gerçekleştirmesi gerekmektedir. Bu fazda yönlendirme problemi, hava aracının mevcut konumu ile hedef noktası arasındaki üç boyutlu geometrik ilişkinin uygun bir dalış açısı referansına dönüştürülmesi olarak ele alınmaktadır. Terminal dalış fazı, hem yüksek hızlar hem de büyük tutum açıları içermesi nedeniyle yönlendirme algoritmasının en kritik aşamalarından birini oluşturmaktadır (Alaçam ve Çiçek, 2024).

Bu çalışmada terminal dalış yönlendirmesi, yatay ve düşey konum bileşenleri arasındaki geometrik ilişkiye dayalı olarak tanımlanmıştır. Hava aracının hedefe olan yatay mesafesi şekil 3.4'de ifade edilmiştir.



Şekil 3.4 Terminal dalış geometrisi (LOS açısı)

Şekil 3.4' den anlaşılacağı üzere hava aracının hedefe olan yatay mesafesi:

$$d_h = \sqrt{(\Delta N)^2 + (\Delta E)^2} \tag{3.28}$$

şeklinde ifade edilirken, düşey doğrultudaki konum farkı:

$$\Delta h = h - h_{\text{tgt}} \tag{3.29}$$

Olarak tanımlanmıştır.

Terminal dalış fazında yönlendirme açısı, hava aracının mevcut konumundan hedef noktasına uzanan görüş hattı görüş hattı (LOS) doğrultusu dikkate alınarak hesaplanmaktadır. LOS dalış açısı, yatay ve düşey mesafeler arasındaki ilişki kullanılarak aşağıdaki şekilde tanımlanır:

$$\gamma_{\text{LOS}} = \arctan\left(\frac{\Delta h}{d_h}\right) \tag{3.30}$$

Bu ifade, hava aracının hedefe doğru izlemesi gereken ideal dalış geometrisini tanımlamaktadır. Dalış manevrası sırasında yönlendirme referansı olarak kullanılan yunuslama açısı (pitch), bu LOS açısının negatif yönlü karşılığı olarak ele alınır:

$$\theta_{\text{ref}} = -\gamma_{\text{LOS}} \tag{3.31}$$

Uygulamada dalış açısının aşırı büyümesi; aerodinamik yükler, yapısal sınırlar ve kontrol yüzeyi yetenekleri açısından istenmeyen durumlara yol açabileceğinden, hesaplanan LOS dalış açısı belirli bir maksimum değer ile sınırlandırılmıştır:

$$\gamma_{\text{ref}} = \text{clip}(\gamma_{\text{LOS}}, 0, \gamma_{\text{max}}) \tag{3.32}$$

Bu sınırlandırma sayesinde terminal dalış fazında üretilen yönlendirme referanslarının fiziksel olarak uygulanabilir sınırlar içerisinde kalması sağlanmaktadır.

Terminal dalış geometrisine dayalı bu yönlendirme yaklaşımı, hedefe olan yatay mesafe azaldıkça dalış açısının doğal olarak artmasını ve hava aracının hedef noktasına yönelimini sürdürmesini mümkün kılmaktadır. Karmaşık optimizasyon problemlerine ihtiyaç duymadan uygulanan bu yöntem, görev gereksinimlerine uygun, sezgisel ve hesaplama açısından verimli bir çözüm sunmaktadır (Beard ve McLain, 2012).

Sonuç olarak, terminal dalış fazında kullanılan görüş hattı (LOS) tabanlı yönlendirme yaklaşımı; görev profilinin son aşamasında hava aracının hedefe yönelik yönelimini geometrik olarak tanımlamakta ve basamaklı kontrol mimarisi içerisinde tutum kontrol katmanına uygun referanslar sağlamaktadır. Bu sayede yönlendirme algoritması, görev fazları arasında tutarlı, kararlı ve bütüncül bir yapı sergilemektedir.

4. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ MİMARİSİ VE DONANIM-YAZILIM GERÇEKLEMESİ

Bu bölümde, önceki bölümlerde teorik temelleri sunulan yönlendirme ve kontrol algoritmalarının donanım ve yazılım ortamında nasıl gerçekleştirildiği ayrıntılı olarak açıklanmaktadır. Geliştirilen uçuş kontrol sistemi, basamaklı (cascaded) bir mimari yaklaşımı temel almakta olup; yönlendirme, tutum kontrolü, görev yönetimi ve emniyet mekanizmaları bütüncül bir yapı içerisinde ele alınmaktadır.

Sistem, donanım üzerinde çalışan gerçek zamanlı yazılım bileşenleri ile simülasyon tabanlı test ortamının birlikte kullanıldığı bir HIL düzenek içerisinde doğrulanmıştır. Bu yaklaşım sayesinde kontrol algoritmalarının hem teorik doğruluğu hem de gerçek zamanlı çalışabilirliği değerlendirilmiştir (Jung ve Tsiotras, 2007; Kamali ve Jain, 2016).

Bölüm kapsamında öncelikle uçuş kontrol sisteminin genel mimarisi sunulmakta; ardından donanım yerleşimi, yazılım görev yapısı, veri akışı, uçuş modları ve emniyet/arıza emniyeti tasarımı sırasıyla ele alınmaktadır. Bu yapı, geliştirilen sistemin hem yapısal hem de işlevsel bütünlüğünün açık ve sistematik bir biçimde ortaya konulmasını amaçlamaktadır.

4.1 Genel Sistem ve Uçuş Kontrol Mimarisi

Geliştirilen uçuş kontrol sistemi, yönlendirme ve kontrol algoritmalarının gerçek zamanlı olarak çalıştırılmasına olanak tanıyan basamaklı bir mimari yaklaşımı temel almaktadır. Bu mimari içerisinde sistem; görev tanımı ve yönlendirme katmanı, tutum kontrol katmanı, uçuş modu ve görev yönetimi, haberleşme altyapısı ile emniyet ve arıza emniyeti mekanizmalarından oluşan alt bileşenler hâlinde yapılandırılmıştır. Tüm bu bileşenler, uçuş kontrolcüsü merkezli bir yapı içerisinde birbirleriyle etkileşimli olarak çalışmaktadır.

Uçuş kontrol mimarisinin merkezinde, sistemin genel davranışını yöneten uçuş kontrolcüsü yer almaktadır. Uçuş kontrolcüsü, bir yandan sensör veya simülasyon

tabanlı durum bilgilerini alırken, diğer yandan bu bilgiler doğrultusunda yönlendirme ve kontrol algoritmalarını çalıştırmakta ve sonuçta aktüatör komutlarını üretmektedir. Bu yapı, yönlendirme ve kontrol fonksiyonlarının kavramsal olarak ayrıldığı; ancak veri akışı açısından tutarlı bir bütün oluşturduğu bir mimari sunmaktadır (Cheng vd., 2018).

Mimari yapı içerisinde yönlendirme katmanı, hava aracının görev profiline uygun olarak izlemesi gereken rota ve manevralara ilişkin referansları üretmektedir. Bu katman, mevcut konum bilgisi ve görev fazına bağlı olarak başlık, irtifa veya dalış açısı gibi yüksek seviyeli referansları hesaplamakta ve bunları tutum kontrol katmanına iletmektedir. Yönlendirme katmanı, sistemin "ne yapması gerektiğini" tanımlayan üst seviye karar mekanizması olarak ele alınmaktadır (Alaçam ve Çiçek, 2024).

Tutum kontrol katmanı ise yönlendirme katmanından gelen referansları kullanarak hava aracının yuvarlanma, yunuslama ve sapma eksenlerindeki dinamik davranışını düzenlemektedir. Bu katman, önceki bölümlerde ayrıntılı olarak tanımlanan PID veya LQR tabanlı kontrol yasalarını kullanarak, hava aracının istenen tutum referanslarını kararlı ve öngörülebilir bir biçimde takip etmesini sağlamaktadır. Tutum kontrolü sonucunda elde edilen kontrol çıktıları, doğrudan aktüatör komutlarına dönüştürülmektedir.

Uçuş kontrol mimarisi içerisinde uçuş modu ve görev yönetimi bileşeni, sistemin hangi koşullar altında hangi kontrol ve yönlendirme davranışlarını sergileyeceğini belirlemektedir. Bu bileşen; manuel ve otonom çalışma gibi farklı uçuş modları arasında geçişleri yönetmekte, görev fazlarına (kalkış, seyir, dalış) bağlı olarak yönlendirme ve kontrol katmanlarının uygun biçimde yapılandırılmasını sağlamaktadır. Böylece sistem, görev profiline uygun, deterministik ve izlenebilir bir çalışma akışı sunmaktadır.

Mimarinin bir diğer önemli bileşeni haberleşme ve veri akışı altyapısıdır. Bu altyapı, durum bilgisinin uçuş kontrolcüsüne zamanında ve tutarlı biçimde iletilmesini ve üretilen kontrol komutlarının ilgili alt sistemlere aktarılmasını sağlamaktadır.

Haberleşme altyapısı, sistem bileşenleri arasında güvenilir ve zamanlama açısından deterministik bir veri alışverişi sunacak şekilde tasarlanmıştır. Bu yapı, özellikle HIL test ortamında simülasyon ile gerçek zamanlı yazılımın birlikte çalışmasını mümkün kılmaktadır (Jung ve Tsiotras, 2007).

4.2 Donanım ve HIL Düzeni

Geliştirilen uçuş kontrol sisteminin doğrulanması amacıyla, uçuş dinamiklerinin benzetim ortamında modellenmesi ve gerçek zamanlı gömülü yazılımın fiziksel donanım üzerinde çalıştırılması esasına dayanan bir donanım-iç-döngü (HIL) test düzeni oluşturulmuştur. Bu yaklaşım, kontrol ve yönlendirme algoritmalarının gerçek uçuşa geçilmeden önce güvenli, tekrarlanabilir ve kontrollü bir ortamda değerlendirilmesine olanak sağlamaktadır (Jung ve Tsiotras, 2007).

Bu çalışmada kullanılan HIL mimarisi; X-Plane 11 uçuş benzetim ortamı, MATLAB/Simulink tabanlı arayüz ve STM32 tabanlı uçuş kontrolcüsünün birlikte çalıştığı çok katmanlı bir yapıdan oluşmaktadır. Bu yapı sayesinde uçuş dinamikleri yüksek doğrulukla modellenirken, kontrol algoritmaları gerçek donanım üzerinde çalıştırılarak gerçek zamanlı davranışları gözlemlenebilmektedir.

HIL düzeninde hava aracının aerodinamik ve kinematik davranışı X-Plane 11 ortamında modellenmektedir. X-Plane 11, tanımlanan uçak modeli, çevresel koşullar ve aerodinamik kuvvetler temelinde uçuş dinamiklerini hesaplamakta; konum, hız, tutum ve açısal hız gibi durum değişkenlerini harici arayüzler aracılığıyla dış ortama aktarmaktadır. Bu çalışma kapsamında X-Plane 11 ile MATLAB/Simulink arasındaki veri alışverişi, Adriano Bittar tarafından geliştirilen Simulink–X-Plane arayüz blokları kullanılarak gerçekleştirilmiştir (Bittar, 2014). Bu arayüz, simülasyon ortamından elde edilen durum bilgilerinin Simulink içerisine gerçek zamanlı olarak alınmasını ve kontrol komutlarının tekrar X-Plane 11 ortamına iletilmesini mümkün kılmaktadır.

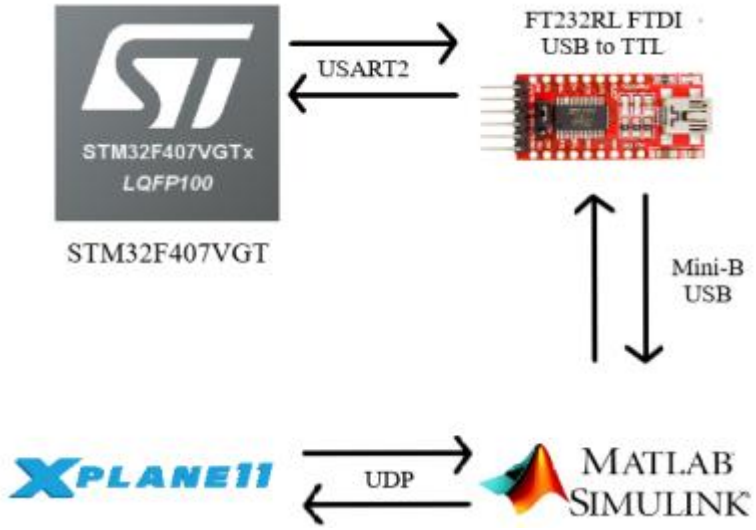
Simulink katmanı, HIL mimarisi içerisinde ara bir bağlayıcı ve test altyapısı olarak konumlandırılmıştır. Bu katman, bir yandan X-Plane 11'den alınan uçuş durum bilgilerini düzenlerken, diğer yandan STM32 tabanlı uçuş kontrolcüsü ile seri

haberleşme üzerinden veri alışverişini gerçekleştirmektedir. Böylece Simulink, uçuş benzetimi ile gerçek zamanlı gömülü sistem arasında köprü görevi üstlenmektedir.

Donanım tarafında uçuş kontrol yazılımı, STM32 tabanlı bir mikrodenetleyici üzerinde gerçek zamanlı işletim sistemi (RTOS) kullanılarak gerçekleştirilmiştir. STM32 üzerinde çalışan yazılım; yönlendirme, tutum kontrolü, görev yönetimi ve emniyet mekanizmalarını gerçek zamanlı görevler hâlinde yürütmektedir. Simulink ortamı ile STM32 arasındaki haberleşme, FTDI tabanlı bir USB–UART dönüştürücü aracılığıyla sağlanmış olup, mikrodenetleyici tarafında bu iletişim USART2 çevrebirimi üzerinden 115200 baud hızı hızında gerçekleştirilmiştir. Bu yapı, yüksek frekanslı ve kararlı bir veri akışı sağlayarak HIL testlerinin güvenilirliğini artırmaktadır (Barry, 2021).

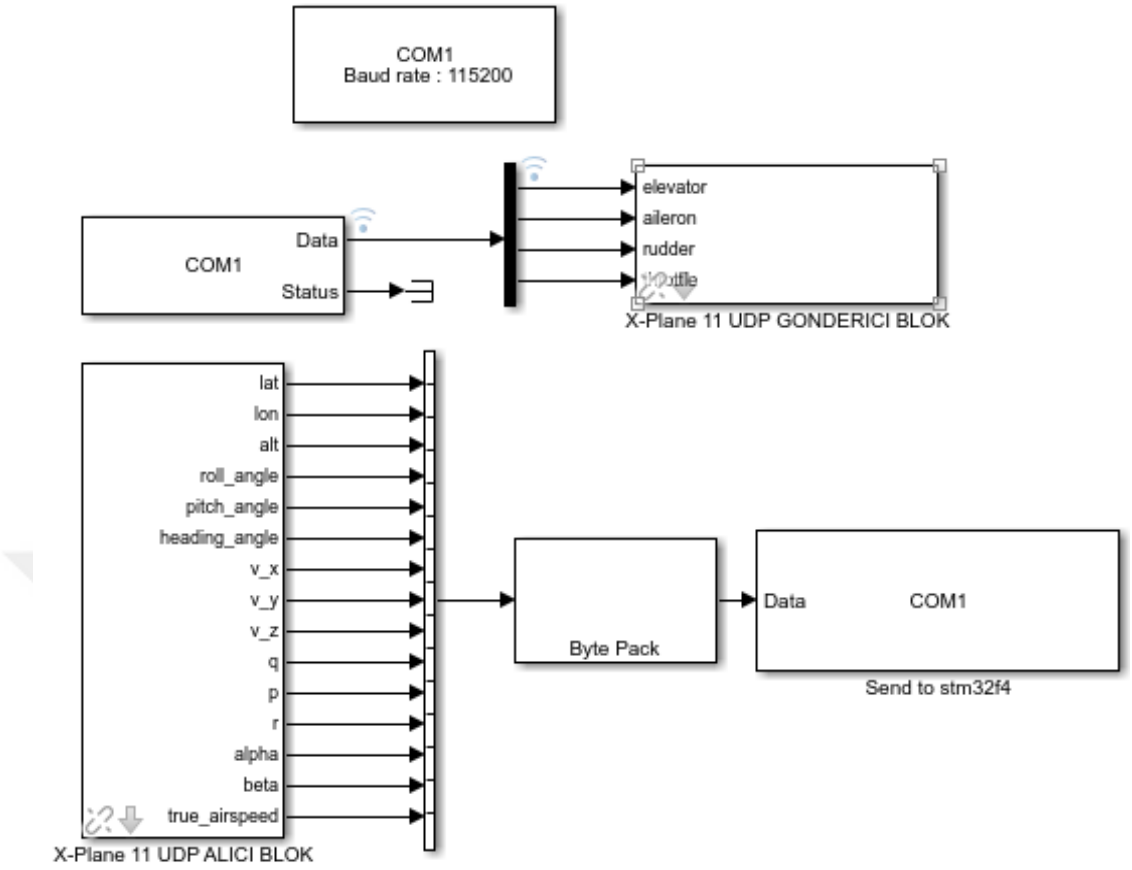
HIL kapalı çevriminde, X-Plane 11 tarafından hesaplanan uçuş dinamiklerine ait durum bilgileri (konum, hız, tutum ve açısal hızlar) MATLAB/Simulink ortamı üzerinden STM32 tabanlı uçuş kontrolcüsüne iletilmektedir. STM32 üzerinde gerçek zamanlı olarak çalışan uçuş kontrol yazılımı, bu durum bilgilerini kullanarak yönlendirme ve tutum kontrol algoritmalarını yürütmekte ve elde edilen kontrol komutlarını hesaplamaktadır. Üretilen bu kontrol çıktıları, Simulink aracılığıyla tekrar X-Plane 11 ortamına aktarılmakta ve benzetim modeli üzerinde uygulanmaktadır. Böylece uçuş kontrol yazılımı, fiziksel bir uçuşa ihtiyaç duyulmadan gerçek zamanlı ve kapalı çevrim bir yapı içerisinde test edilebilmektedir.

HIL test düzeninin genel mimarisi, X-Plane 11, Simulink ve STM32 tabanlı uçuş kontrolcüsü arasındaki veri akışını ve etkileşimi gösterecek şekilde Şekil 4.2’de sunulmaktadır. Bu şekil, benzetim ortamı ile gerçek zamanlı gömülü sistem arasındaki kapalı çevrim yapıyı kavramsal olarak özetlemektedir.

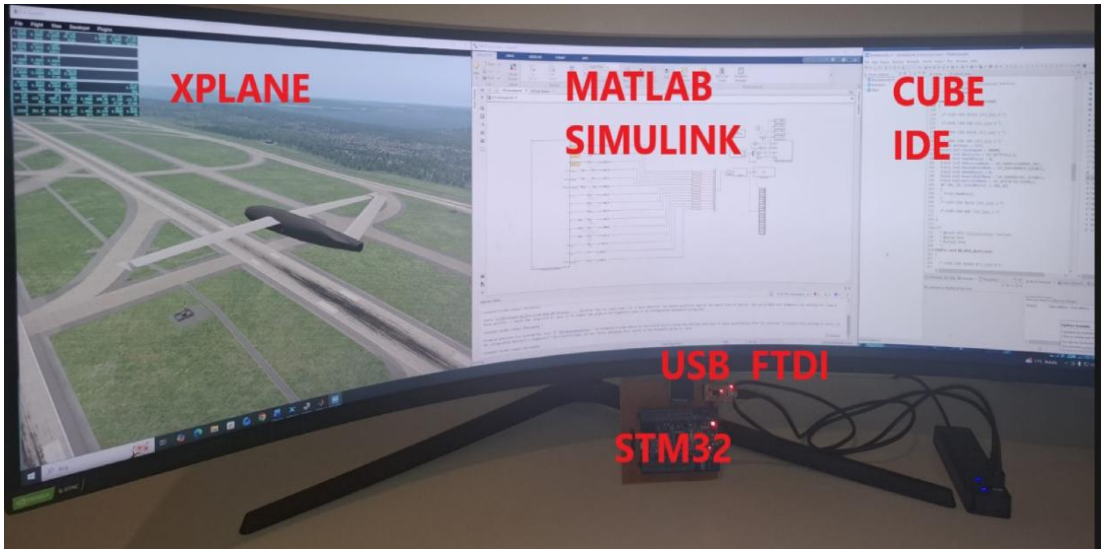


Şekil 4.1 X-Plane 11 – Simulink – STM32 tabanlı HIL test düzeninin genel mimarisi.

Simulink ortamında oluşturulan HIL arayüzüne ait blok diyagramı ise Şekil 4.3'te gösterilmektedir. Bu blok diyagram, X-Plane 11'den alınan durum değişkenlerinin işlenmesini, STM32 ile seri haberleşme üzerinden veri alışverişini ve kontrol komutlarının tekrar benzetim ortamına aktarılmasını sağlayan yazılımsal yapıyı ayrıntılı biçimde ortaya koymaktadır.



Şekil 4.2 HIL test altyapısında kullanılan Simulink blok diyagramı.



Şekil 4.3 HIL test yapısı

Sonuç olarak oluşturulan HIL test altyapısı, geliştirilen uçuş kontrol sisteminin gerçek zamanlı çalışabilirliğinin, kapalı çevrim kararlılığının ve görev profiline uyumunun doğrulanmasını mümkün kılmaktadır. Bu yaklaşım, gerçek uçuş testlerine geçilmeden

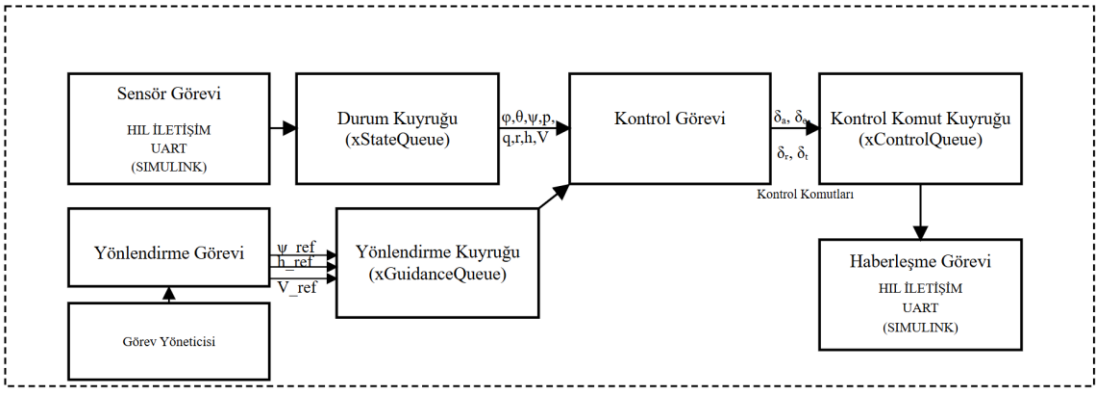
önce olası tasarım hatalarının, zamanlama problemlerinin ve entegrasyon kaynaklı aksaklıkların güvenli bir ortamda tespit edilmesine olanak tanıyarak çalışmanın deneysel doğrulama sürecinin temel bileşenlerinden birini oluşturmaktadır (Jung ve Tsiotras, 2007; Kamali ve Jain, 2016).

4.3 Yazılım Mimarisi ve Görev Yapısı

Geliştirilen uçuş kontrol yazılımı, gerçek zamanlı çalışmaya uygun olacak şekilde RTOS tabanlı, periyodik görevlerden oluşan deterministik bir mimari ile tasarlanmıştır. Yazılım, bir uçuş bilgisayarından beklenen temel işlevleri yerine getirecek biçimde; durum güncelleme, yönlendirme, tutum kontrolü, haberleşme ve görev yönetimi gibi bileşenlerin ayrı görevler (görevler) hâlinde çalıştığı bir yapı üzerine kurulmuştur.

Bu mimari, kontrol ve yönlendirme döngülerinin farklı zaman ölçeklerinde güvenilir bir şekilde yürütülmesini sağlamakta; görevler arası veri paylaşımı ise tanımlı RTOS mekanizmaları aracılığıyla gerçekleştirilmektedir. Böylece yazılım, hem zamanlama açısından öngörülebilir hem de hata ayıklama ve genişletme açısından yönetilebilir bir yapı sunmaktadır.

Uçuş kontrol yazılımında tanımlanan temel görevler ve çalışma frekansları Tablo 4.1'de ve şekil 4.4'de özetlenmiştir.



RTOS Task Yapısı ve
Yazılım Diyagramı (HIL)

Şekil 4.4 Uçuş Kontrol Yazılımı Görevleri Diyagramı

Tablo 4.1 Uçuş Kontrol Yazılımı Görevleri ve Periyotları

Görev	Frekans	Açıklama
Durum Görevi	50 Hz	Durum bilgisinin güncellenmesi
Yönlendirme Görevi	20 Hz	Yönlendirme referanslarının üretilmesi
Tutum Kontrol Görevi	50 Hz	PID / LQR tabanlı tutum kontrolü
HIL İletişim Görevi	Asenkron + 50 Hz	Simülasyon–kontrolcü veri alışverişi
Görev Yöneticisi	10 Hz	Uçuş modu ve görev fazı yönetimi
Yardımcı Görevler	5–10 Hz	Loglama, hata ayıklama, LCD vb

4.3.1 Durum Güncelleme Görevi

Durum güncelleme görevi, uçuş kontrol algoritmalarının temel girdisi olan durum vektörünün oluşturulmasından sorumludur. HIL test düzeninde bu görev, X-Plane 11 simülasyon ortamından Simulink aracılığıyla STM32'ye iletilen verileri kullanmaktadır.

Bu görev kapsamında işlenen temel durum değişkenleri şunlardır:

- Konum (North, East, Altitude)
- Hız bileşenleri
- Tutum açıları (roll, pitch, yaw)
- Açısal hızlar (p, q, r)

Görev 50 Hz frekansta çalışmakta olup, alınan veriler normalize edilerek tek bir yapı altında toplanmakta ve kontrol ile yönlendirme görevlerine aktarılmaktadır. Bu frekans, hem tutum kontrolü hem de yönlendirme hesapları için yeterli zaman çözünürlüğü sağlamaktadır.

4.3.2 Yönlendirme Görevi

Yönlendirme görevi, hava aracının görev profiline uygun olarak izlenmesi gereken rota ve manevralara ilişkin üst seviye referansları üretmektedir. Bu görev, durum güncelleme görevinden alınan konum bilgilerini ve aktif görev fazını kullanarak çalışmaktadır.

Yönlendirme görevinin temel çıktıları şunlardır:

- Başlık referansı (ψ_ref)
- Pitch / dalış açısı referansı (θ_ref)
- Görev fazı bilgisine bağlı kontrol modları

Yönlendirme görevi 20 Hz frekansta çalışacak şekilde yapılandırılmıştır. Bu seçim, yönlendirme probleminin nispeten yavaş değişen geometrik ilişkilerden oluşmasına dayanmaktadır. Hesaplanan yönlendirme referansları, RTOS kuyruğu aracılığıyla tutum kontrol görevine aktarılmaktadır.

4.3.3 Tutum Kontrol Görevi

Tutum kontrol görevi, uçuş kontrol yazılımının en zaman kritik bileşeni olarak tasarlanmıştır. Bu görev, yönlendirme görevinden gelen referanslar ile durum güncelleme görevinden sağlanan tutum ve açısal hız bilgilerini kullanarak PID veya LQR tabanlı kontrol algoritmalarını çalıştırmaktadır.

Bu görev kapsamında:

- Roll, pitch ve yaw eksenleri için kontrol hesapları yapılmakta
- Kontrol çıktıları doyum ve değişim hızı sınırı mekanizmalarından geçirilmektedir
- Nihai aktüatör komutları üretilmektedir

Tutum kontrol görevi 50 Hz frekansta çalışmakta ve RTOS içerisinde yüksek öncelikli görev olarak tanımlanmıştır. Bu yapı, uçuş kararlılığını etkileyebilecek zamanlama sapmalarının önüne geçmektedir.

4.3.4 HIL Haberleşme Görevi

Haberleşme görevi, HIL test düzeninde Simulink ortamı ile STM32 uçuş kontrolcüsü arasındaki veri alışverişini yönetmektedir. Bu görev, FTDI USB–UART hattı üzerinden UART2 çevrebirimi kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Haberleşme yapısı şu prensiplere dayanmaktadır:

- UART alımı kesme (kesme) veya DMA tabanlı
- Alınan verilerin halka tampon (halka tampon) içerisinde toplanması
- Tam paket alındığında kontrol yazılımına aktarılması

Bu görev, kontrol döngülerini engellemeyecek şekilde asenkron çalışmakta; alınan durum bilgileri ilgili kuyruklar aracılığıyla durum güncelleme görevine iletilmektedir.

4.3.5 Görevler Arası Veri Paylaşımı

Görevler arası veri paylaşımı, RTOS tarafından sağlanan kuyruk tabanlı mesajlaşma mekanizmaları kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu yaklaşım sayesinde:

- Ortak paylaşımlı değişkenler kullanılmamış
- Veri yarışları ve tutarsızlıklar önlenmiştir
- Görevler arasında gevşek bağlı bir yapı sağlanmıştır

Tipik veri akışı şu şekildedir:

- Durum Güncellemesi → Yönlendirme

- Durum Güncellemesi → Tutum Kontrolü
- Yönlendirme → Tutum Kontrolü
- Tutum Kontrolü → Haberleşme

Bu yapı, sistemin modülerliğini ve test edilebilirliğini önemli ölçüde artırmaktadır.

4.3.6 Uçuş Modu ve Görev Fazı Yönetimi

Geliştirilen uçuş kontrol sistemi, otonom görev icrası sırasında öngörülebilir ve deterministik bir davranış sergileyecek şekilde uçuş modları ve görev fazları kavramları etrafında yapılandırılmıştır. Bu yapı, yazılım içerisinde üst seviye bir durum makinesi (durum makinesi) mantığıyla uygulanmıştır.

Bu çalışma kapsamında sistemin otomatik görev (AUTO) modu altında çalışması esas alınmıştır. AUTO modu aktif hâle getirildiğinde, uçuş kontrol yazılımı yönlendirme ve tutum kontrol görevlerini önceden tanımlanmış görev akışına uygun biçimde devreye almakta ve görev süresince kullanıcı müdahalesine ihtiyaç duymadan çalışmaktadır. AUTO modu altında görev akışı, kalkış, seyir ve terminal dalış olmak üzere üç ana fazdan oluşmaktadır. Bu fazlar, yazılım içerisinde sıralı ve tek yönlü bir yapı ile tanımlanmış olup, her faz için uygulanacak yönlendirme ve kontrol davranışları önceden belirlenmiştir.

Bu yaklaşım sayesinde uçuş kontrol sistemi, otonom görev süresince düzenli, analiz edilebilir ve genişletilebilir bir çalışma mantığı sunmaktadır. Uçuş modu ve görev fazı yönetimi, yazılım mimarisi içerisinde karmaşıklığın kontrol altında tutulmasını sağlamakta ve ileride eklenecek yeni görev senaryoları için sağlam bir temel oluşturmaktadır.

4.4 Emniyet, Arıza Emniyeti ve Parametre Tabanlı Mimari Yaklaşım

Otonom uçuş gerçekleştiren insansız hava araçlarında, uçuş kontrol sisteminin yalnızca nominal uçuş koşulları altında değil, beklenmeyen veya anormal durumlar

karşısında da öngörülebilir ve güvenli bir davranış sergilemesi kritik öneme sahiptir. Bu nedenle geliştirilen uçuş kontrol sistemi, emniyet ve arıza emniyeti mekanizmalarını destekleyebilecek şekilde tasarlanmış bir mimari yaklaşımı temel almaktadır. Mevcut çalışmada bu mekanizmalar, HIL aşamasında olunması nedeniyle uygulama detaylarından bağımsız olarak tasarım düzeyinde ele alınmıştır.

arıza emniyeti mimarisinin temel amacı, uçuş esnasında sistemin güvenilirliğini olumsuz etkileyebilecek durumların algılanması ve bu durumlar karşısında hava aracının kontrolsüz veya öngörülemez davranışlar sergilemesinin önlenmesidir. Bu kapsamda uçuş kontrol yazılımı, kullanılan durum bilgisinin geçerliliğini ve güncelliğini izleyebilecek bir yapıya uygun biçimde kurgulanmıştır. Sensör veya simülasyon tabanlı durum bilgilerinin belirli bir süre boyunca güncellenmemesi, hesaplanan yönlendirme veya kontrol referanslarının fiziksel olarak anlamlı sınırların dışına çıkması ya da görev akışında tutarsız bir durumun oluşması, emniyet ihlali olarak değerlendirilebilecek senaryolar arasında yer almaktadır.

Tasarlanan mimari yaklaşımda, bu tür durumların algılanması hâlinde sistemin güvenli bir çalışma moduna geçmesi öngörülmektedir. Güvenli çalışma modu, kontrol yüzeyleri ve motor komutlarının önceden tanımlı güvenli sınırlar içerisinde tutulduğu, ani veya agresif manevraların engellendiği bir bekleme veya emniyet durumu olarak ele alınmaktadır. Bu sayede sistem davranışı öngörülebilir bir hâle getirilmekte ve görev icrası, emniyet öncelikleri karşısında ikincil duruma alınmaktadır.

Emniyet ve arıza emniyeti yaklaşımı, uçuş modu ve görev fazı yönetimi ile bütünleşik bir yapı içerisinde düşünülmüştür. arıza emniyeti koşullarının oluşması durumunda, aktif görev akışının sonlandırılarak güvenli moda geçilmesi mimari düzeyde öngörülmektedir. Bu yaklaşım, görev başarısından önce güvenli sistem davranışını esas alan bir tasarım anlayışını yansıtmaktadır.

Bununla birlikte geliştirilen uçuş kontrol sistemi, farklı görev senaryolarına ve uçuş koşullarına uyarlanabilir olacak şekilde parametre tabanlı bir yapı ile tasarlanmıştır. Parametre yönetimi yaklaşımı, kontrol ve yönlendirme algoritmalarının çekirdek yazılım yapısı değiştirilmeden ayarlanabilmesini mümkün kılmakta ve sistemin

esnekliğini artırmaktadır. Yönlendirme, tutum kontrolü, görev akışı ve emniyetle ilişkili eşik değerleri gibi ayarlar, merkezi bir parametre yapısı altında tanımlanmıştır.

Bu kapsamda; dalış başlatma mesafesi, maksimum dalış açısı, ara hedef noktası erişim yarıçapları, PID veya LQR kazançları, hız ve tutum sınırları gibi büyüklükler parametreler aracılığıyla yapılandırılmaktadır. Bu yaklaşım, kontrol sisteminin farklı hava aracı konfigürasyonlarına, uçuş ağırlıklarına veya görev profillerine minimum yazılım değişikliği ile uyarlanabilmesini sağlamaktadır.

Bu çalışmada parametre değerleri, simülasyon ve HIL testleri sırasında elde edilen gözlemler doğrultusunda belirlenmiştir. Parametre optimizasyonu ve otomatik ayarlama yöntemleri çalışmanın kapsamı dışında bırakılmıştır. Bununla birlikte mevcut mimari, ilerleyen aşamalarda parametrelerin yer istasyonu veya harici bir arayüz üzerinden güncellenmesine olanak tanıyacak şekilde genişletilmeye uygundur.

5. SİMÜLASYON VE TESTLER

Bu bölümde, geliştirilen sabit kanatlı kamikaze insansız hava aracına ait uçuş kontrol sisteminin performansı, farklı görev fazları altında gerçekleştirilen kapsamlı simülasyon ve test çalışmaları ile değerlendirilmiştir. Önceki bölümlerde sunulan matematiksel modelleme, kontrol mimarisi ve kontrolcü tasarımlarının doğruluğu; ideal uçuş koşulları ile birlikte gerçekçi bozucu etkiler içeren senaryolar altında sınanmıştır.

Simülasyon ve test çalışmaları yalnızca referans takibi başarımını incelemekle sınırlı tutulmamış; aynı zamanda sistemin geçici rejim davranışı, kararlılık sınırları, bozucu reddi kabiliyeti ve parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılığı da analiz edilmiştir. Bu kapsamda, sabit rüzgâr, ani rüzgâr değişimleri (gust), sensör ölçüm gürültüsü ve model parametrelerindeki sapmalar gibi gerçek uçuş koşullarında karşılaşılması muhtemel etkiler test senaryolarına dâhil edilmiştir.

Kontrol yapılarının karşılaştırmalı olarak değerlendirilebilmesi amacıyla, basamaklı kontrol mimarisi içerisinde iç döngü tutum kontrolü için kullanılan PID ve LQR tabanlı denetleyiciler, aynı görev profilleri altında ayrı ayrı test edilmiştir. Her iki kontrol yaklaşımı için ideal (nominal) ve bozuculu senaryolar tanımlanmış; böylece kontrolcülerin performans farkları doğrudan gözlemlenebilir hâle getirilmiştir.

Test çalışmaları görev profiline uygun olarak üç ana faz altında ele alınmıştır:

- Kalkış Fazı
- Seyir Fazı
- Dalış Fazı

Bu bölümde öncelikle simülasyon ortamı ve test senaryoları tanımlanmış; ardından her görev fazı için elde edilen sonuçlar ayrıntılı biçimde sunulmuş ve yorumlanmıştır.

5.1 Simülasyon Ortam ve Test Senaryoları

Simülasyon çalışmaları, yüksek doğruluklu aerodinamik model içeren uçuş simülasyon ortamı ile MATLAB/Simulink tabanlı kontrol yazılımının entegre edilmesiyle gerçekleştirilmiştir. Kontrol algoritmaları, sabit örnekleme periyodu altında çalıştırılmış; uçuş parametreleri ve kumanda çıktıları gerçek zamanlı olarak kaydedilmiştir.

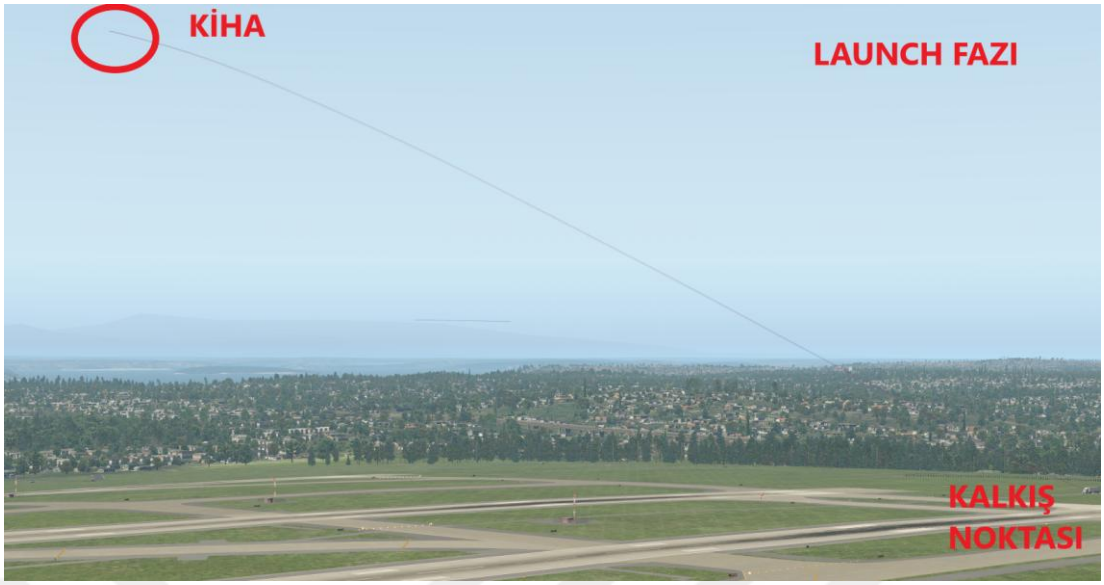
Bu çalışma kapsamında 3 ayrı faz için, farklı kontrol yaklaşımları ve çevresel koşullar altında test edilerek kontrolcülerin erken uçuş safhasındaki davranışları karşılaştırmalı olarak incelenmiştir. Bu fazlarda gerçekleştirilen test senaryoları tablo 5.1'de özetlenmiştir.

Tablo 5.1 Kalkış, seyir ve dalış fazları test senaryoları ve koşulları

Test No	Kontrol Yöntemi	Çevresel Koşullar	Fazlar	Açıklama
L-1	PID	İdeal(Nominal)	Kalkış, Seyir	Bozucusuz ortam
L-2	LQR	İdeal(Nominal)	Kalkış, Seyir	Bozucusuz ortam
L-3	PID	Bozuculu	Tüm Fazlar	10 kt sabit rüzgâr, 6 kt ani rüzgâr etkisi (gust), hafif türbülans
L-4	LQR	Bozuculu	Tüm Fazlar	10 kt sabit rüzgâr, 6 kt ani rüzgâr etkisi (gust), hafif türbülans

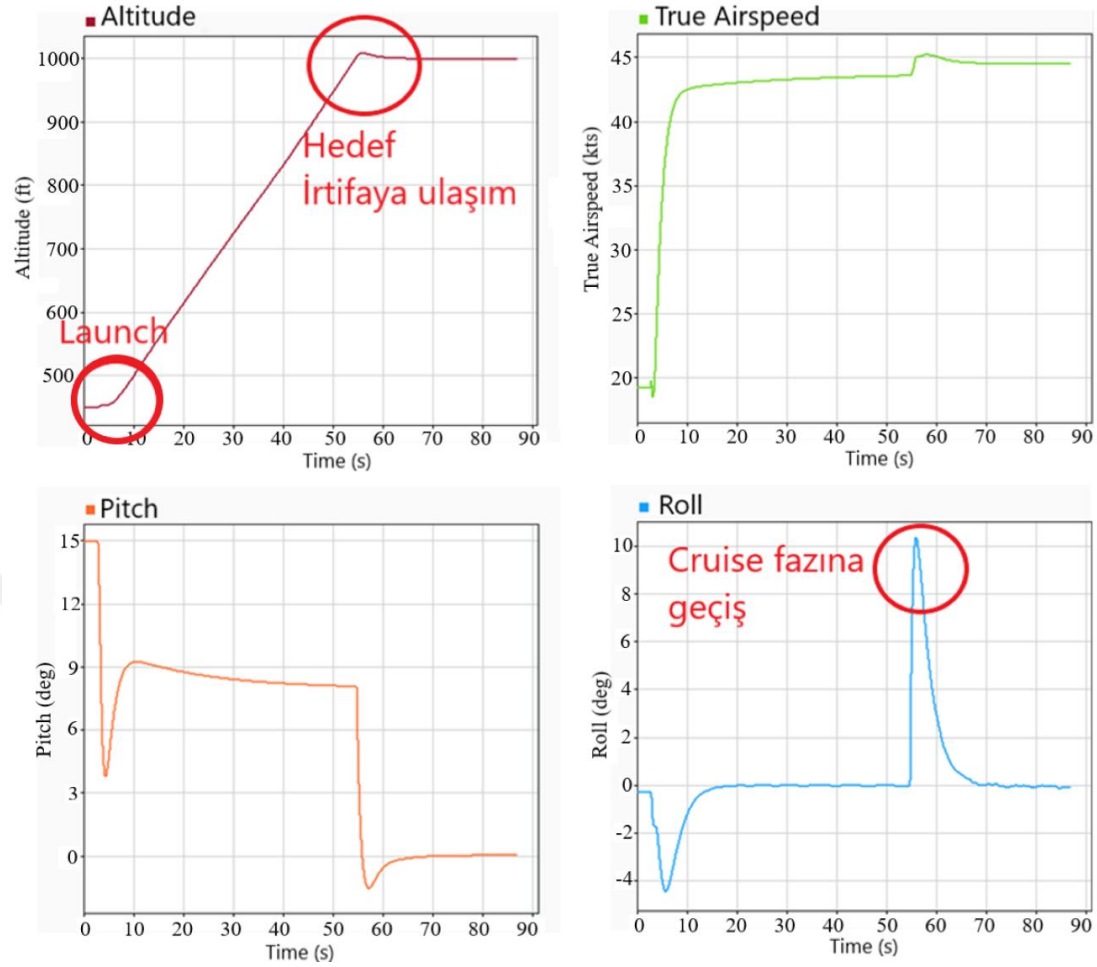
5.1.1 Kalkış Fazı

Kalkış fazı, hava aracının kalkıştan hemen sonraki ilk tırmanış sürecini kapsamakta olup uçuş dinamiklerinin hızlı değiştiği, kontrol sistemi açısından kritik bir evredir. Bu fazda temel amaç; hava aracının güvenli bir hız ve irtifaya ulaşmasını sağlarken, tutum değişimlerini kararlı ve öngörülebilir sınırlar içerisinde tutmaktır. kalkış fazının kısa süreli olması nedeniyle değerlendirmeler, sistemin geçici rejim davranışını ve ilk kararlılık performansını temsil eden sınırlı sayıda parametre üzerinden gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.1 X-Plane 11 kalkış (launch) fazına ait benzetim görüntüsü

Şekil 5.2'de PID tabanlı kontrolcü kullanılarak ideal koşullar altında gerçekleştirilen kalkış fazına ait simülasyon sonuçları sunulmaktadır.



Şekil 5.2 PID Kontrolcü Bozucusuz Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri

İrtifa profili incelendiğinde, hava aracının kalkıştan sonra düzenli bir tırmanış sergilediği ve yaklaşık 60 saniye içerisinde hedef irtifa seviyesine ulaştığı görülmektedir. Hedef irtifaya ulaşıldıktan sonra irtifa değişiminin sınırlı kaldığı ve sistemin kararlı bir seyir durumuna geçtiği gözlemlenmiştir.

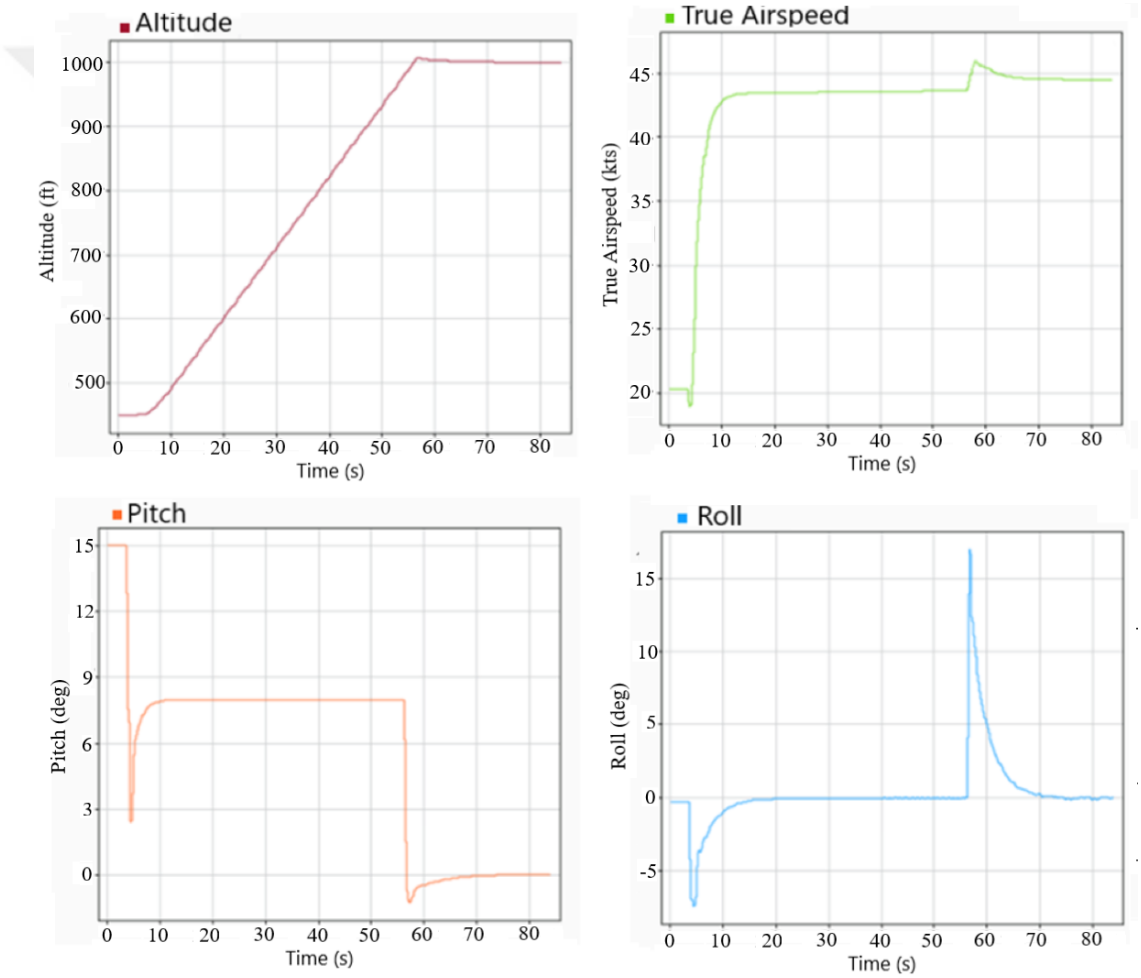
Gerçek hava hızı, kalkışın hemen ardından hızlı bir artış göstermiş ve kısa sürede kararlı bir değere oturmuştur. Hız profilinde belirgin bir aşım veya salınım oluşmaması, yunuslama komutları ile itki yönetiminin uyumlu bir şekilde çalıştığını göstermektedir.

Yunuslama açısı, kalkış anında gerekli tırmanış koşullarını sağlayacak şekilde pozitif değerlere yükselmiş; geçici rejimin ardından daha düşük ve kararlı bir seviyeye yerleşmiştir. Bu davranış, PID kontrolcünün kalkış fazında aşırı yunuslama hareketlerinden kaçındığını ve kontrollü bir tırmanış sağladığını göstermektedir.

Yuvarlanma açısı ise kalkış fazı boyunca sıfır etrafında tutulmuş, yalnızca kısa süreli ve düşük genlikli geçici sapmalar gözlemlenmiştir. Bu durum, yanlamasına kararlılığın kalkış fazı boyunca başarıyla korunduğunu ortaya koymaktadır.

Genel olarak PID tabanlı kontrolcü, ideal koşullar altında kalkış fazını güvenli ve kararlı bir şekilde tamamlamış; ancak kontrol davranışının büyük ölçüde nominal model varsayımlarına dayandığı görülmüştür.

LQR tabanlı kontrolcünün ideal hava koşullarında kalkış testi Şekil 5.3'te verilmiştir.



Şekil 5.3 LQR kontrolcü ile bozucusuz kalkış fazına ait uçuş parametreleri53

Şekil 5.3'te LQR tabanlı kontrolcü kullanılarak ideal (nominal) koşullar altında gerçekleştirilen kalkış fazına ait simülasyon sonuçları sunulmaktadır. Bu senaryoda, kontrolcü herhangi bir çevresel bozucu etki veya model parametre belirsizliği olmaksızın test edilmiştir.

İrtifa profili incelendiğinde, hava aracının PID kontrolcüye benzer şekilde düzenli bir tırmanış sergilediği ve yaklaşık 60 saniye civarında hedef irtifaya ulaştığı görülmektedir. Ancak LQR kontrolcü ile elde edilen tırmanış eğrisinin daha düzgün olduğu ve hedef irtifa çevresinde oluşan küçük salınımların PID senaryosuna kıyasla daha sınırlı kaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum, LQR yaklaşımının kalkış fazındaki geçici rejimi daha etkin bir biçimde sönümlediğini göstermektedir.

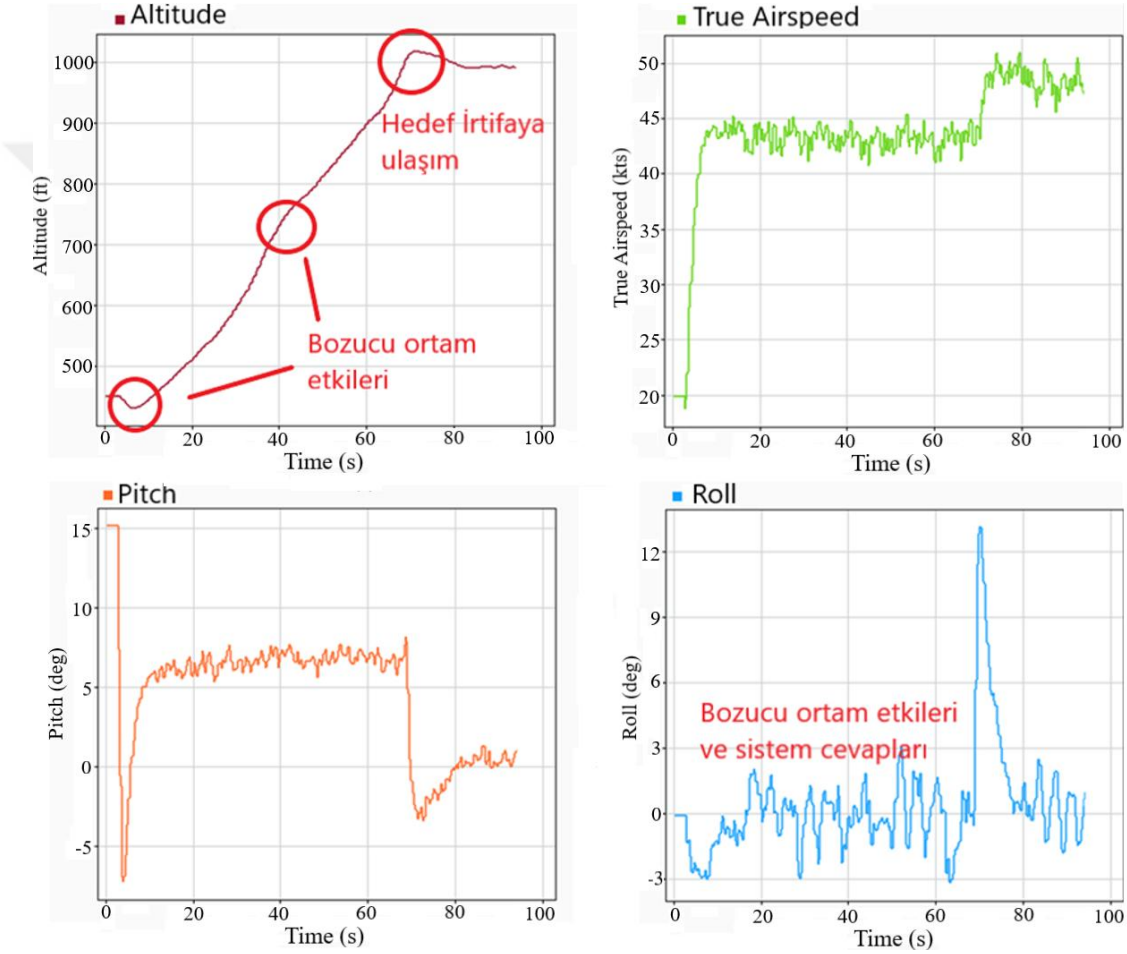
Gerçek hava hızı profili, kalkışın hemen ardından hızlı bir artış sergilemiş ve kısa sürede kararlı bir değere yerleşmiştir. Hız eğrisinde gözlenen davranış PID kontrolcüye büyük ölçüde benzer olmakla birlikte, LQR senaryosunda hız artışının daha yumuşak bir geçişle gerçekleştiği ve hız çevresindeki küçük dalgalanmaların daha hızlı bastırıldığı dikkat çekmektedir.

Yunuslama açısı incelendiğinde, kalkış anında gerekli tırmanış koşullarını sağlayacak şekilde pozitif değerlere yükseldiği, ardından daha kısa sürede kararlı bir seviyeye yerleştiği görülmektedir. PID kontrolcüye kıyasla, yunuslama açısındaki geçici aşımın daha sınırlı olduğu ve kontrolcünün daha dengeli bir yunuslama davranışı sergilediği söylenebilir. Bu durum, durum geri beslemesine dayalı LQR yapısının kalkış fazındaki dikey dinamikleri daha kontrollü yönettiğini göstermektedir.

Yuvarlanma açısı, kalkış fazının büyük bölümünde sıfır etrafında tutulmuş; yalnızca kısa süreli ve geçici bir sapma gözlemlenmiştir. Bu sapmanın ardından yuvarlanma açısının hızlı bir şekilde sönümlenmesi, LQR kontrolcünün yanlamasına kararlılığı etkin bir biçimde sağladığını ortaya koymaktadır. PID senaryosuna kıyasla yuvarlanma hareketinin daha hızlı bastırıldığı ve daha kısa sürede nominal duruma geri dönüldüğü görülmektedir.

Genel olarak değerlendirildiğinde, LQR tabanlı kontrolcü ideal koşullar altında kalkış fazında daha sönümlü, daha dengeli ve daha öngörülebilir bir geçici rejim davranışı sergilemiştir. PID kontrolcü ile karşılaştırıldığında, LQR yaklaşımının özellikle pitch ve roll eksenlerinde daha düşük genlikli sapmalar ürettiği ve kalkış fazını daha “temiz” bir dinamikle tamamladığı söylenebilir.

PID kontrolcü kalkış fazında gerçekçi çevresel bozucular altında test edilmiştir. Simülasyon ortamına 10 kt sabit rüzgâr, 6 kt ani rüzgâr etkisi etkisi ve hafif türbülans dâhil edilerek, kontrolcünün model belirsizlikleri ve ani dış etkilere karşı dayanıklılığı değerlendirilmiştir. Bu testin temel amacı, PID kontrol yapısının ideal koşullar dışında, kalkış fazının yüksek dinamikler içeren başlangıç safhasında kararlılığını ne ölçüde koruyabildiğini ve bozucu reddi performansını ortaya koymaktır. Şekil 5.4'te bozucuların dahil olduğu senaryoya ait uçuş parametreleri verilmiştir.



Şekil 5.4 PID Kontrolcü Bozuculu Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri

Şekil 5.4'te PID tabanlı kontrolcü ile, rüzgâr ve türbülans etkileri altında gerçekleştirilen kalkış fazına ait sonuçlar sunulmaktadır. Bozuculu ortam koşullarına rağmen, hava aracının genel tırmanış eğilimini koruduğu ve hedef irtifaya ulaşmayı başardığı görülmektedir. Ancak ideal koşullara kıyasla irtifa eğrisinde daha belirgin dalgalanmalar ve hedef irtifa çevresinde sınırlı bir aşım oluştuğu dikkat çekmektedir.

Bu durum, rüzgâr ve ani rüzgâr etkisi (gust) etkilerinin özellikle kalkış fazının ileri safhalarında dikey dinamikleri etkilediğini göstermektedir.

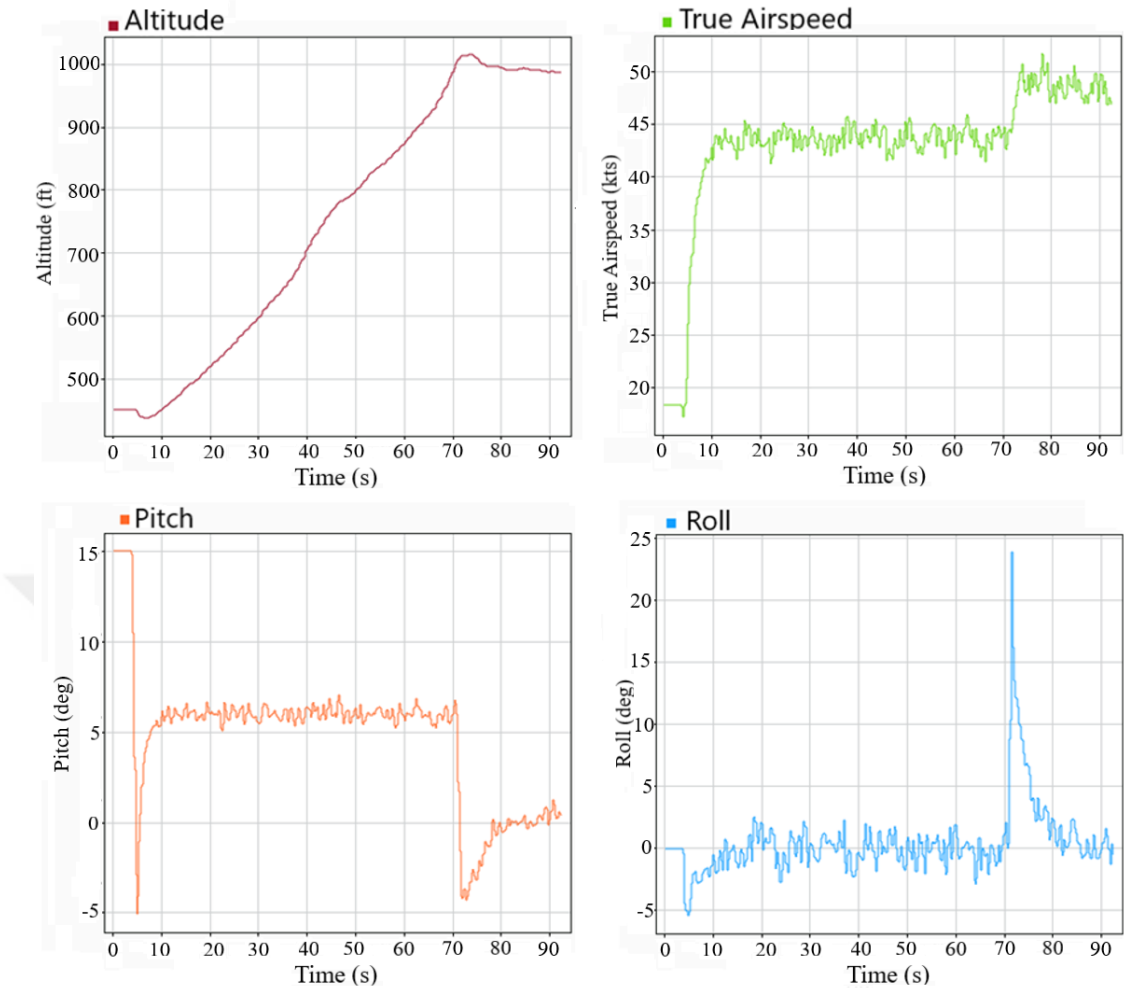
Gerçek hava hızı profili incelendiğinde, kalkışın ardından hızın hızla yükseldiği ancak rüzgâr ve türbülans etkileri nedeniyle hız sinyalinde belirgin salınımlar meydana geldiği görülmektedir. Özellikle sabit rüzgâr ve ani rüzgâr etkisi etkilerinin birleşimi, hız etrafında sürekli küçük genlikli dalgalanmalara yol açmıştır. Buna rağmen hızın genel olarak güvenli çalışma aralığında tutulduğu ve kontrolcünün temel hız regülasyon görevini yerine getirdiği söylenebilir.

Yunuslama açısı, kalkış fazının ilk bölümünde beklenen şekilde pozitif değerlere yükselmiş; ancak bozucuların etkisiyle ideal senaryoya kıyasla daha gürültülü ve dalgalı bir davranış sergilemiştir. yunuslama sinyalindeki bu düzensizlik, PID kontrolcünün bozucu reddi sırasında daha sık ve daha agresif düzeltme hareketleri üretmek zorunda kaldığını göstermektedir. Kalkış fazının sonuna doğru yunuslama açısında gözlenen ani değişim, kontrolcünün uçuş modları arasındaki geçişe duyarlı olduğunu ortaya koymaktadır.

Yuvarlanma açısı, bozuculu senaryoda PID kontrolcünün en fazla etkilendiği büyüklüklerden biri olmuştur. Rüzgâr ve ani rüzgâr etkisi etkileri altında yuvarlanma açısında sürekli küçük genlikli salınımlar oluşmuş, belirli bir anda ise daha yüksek genlikli geçici bir sapma gözlemlenmiştir. Her ne kadar bu sapma kısa sürede bastırılsa da, yuvarlanma eksenindeki davranış PID kontrolcünün yanlamasına bozuculara karşı sınırlı bir sönümleme kapasitesine sahip olduğunu göstermektedir.

Genel değerlendirme olarak, PID tabanlı kontrolcü bozuculu kalkış senaryosunda sistem kararlılığını korumayı başarmış ve kalkış fazını güvenli biçimde tamamlamıştır. Bununla birlikte, ideal koşullara kıyasla artan salınımlar ve kumanda eforu, PID yapısının bozuculu ortamlarda daha sınırlı bir performans sergilediğini ve çevresel etkilere karşı daha hassas olduğunu ortaya koymaktadır.

Aynı bozucu etkiler altında LQR kontrolcü de test edilmiştir. Şekil 5.5’te uçuş parametreleri verilmiştir.



Şekil 5.5 LQR Kontrolcü Bozuculu Kalkış Fazı Uçuş Parametreleri

İrtifa profili incelendiğinde, hava aracının bozuculu koşullara rağmen düzenli bir tırmanış sergilediği ve hedef irtifaya güvenli bir şekilde ulaştığı görülmektedir. PID bozuculu senaryosuna kıyasla, irtifa eğrisinin daha düzgün olduğu ve hedef irtifa çevresindeki aşımın daha sınırlı kaldığı dikkat çekmektedir. Bu durum, LQR kontrolcünün dikey dinamikler üzerindeki bozucu etkileri daha etkin bir şekilde bastırabildiğini göstermektedir.

Gerçek hava hızı profili, rüzgâr ve ani rüzgâr etkisi (gust) etkilerine bağlı olarak dalgalı bir yapı sergilese de, hız çevresindeki salınımların PID bozuculu senaryoya kıyasla daha düşük genlikli olduğu gözlemlenmiştir. Hızın genel olarak kararlı bir bant içerisinde tutulması, LQR kontrolcünün itki ve pitch etkileşimini daha dengeli yönettiğini ortaya koymaktadır.

Yunuslama açısı, kalkış fazı boyunca ideal senaryoya benzer bir referans seviyesinde tutulmuş; ancak bozucular nedeniyle küçük genlikli dalgalanmalar meydana gelmiştir. Bu dalgalanmaların genliği PID bozuculu senaryosuna kıyasla daha sınırlı olup, yunuslama ekseninde daha düzenli bir davranış elde edilmiştir. Kalkış fazının son bölümünde gözlenen ani yunuslama değişimi, görev fazları arasındaki geçişle ilişkilidir ve kısa sürede sönümlenmiştir.

Yuvarlanma açısı, rüzgâr ve türbülans etkilerine rağmen büyük ölçüde sıfır etrafında tutulmuş; PID bozuculu senaryosunda gözlenen yüksek genlikli geçici sapmaların burada daha kısa süreli ve daha hızlı sönümlendiği görülmüştür. Bu durum, LQR kontrolcünün yanlamasına bozuculara karşı daha yüksek bir sönümleme kapasitesine sahip olduğunu göstermektedir.

Genel olarak, LQR tabanlı kontrolcü bozuculu kalkış senaryosunda hem kararlılığı korumuş hem de bozucu etkiler altında daha düzenli ve öngörülebilir bir kontrol davranışı sergilemiştir.

Kalkış fazı testleri, PID ve LQR tabanlı kontrol yapılarını hem ideal hem de bozuculu koşullar altında karşılaştırmalı olarak değerlendirme imkânı sunmuştur. İdeal koşullar altında her iki kontrolcü de kalkış fazını güvenli ve kararlı bir şekilde tamamlamış olsa da, LQR yaklaşımının geçici rejim davranışında daha sönümlü ve daha dengeli bir performans sergilediği görülmüştür.

Bozuculu senaryolarda ise fark daha belirgin hâle gelmiştir. PID kontrolcü, rüzgâr ve ani rüzgâr etkisi (gust) etkileri altında kararlılığı korumakla birlikte, özellikle pitch ve roll eksenlerinde artan salınımlar ve kontrol eforu sergilemiştir. Buna karşılık LQR kontrolcü, bozucu etkileri daha etkin bir biçimde bastırmış; daha düşük genlikli sapmalar ve daha düzgün kumanda sinyalleri üretmiştir.

5.1.2 Seyir Fazı

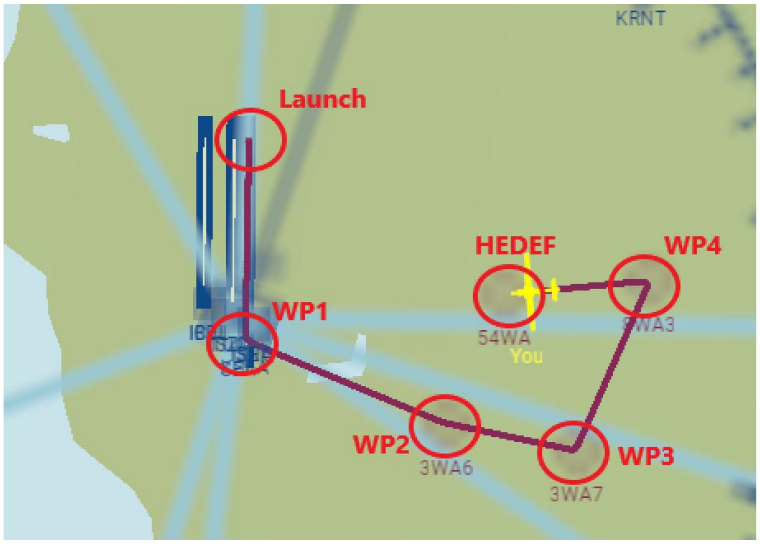
Seyir fazı, hava aracının görev irtifasında kararlı bir şekilde seyir hâlinde bulunduğu ve ara hedef noktası tabanlı rota takibinin gerçekleştirildiği uçuş safhasıdır. Bu faz, görev süresinin büyük bir bölümünü kapsaması nedeniyle kontrol sisteminin uzun

süreli kararlılığını, referans takip hassasiyetini ve bozucu etkiler altındaki sürdürülebilir performansını değerlendirmek açısından kritik öneme sahiptir.



Şekil 5.6 X-Plane 11 seyir fazına ait benzetim görüntüsü

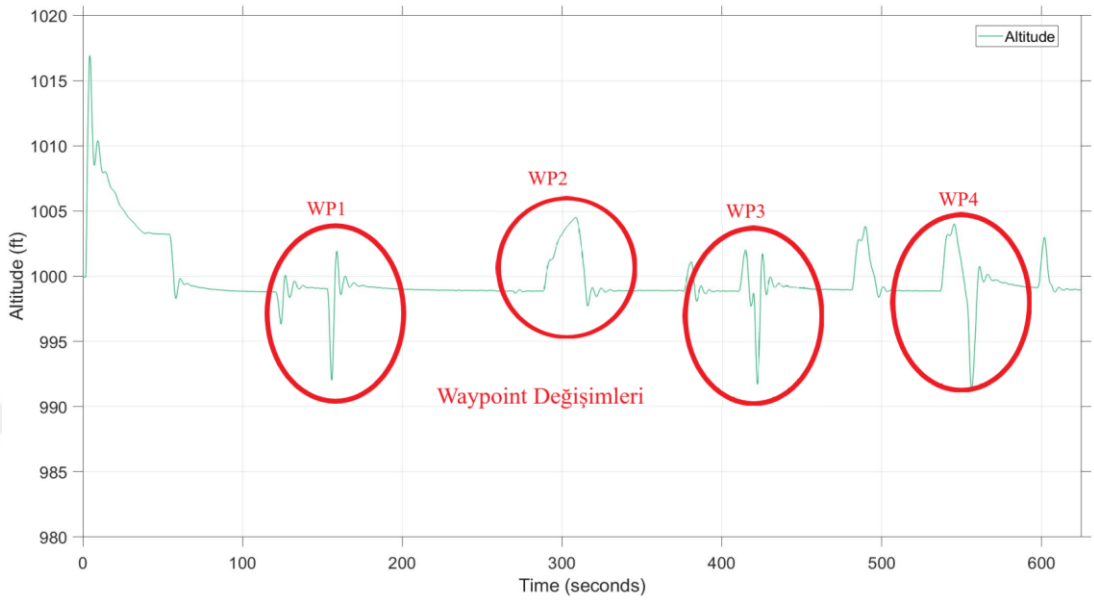
Kalkış fazının aksine seyir fazında uçuş dinamikleri daha yavaş değişmekle birlikte, kontrolcülerden beklenen performans gereksinimleri daha sıkıdır. Özellikle küçük referans hatalarının uzun süre boyunca birikmemesi, kumanda yüzeylerinin doygunluğa girmemesi ve sistemin çevresel bozucular karşısında kararlı bir seyir davranışı sergilemesi gerekmektedir. Bu nedenle seyir fazı testlerinde, kalkış fazına kıyasla daha geniş bir parametre seti değerlendirmeye alınmıştır. Şekil 5.7'de seyir fazına ait rota görüntüsü verilmiştir.



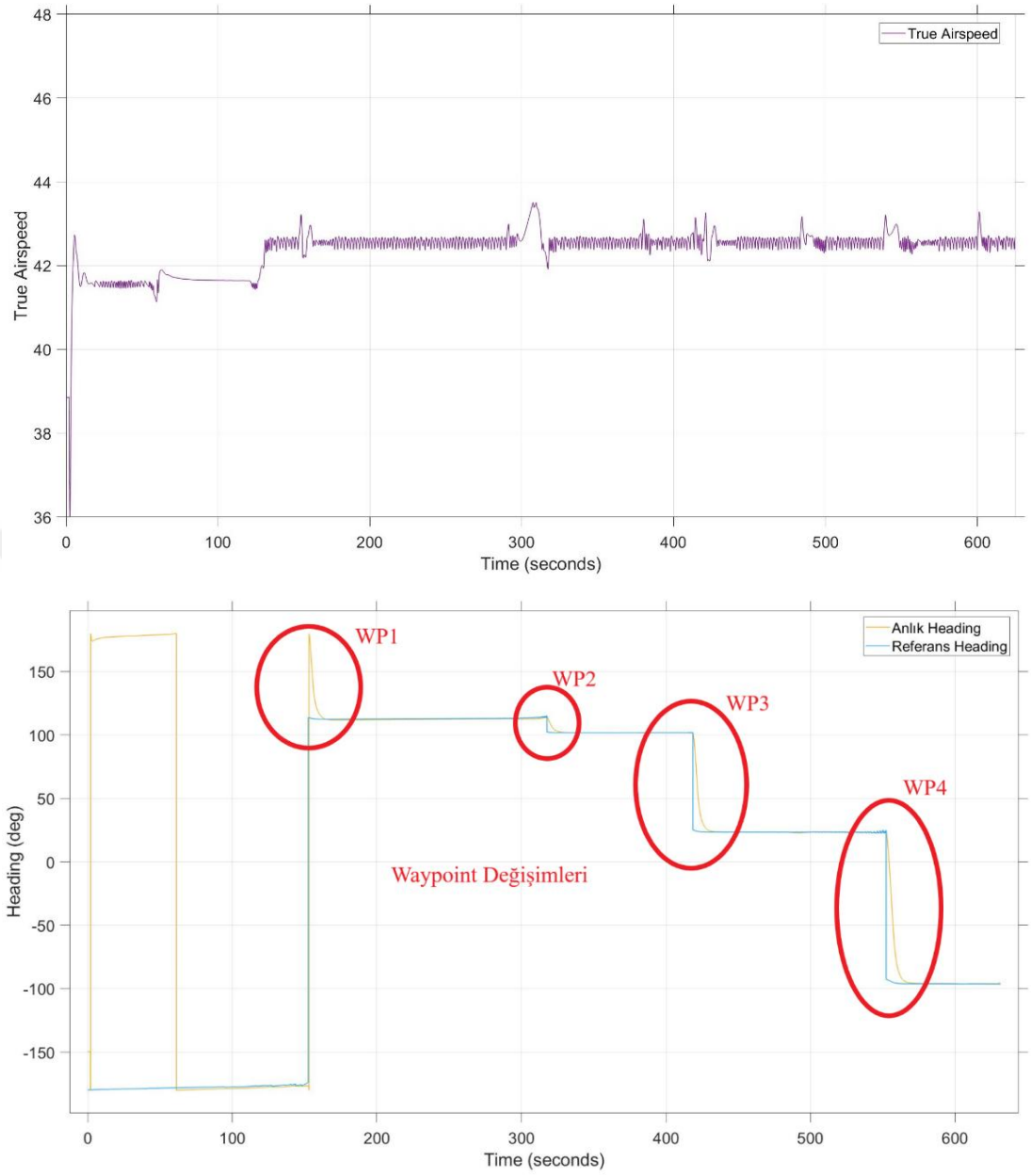
Şekil 5.7 X-Plane 11 seyir fazına ait rota görüntüsü

Seyir fazı boyunca; irtifa ve hız takibi, başlık açısı ve yönelme davranışı, ara hedef noktası geçişleri, tutum açıları, kumanda yüzeylerinin davranışı ve sistemin bozucu reddi kabiliyeti ayrıntılı olarak incelenmiştir. PID ve LQR tabanlı kontrol yapıları,

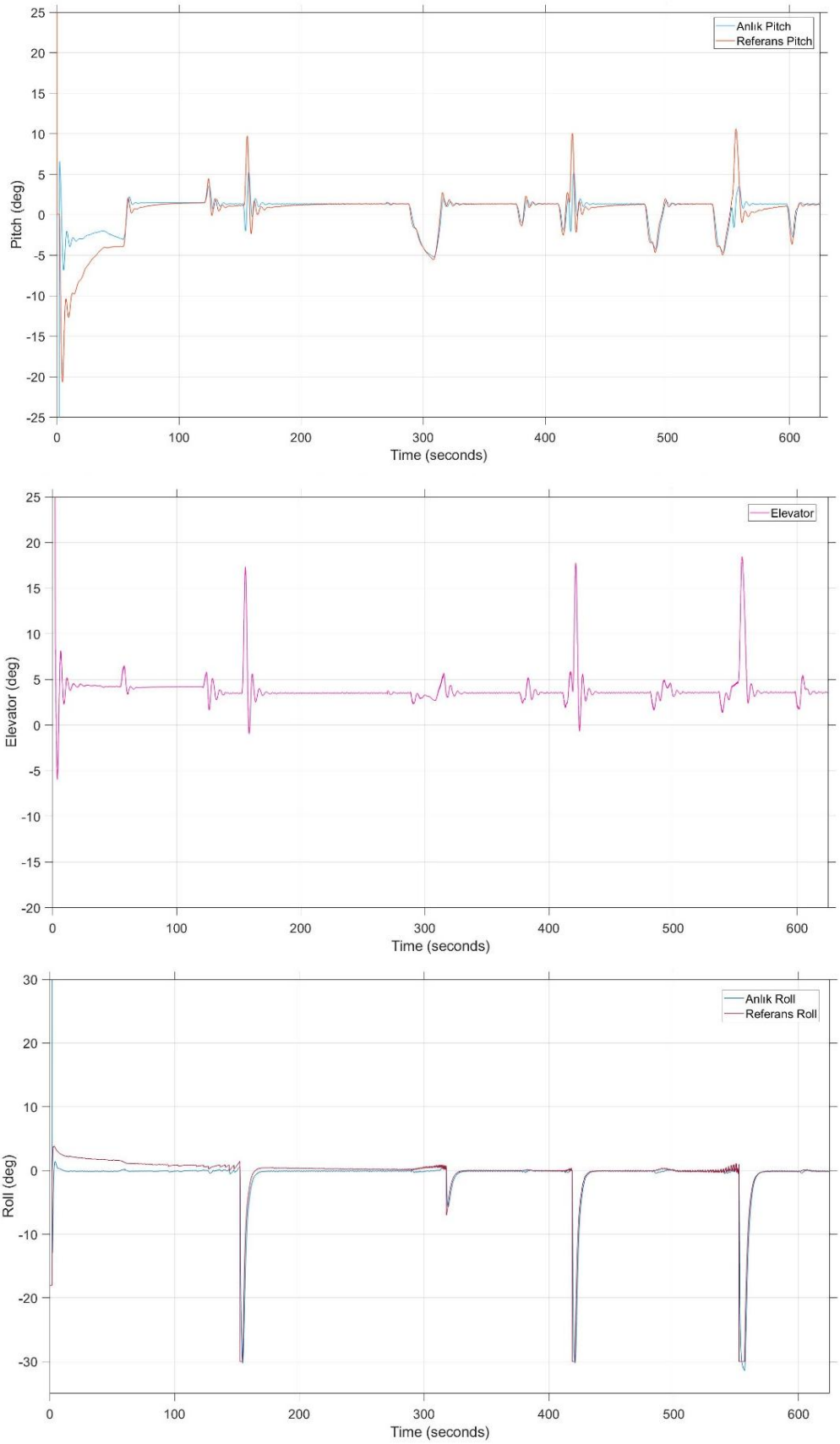
ideal ve bozucu koşullar altında aynı görev senaryoları için test edilerek karşılaştırmalı bir değerlendirme yapılmıştır.



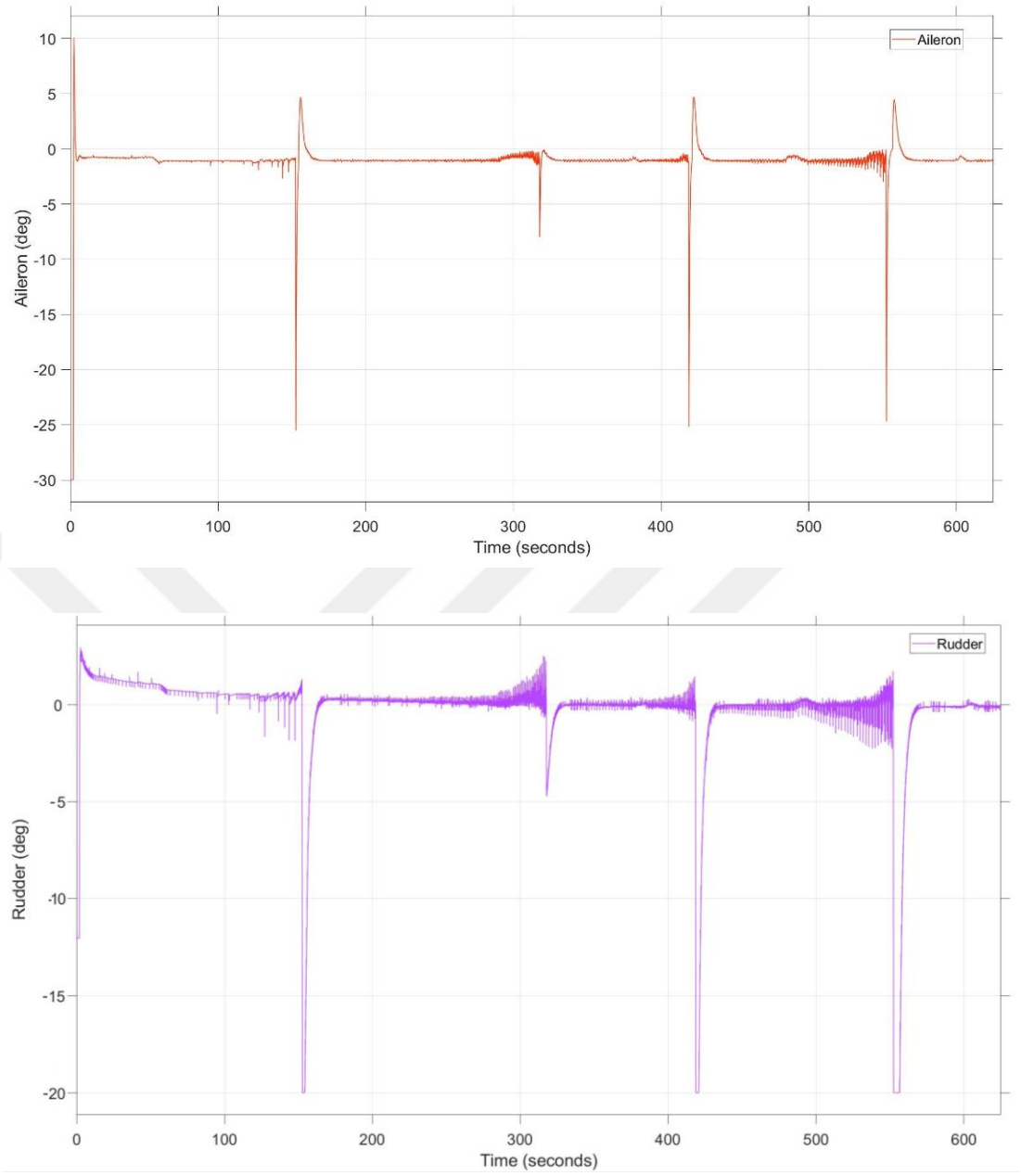
Şekil 5.8 PID tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri



Şekil 5.9 PID tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı, başlık açısı (heading) değişimleri ve hedef koordinat takibi59

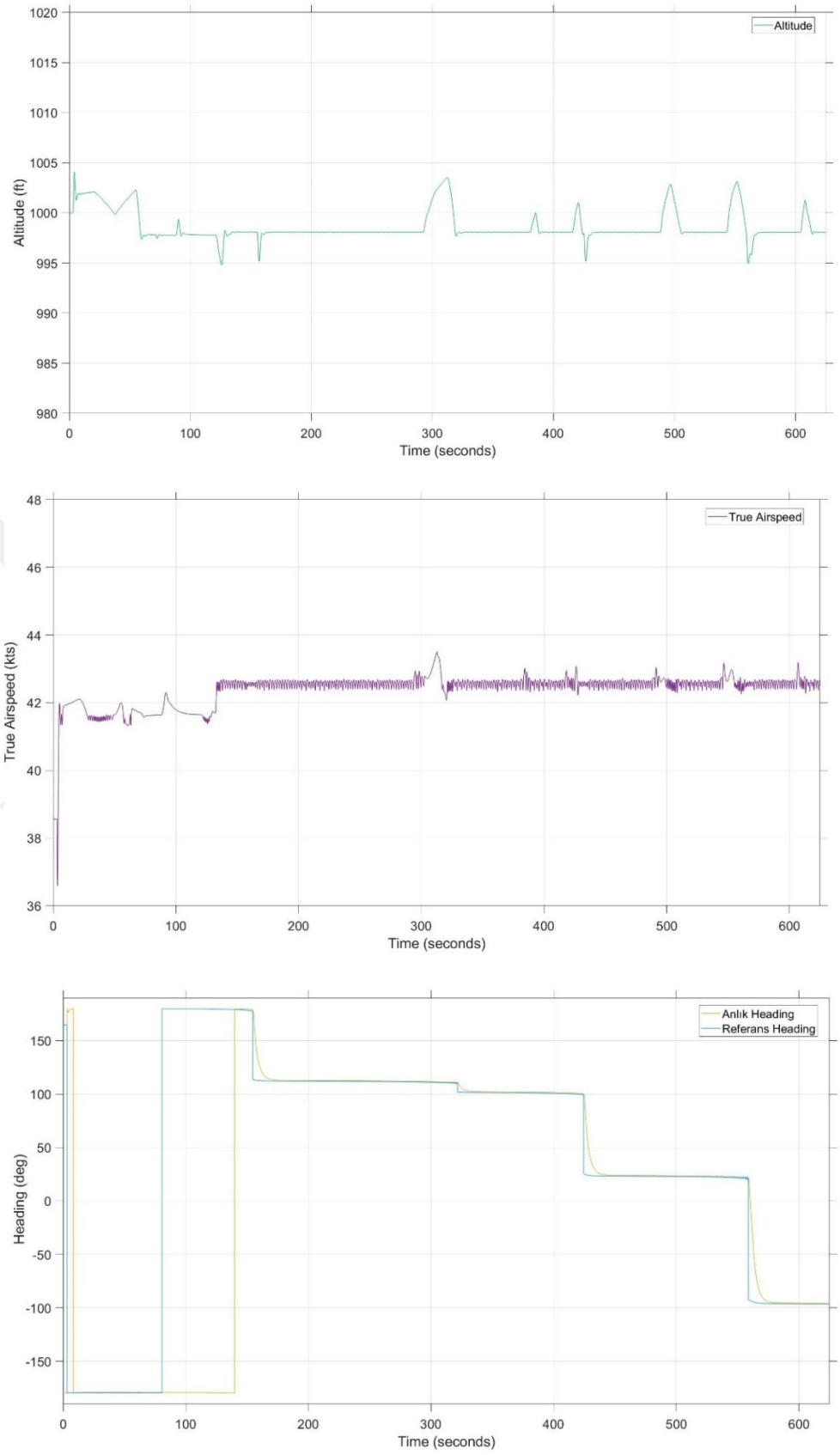


Şekil 5.10 PID seyir ideal senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları



Şekil 5.11 PID seyir ideal senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları

Şekil 5.8–5.11'de, PID tabanlı kontrolcünün ideal koşullar altındaki seyir fazı sonuçları sunulmaktadır. Bulgular, sistemin hedef değerler etrafında kararlı bir seyir davranışı sergilediğini, irtifa ve başlık açısı takibini kabul edilebilir sapmalarla gerçekleştirdiğini göstermektedir. Manevra anlarında kontrol eforu artsa da kumanda yüzeyi komutlarında doyum veya kalıcı salınım oluşmamıştır. Bu sonuçlar, PID tabanlı yapının seyir fazında uzun süreli kararlılık ve yeterli rota takip başarımı sağladığını göstermektedir.



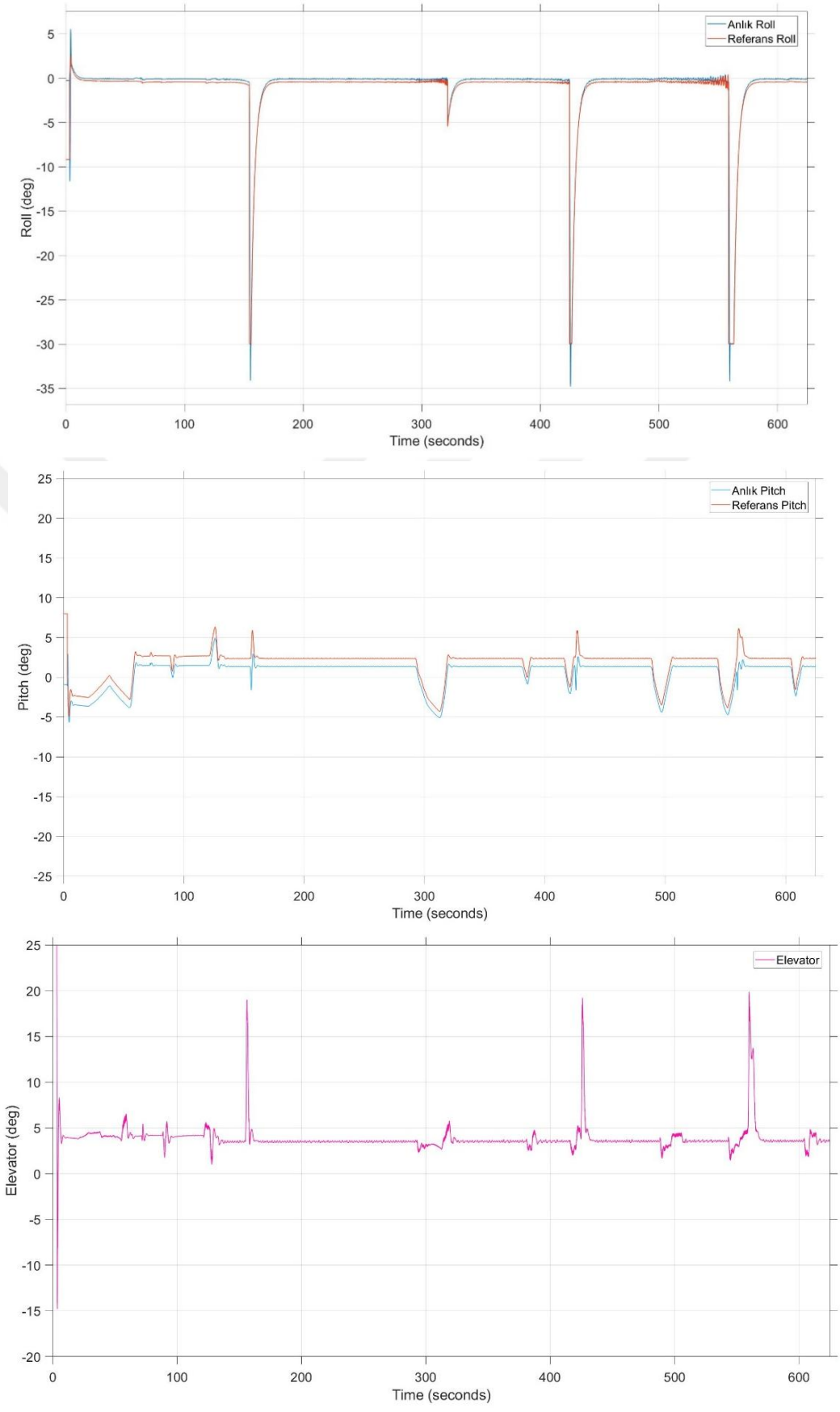
Şekil 5.12 LQR tabanlı kontrolcü ile ideal koşullar altında seyir fazına ait irtifa, gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri.512

LQR tabanlı kontrolcü ile nominal koşullar altında gerçekleştirilen seyir fazı testlerine ait sonuçlar şekil 5.12'de sunulmaktadır. İrtifa değişimine ait sonuçlar incelendiğinde, seyir fazı boyunca hava aracının yaklaşık sabit bir irtifa etrafında uçuşunu sürdürdüğü görülmektedir. Kısa süreli ve düşük genlikli sapmalar, yönlendirme kaynaklı manevralar ve bozucu etkilerle ilişkilendirilebilirken, bu sapmaların hızla sönümlendiği ve sistemin tekrar referans seviyeye yerleştiği gözlemlenmiştir. Bu durum, tutum kontrol katmanının seyir rejiminde yeterli sönümleme ve kararlılık sağladığını göstermektedir. Senaryonun sonunda gözlenen ani irtifa düşüşü, seyir fazının sona ermesi ve görev fazı geçişi ile ilişkilidir ve seyir performans değerlendirmesi dışında tutulmuştur.

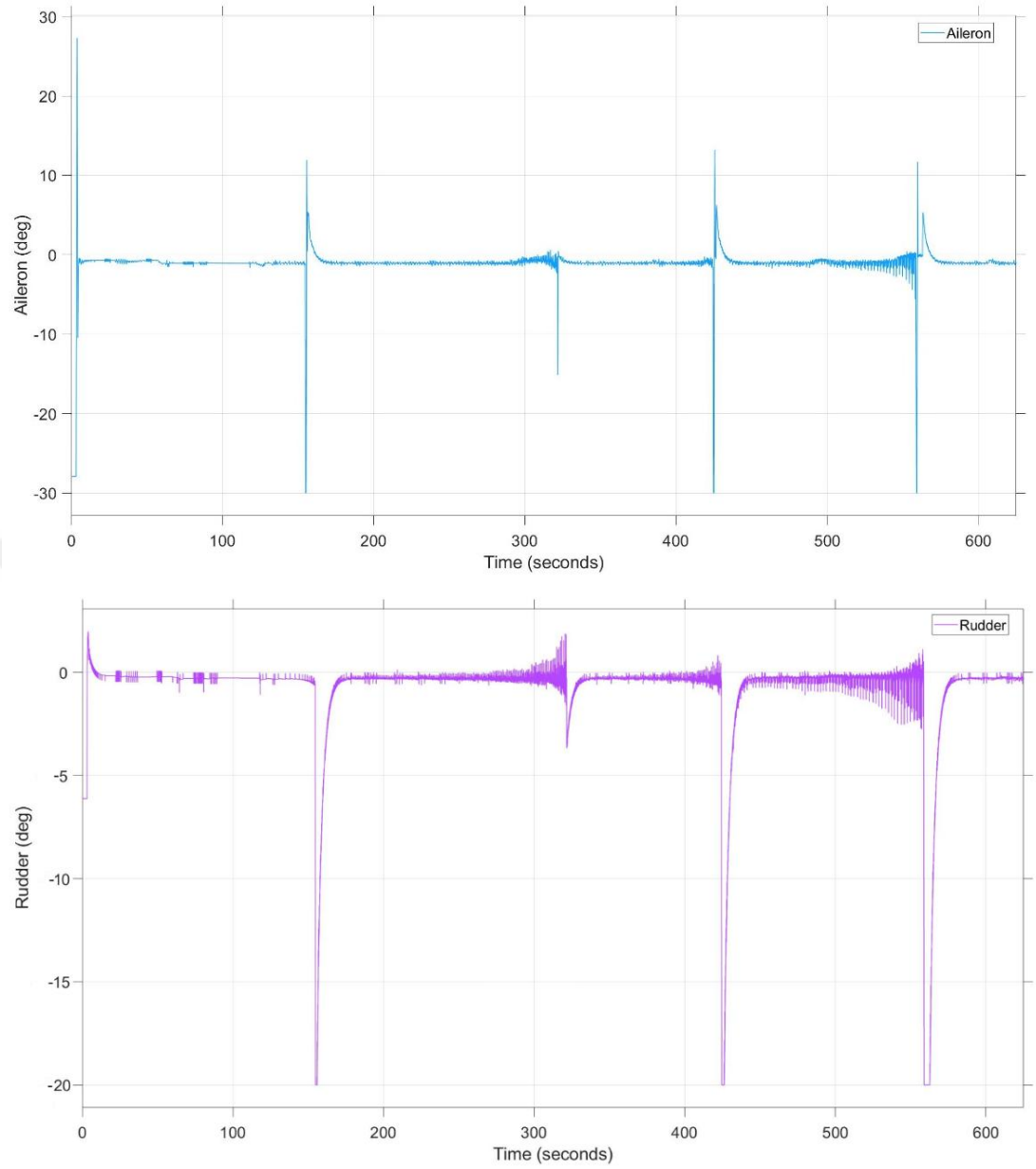
Gerçek hava hızı verileri incelendiğinde, hızın seyir boyunca belirli bir ortalama değer etrafında küçük genlikli dalgalanmalarla korunduğu görülmektedir. Bu dalgalanmalar yüksek frekanslı olup simülasyon ortamındaki aerodinamik bozucular ve ölçüm gürültüsü ile uyumludur. Buna rağmen hızda uzun süreli bir sürüklenme veya kararsızlık gözlenmemiştir. Bu sonuç, kontrol sisteminin seyir fazında enerji dengesini bozacak agresif tutum veya yönlendirme komutları üretmediğini ve sistemin genel olarak dengeli bir uçuş rejiminde çalıştığını göstermektedir.

Seyir fazı boyunca irtifa, hız ve başlık değişkenlerinin birlikte değerlendirilmesi, geliştirilen basamaklı kontrol mimarisinin uzun süreli kararlı uçuş rejimini başarıyla sürdürdüğünü ortaya koymaktadır. Yönlendirme katmanı tarafından üretilen referanslar, tutum kontrol katmanı tarafından fiziksel sınırlar içerisinde ve öngörülebilir bir dinamik davranışla izlenmiştir. Bu sonuçlar, hem PID hem de LQR tabanlı tutum kontrol yapılarının seyir fazında yeterli bozucu etkilere dayanım ve kararlılık sunduğunu ve sistemin görev profiline uygun biçimde çalıştığını göstermektedir.

Ek olarak Şekil 5.13 ve Şekil 5.14'te tutumsal sonuçlar da verilmiştir.



Şekil 5.13 LQR ideal seyir senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları



Şekil 5.14 LQR ideal seyir senaryosunda tutum açıları ve kumanda yüzeyi çıktıları

Yunuslama açısı grafikleri incelendiğinde, her iki kontrol yaklaşımında da yunuslama açısının referansı genel olarak izlediği; ancak başlık değişimlerinin yoğunlaştığı anlarda yunuslama kanalında geçici sapmalar oluştuğu görülmektedir. Bu durum, sabit kanatlı uçakta dönüş manevralarında bank açısı ile birlikte oluşan kaldırma vektörü değişimi ve hız/enerji etkileşimi nedeniyle yunuslama ekseninin dolaylı olarak etkilenmesiyle tutarlıdır.

PID tabanlı kontrolde, özellikle manevra geçiş anlarında yunuslama tepkisinin daha belirgin tepe/dip yaptığı ve referansa yerleşme süresinin bazı bölgelerde uzadığı

gözlemlenmektedir. İrtifa dümeni komutunda da bu anlarda keskin pikler oluşmakta; sonrasında komut tekrar seyir seviyesine yakınsamaktadır. Bu davranış, PID kontrolcünün hızlı hata düzeltmeye çalışırken eksenler arası bağlaşım ve doyum/değişim hızı sınırıları nedeniyle zaman zaman daha agresif kumanda üretmesine işaret etmektedir.

LQR tabanlı kontrolde ise yunuslama takibinin daha sönümlü ve düzenli olduğu, irtifa dümeni komutunun da daha kontrollü bir bantta kaldığı görülmektedir. Başlık manevralarının tetiklediği yunuslama bozulmaları daha hızlı bastırılmakta; kontrol eforu gereksiz büyümeden sistem tekrar trim çevresine taşınmaktadır. Bu sonuç, LQR'nin açı ve açısal hız durumlarını birlikte cezalandırması sayesinde, geçici rejim davranışını daha sistematik biçimde şekillendirdiğini göstermektedir.

Başlık değişimlerinin temel olarak yuvarlanma ekseni üzerinden gerçekleştirildiği düşünüldüğünde, roll–aileron kanalı bu senaryonun en kritik göstergelerindendir. Yuvarlanma açısı grafikleri, her bir başlık basamağında yuvarlanma referansının aşağı/yukarı çekildiğini ve hava aracının buna karşılık bank manevrası yaptığını göstermektedir.

PID tabanlı kontrolde yuvarlanma açısı, referans yuvarlanma açısını genel olarak takip etmekle birlikte, geçiş anlarında kısa süreli aşım ve bazı bölgelerde küçük genlikli salınım eğilimi sergilemektedir. Kanatçık komutu bu anlarda daha büyük genlikli ani sapmalar üretmekte; özellikle dönüş başlangıcında yüksek kanatçık talebi oluşup dönüş bitiminde ters yönde düzeltme komutları gelmektedir. Bu, başlık geçişlerinde PID kontrolcünün daha "sert" çalıştığını ve yuvarlanma kanalında daha yüksek kontrol eforu ürettiğini göstermektedir.

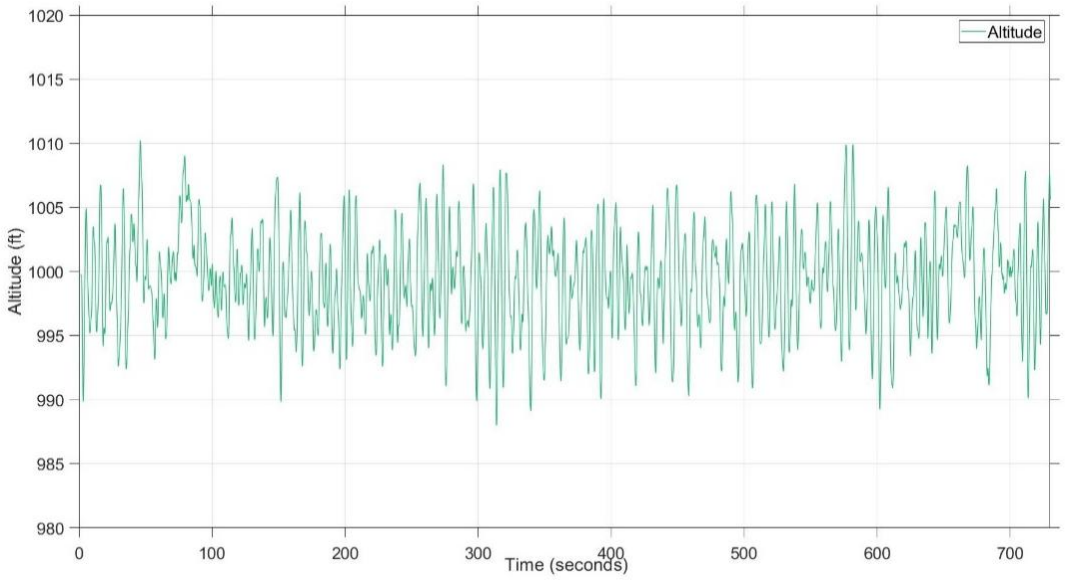
LQR tabanlı kontrolde yuvarlanma tepkisinin daha sıkı ve sönümlü olduğu, referans yuvarlanma açısına yerleşmenin daha öngörülebilir bir yapıda gerçekleştiği görülmektedir. Kanatçık komutunda da manevra anlarında gerekli tepkiler üretilmekle birlikte, komutun bant genişliği ve tepe değerleri PID'e kıyasla daha "düzenli" bir karakterdedir. Bu, LQR'nin kontrol eforunu R matrisi üzerinden cezalandırması nedeniyle gereksiz komut büyümesini sınırlamasıyla uyumludur.

Yön dümeni (rudder) sinyali, seyir fazında özellikle dönüş manevralarında oluşan ters sapma (adverse yaw) etkisini bastırma ve yönel/sapma salınımlarını sönümleme açısından önemlidir. Rudder grafiğinde, başlık değişimlerinin yoğunlaştığı zaman aralıklarında yön dümeni komutunun belirgin şekilde aktive olduğu görülmektedir.

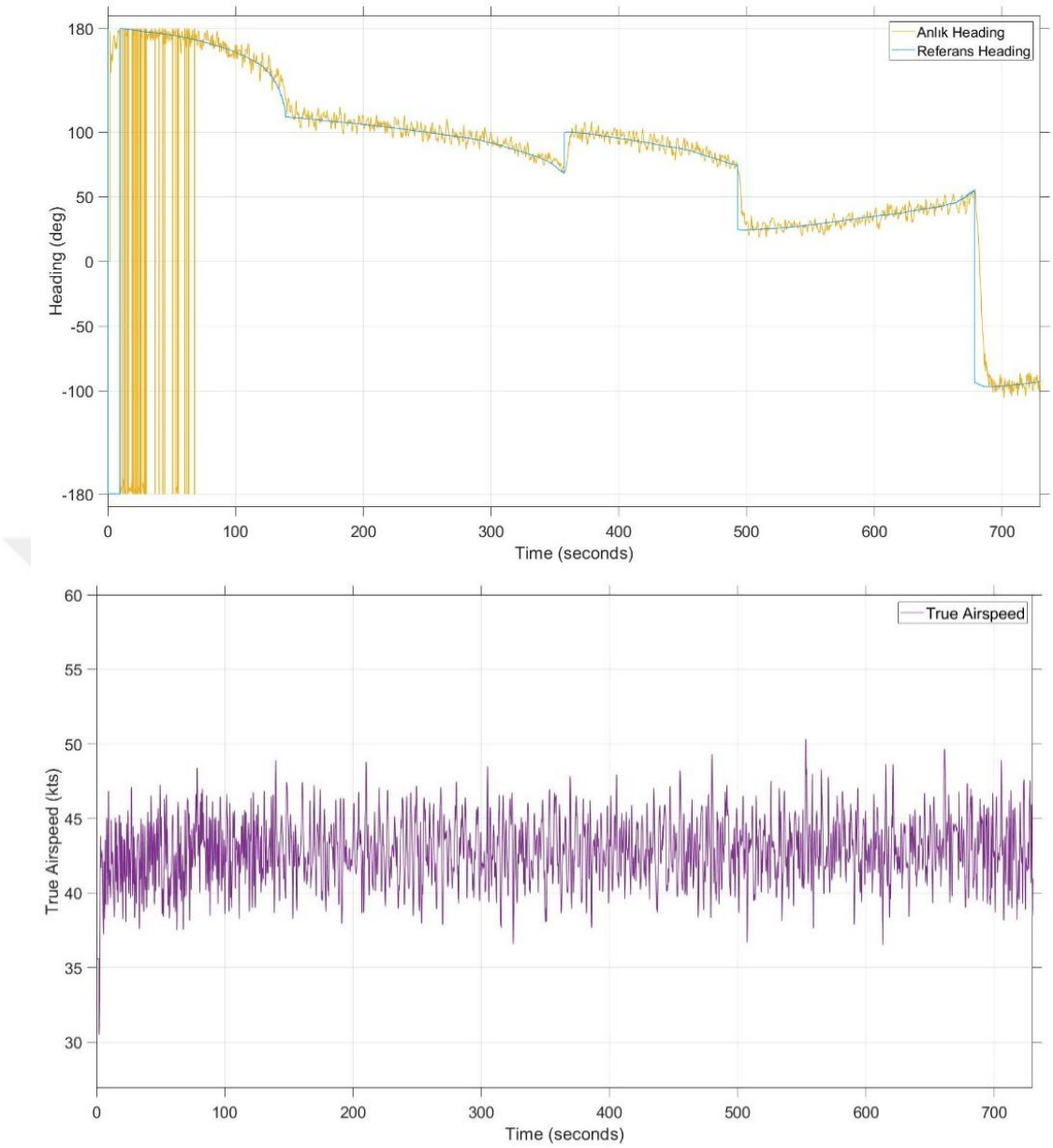
PID tabanlı senaryoda yön dümeni komutu, manevra anlarında daha dalgalı bir yapı sergilemekte ve bazı bölgelerde yüksek frekanslı küçük salınımlar dikkat çekmektedir. Bu durum, yaw/yanal dinamiklerin yuvarlanma manevralarıyla tetiklenmesi ve PID yapısının bu eksendeki bozucuları bastırırken daha fazla "düzeltme" üretmesiyle açıklanabilir. Ayrıca yön dümeni kanalındaki bu hareketlilik, koordineli dönüş şartının tam sağlanamadığı veya yaw damping'in sınırlı kaldığı bölgeleri işaret ediyor olabilir.

LQR tabanlı senaryoda ise yön dümeni komutunun genel eğilimi daha sakin ve sönümlü olup, manevra anlarında gerekli düzeltmelerin yapıldığı ancak komutun daha kontrollü şekilde sıfıra yaklaştığı gözlemlenmektedir. Bu, yanal-yönel eksenlerdeki etkileşimlerin daha sistematik şekilde baskılandığına işaret etmektedir.

Bu aşamaya kadar, ideal/ideal koşullar altında seyir fazında gerçekleştirilen testlerde PID ve LQR tabanlı iç döngü tutum kontrol yapılarının referans takibi ve kumanda üretim davranışları değerlendirilmiştir. Ancak gerçek görev ortamında hava aracı dinamiği; rüzgâr etkileri, sensör gürültüsü, model belirsizlikleri ve parametre sapmaları gibi bozucu unsurlar nedeniyle nominal modelden sapabilmektedir. Bu nedenle kontrol yapılarının yalnızca nominal performansı değil, aynı zamanda belirsizlikler altında kararlılığı koruyabilme ve performansı kabul edilebilir düzeyde sürdürebilme yeteneği de incelenmelidir. Bu kapsamda bir sonraki adımda, seyir fazı için oluşturulan bozuculu test senaryoları altında PID tabanlı kontrolcünün davranışı analiz edilmekte; irtifa/hız/başlık takibi ile birlikte tutum ve kumanda sinyallerindeki değişim üzerinden sistemin dayanıklılığı değerlendirilmektedir.



Şekil 5.15 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri



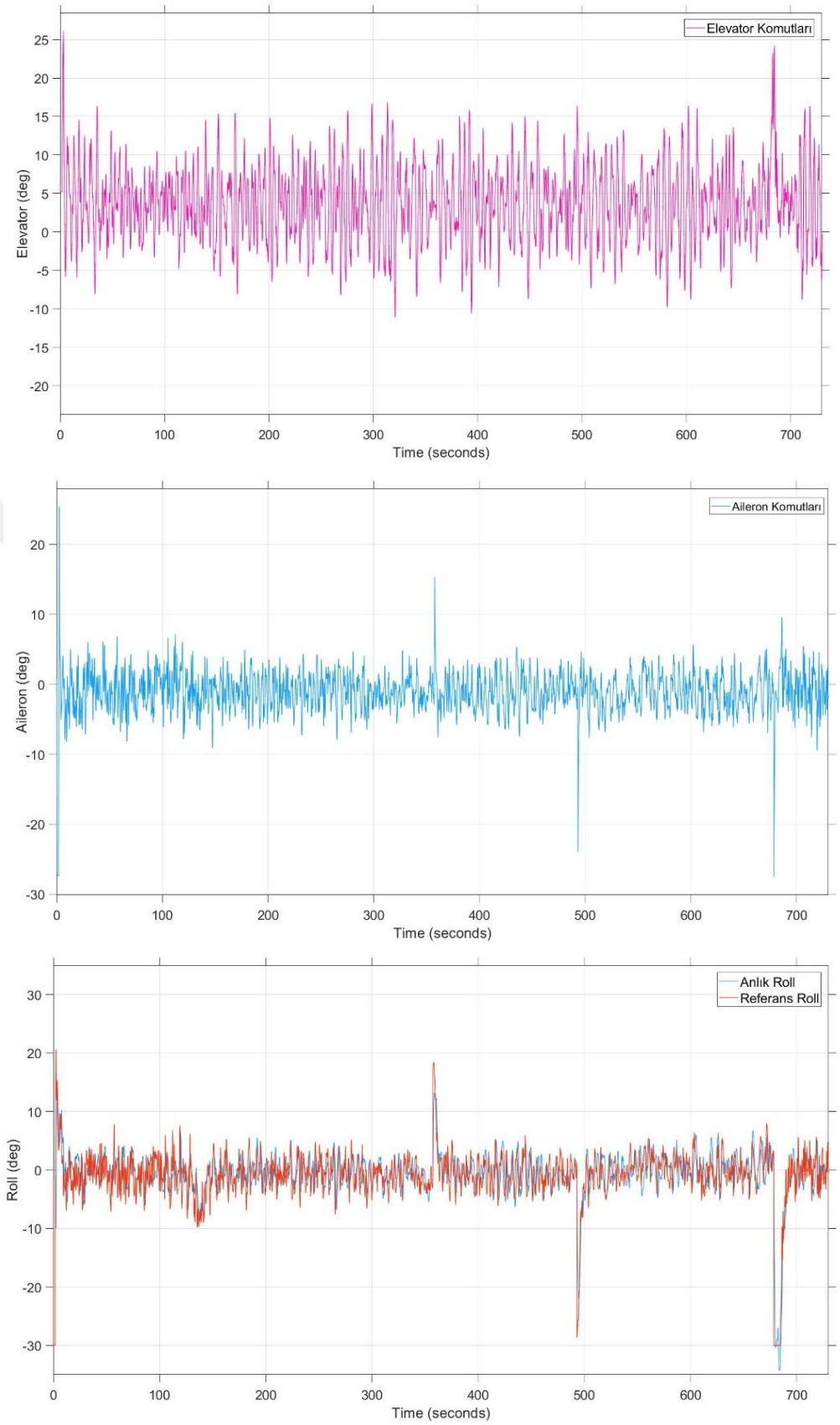
Şekil 5.16 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri.516

Şekil 5.15 ve Şekil 5.16'da görüldüğü üzere bozuculu seyir senaryosunda, sistem; model belirsizlikleri, bozucu etkiler ve ölçüm gürültüsünün artırıldığı koşullar altında test edilmiştir. Bu kapsamda tutum kontrol performansı, özellikle pitch–elevator, roll–aileron ve yaw–rudder eksenlerinde incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar, PID tabanlı iç döngü kontrol yapısının bozucu etkiler altında sergilediği kararlılık ve dayanım özelliklerini değerlendirmek açısından önemli bulgular sunmaktadır.

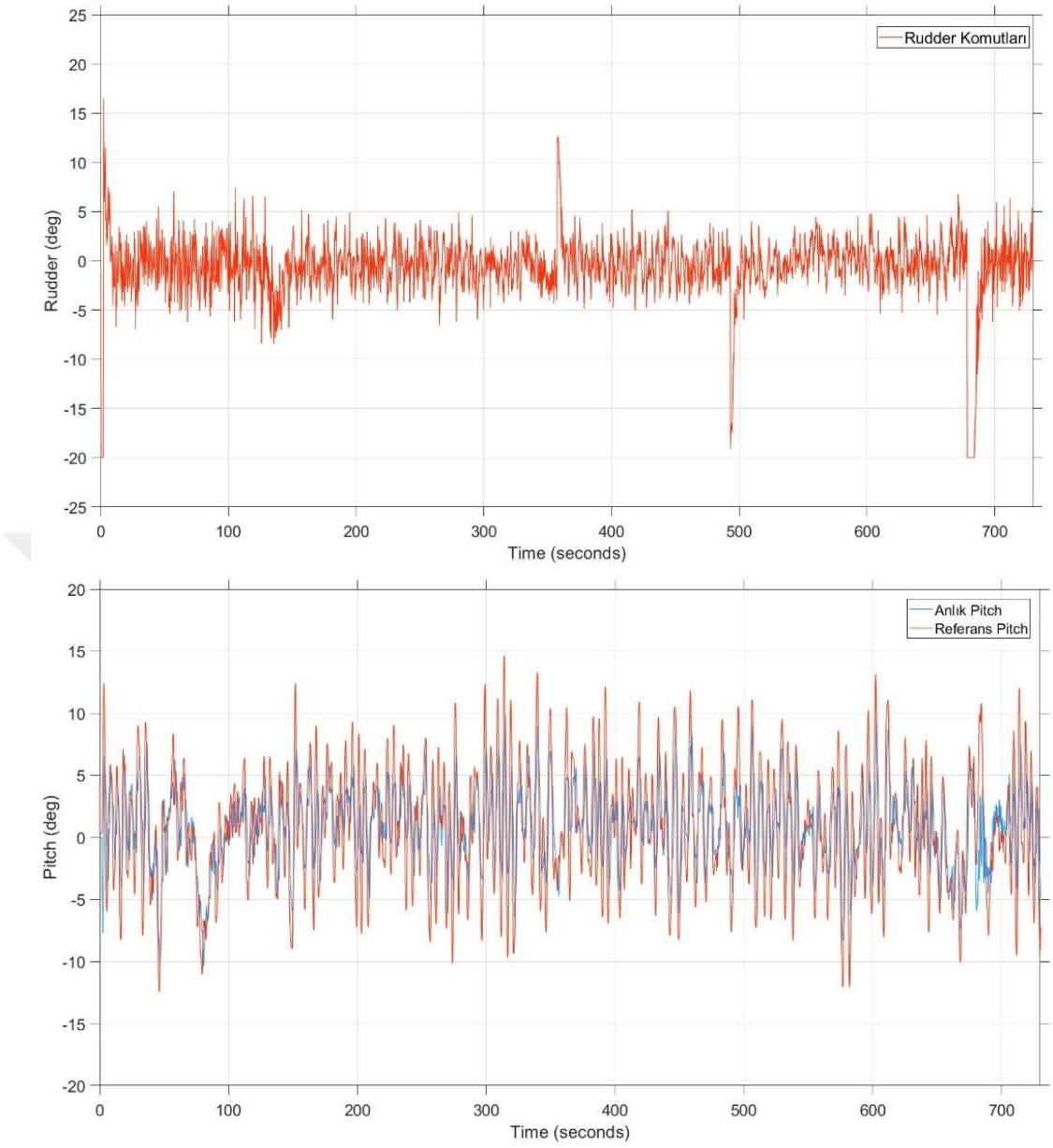
Yunuslama ekseni incelendiğinde, seyir boyunca referans yunuslama açısı etrafında küçük genlikli salınımların oluştuğu gözlemlenmektedir. İrtifa dümeni komutlarında, özellikle yönlendirme kaynaklı başlık değişimleri ve irtifa düzeltmeleri sırasında kısa süreli tepe değerleri ortaya çıkmaktadır. Bununla birlikte bu tepkilerin hızlı biçimde sönümlendiği ve yunuslama açısının referans etrafında yeniden kararlı hâle geldiği görülmektedir. Bu davranış, PID kontrolcüsünün oransal ve türev bileşenlerinin bozucu etkileri bastırmada etkin olduğunu, integral teriminin ise uzun süreli birikmeye yol açmadığını göstermektedir. Bozuculu koşullarda dahi belirgin bir integral birikimi gözlemlenmemesi, integral birikimi önleme mekanizmasının etkinliğini doğrulamaktadır.

Yuvarlanma ekseni ve buna karşılık gelen kanatçık komutları incelendiğinde, özellikle başlık değişimlerinin gerçekleştiği anlarda belirgin fakat kısa süreli yuvarlanma manevraları oluştuğu görülmektedir. yuvarlanma açısının referans değeri hızlı bir şekilde takip edildiği ve aşırı salınımların oluşmadığı dikkat çekmektedir. Kanatçık komutlarında gözlemlenen ani ancak sınırlı tepe değerleri, sistemin yönlendirme kaynaklı taleplere hızlı yanıt verdiğini; ancak doyum ve hız sınırlamaları sayesinde kontrol girdilerinin fiziksel sınırlar içerisinde tutulduğunu göstermektedir. Bozuculu senaryoda dahi yuvarlanma ekseninde uzun süreli salınım veya kararsızlık oluşmaması, iç döngü tutum kontrolünün yeterli sönümleme sağladığını ortaya koymaktadır.

Sapma ekseni davranışı ve yön dümeni komutları değerlendirildiğinde, başlık takibi sırasında yön dümeni üzerinde belirgin düzeltme hareketlerinin oluştuğu gözlemlenmektedir. Bozucu etkilerin artırıldığı bu senaryoda, yön dümeni sinyalinde gürültü seviyesinin yükseldiği; ancak buna rağmen başlık bilgisinin genel olarak referansı izlemeyi sürdürdüğü görülmektedir. Bu durum, sapma ekseninin sabit kanatlı hava araçlarında doğal olarak daha yavaş ve aerodinamik olarak daha az baskın bir kontrol ekseni olmasına rağmen, PID tabanlı yapının yönlendirme taleplerini karşılayabildiğini göstermektedir. Yön dümeni komutlarının uzun süreli doyuma girmemesi ve ortalama değerin sıfıra yakın seyretmesi, sistemin gereksiz yan kayma üretmediğine işaret etmektedir.



Şekil 5.17 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait kanatçık ve açı komutları517



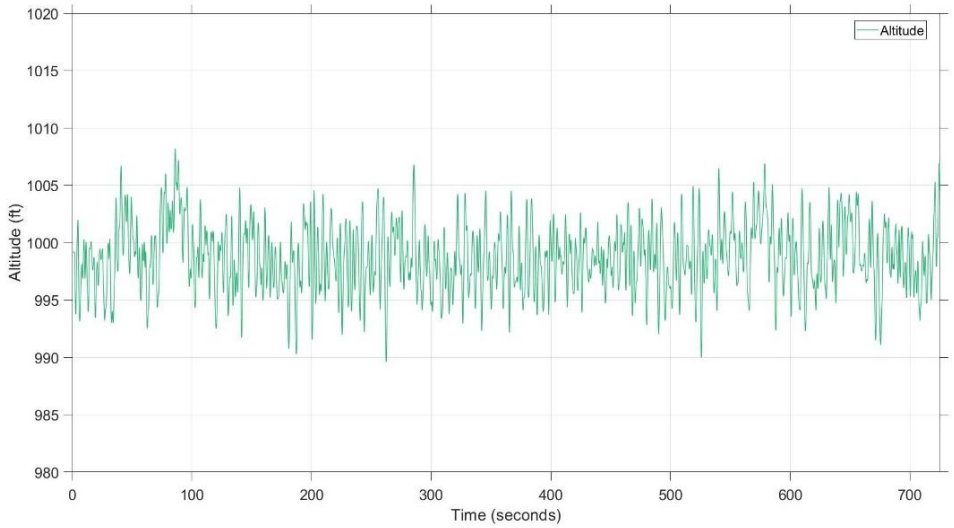
Şekil 5.18 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait tutum ve kontrol komutları parametreleri

Şekil 5.17 ve 5.18'de PID tabanlı tutum kontrol yapısının bozuculu seyir koşulları altındaki davranışı incelendiğinde, sistemin sürekli bozucu etkiler ve parametre belirsizlikleri altında dahi kararlı bir uçuş davranışı sergilediği gözlemlenmektedir. Bu testlerde, aerodinamik gürültü, rüzgâr benzeri bozucular ve ölçüm kaynaklı dalgalanmalar yapay olarak artırılmış; böylece kontrol sisteminin dayanıklılığı değerlendirilmiştir.

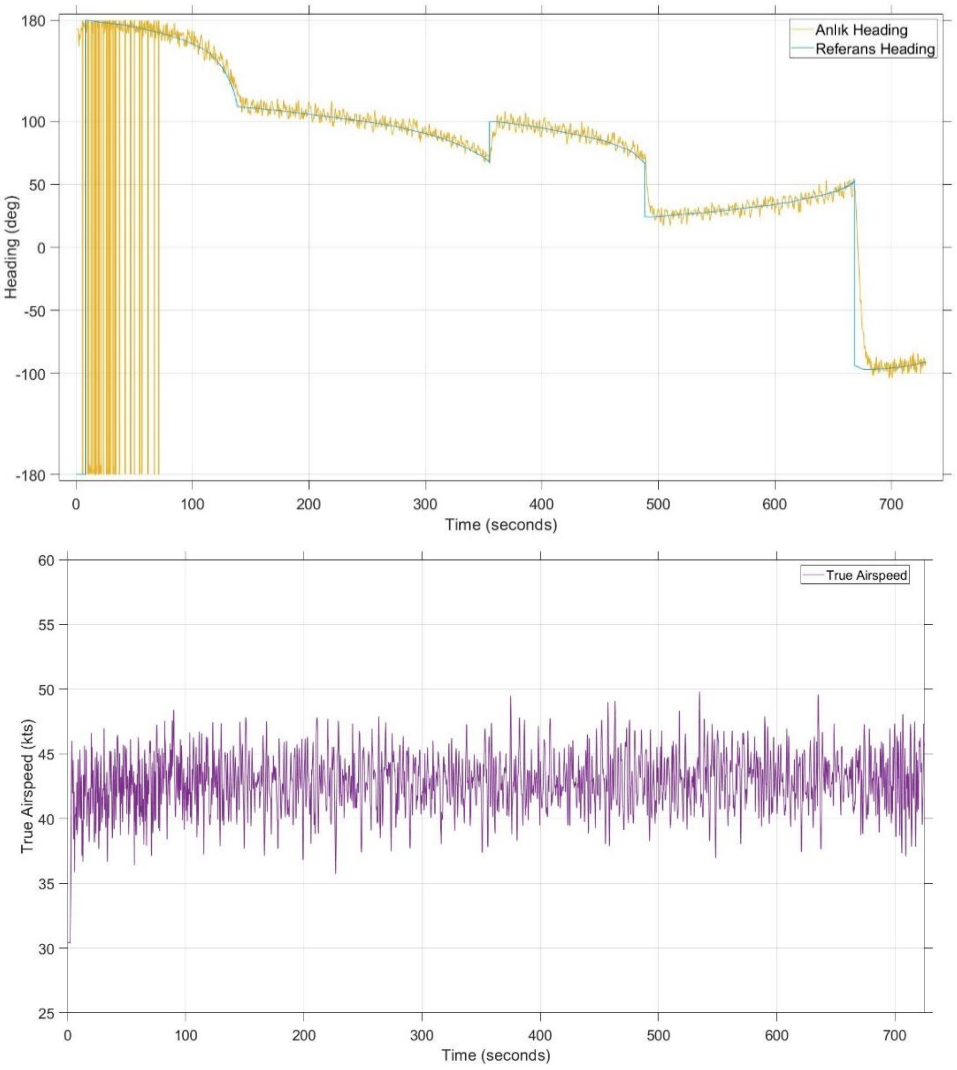
Yuvarlanma ekseni incelendiğinde, yuvarlanma açısının referans etrafında sınırlı genlikte salınımlar gösterdiği, ancak uzun süreli bir sapma veya kararsızlık eğilimi sergilemediği görülmektedir. Kanatçık komutları, bozucu etkiler altında yüksek frekanslı küçük genlikli düzeltmeler üretmekte olup, bu durum PID kontrolcüsünün anlık yuvarlanma bozulmalarını bastırma yönünde sürekli çalıştığını göstermektedir. Bununla birlikte kanatçık sinyallerinde gözlenen gürültü seviyesi, bozuculu koşullarda kontrol eforunun arttığını ve kontrolcünün bozuculara karşı daha agresif bir düzeltme davranışı sergilediğini ortaya koymaktadır.

Yunuslama ekseni açısından değerlendirildiğinde, yunuslama açısının referans değeri etrafında tutulduğu, ancak ideal seyir senaryosuna kıyasla daha belirgin dalgalanmalar içerdiği görülmektedir. İrtifa dümeni komutlarının genlik ve frekans bakımından arttığı; özellikle kısa süreli bozucu etkiler sırasında irtifa dümeninin hızlı düzeltme hareketleri ürettiği dikkat çekmektedir. Buna rağmen, yunuslama açısında kalıcı bir hata oluşmaması ve sistemin referansa geri dönebilmesi, PID tabanlı yapının bozuculu koşullarda dahi temel tutum kararlılığını koruyabildiğini göstermektedir.

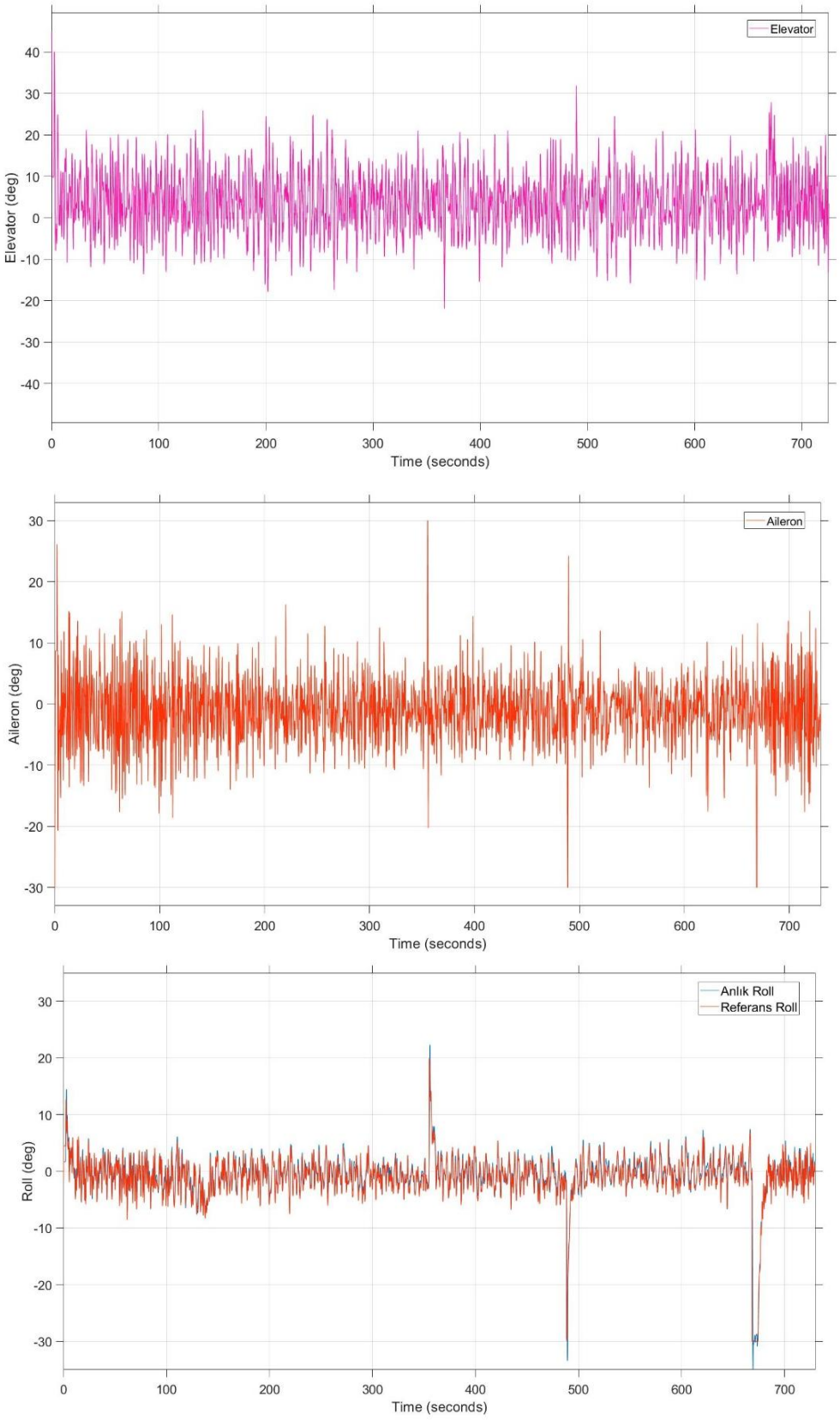
Sapma ekseni ve buna karşılık gelen yön dümeni komutları incelendiğinde, başlık açısı düzeltmelerine paralel olarak yön dümeni yüzeyinin aktif biçimde kullanıldığı görülmektedir. Yön dümeni sinyalleri, özellikle yön değişimleri ve bozucu etkilerin yoğunlaştığı anlarda belirgin tepe değerleri üretmektedir. Bu durum, PID kontrolcüsünün sapma ekseninde çapraz bağlaşım ve yan rüzgâr benzeri etkileri dengelemek amacıyla sürekli bir düzeltme faaliyeti yürüttüğünü göstermektedir. Ancak bu düzeltmeler, sistemin genel kararlılığını bozacak bir doyum veya kontrol kaybına yol açmamaktadır.



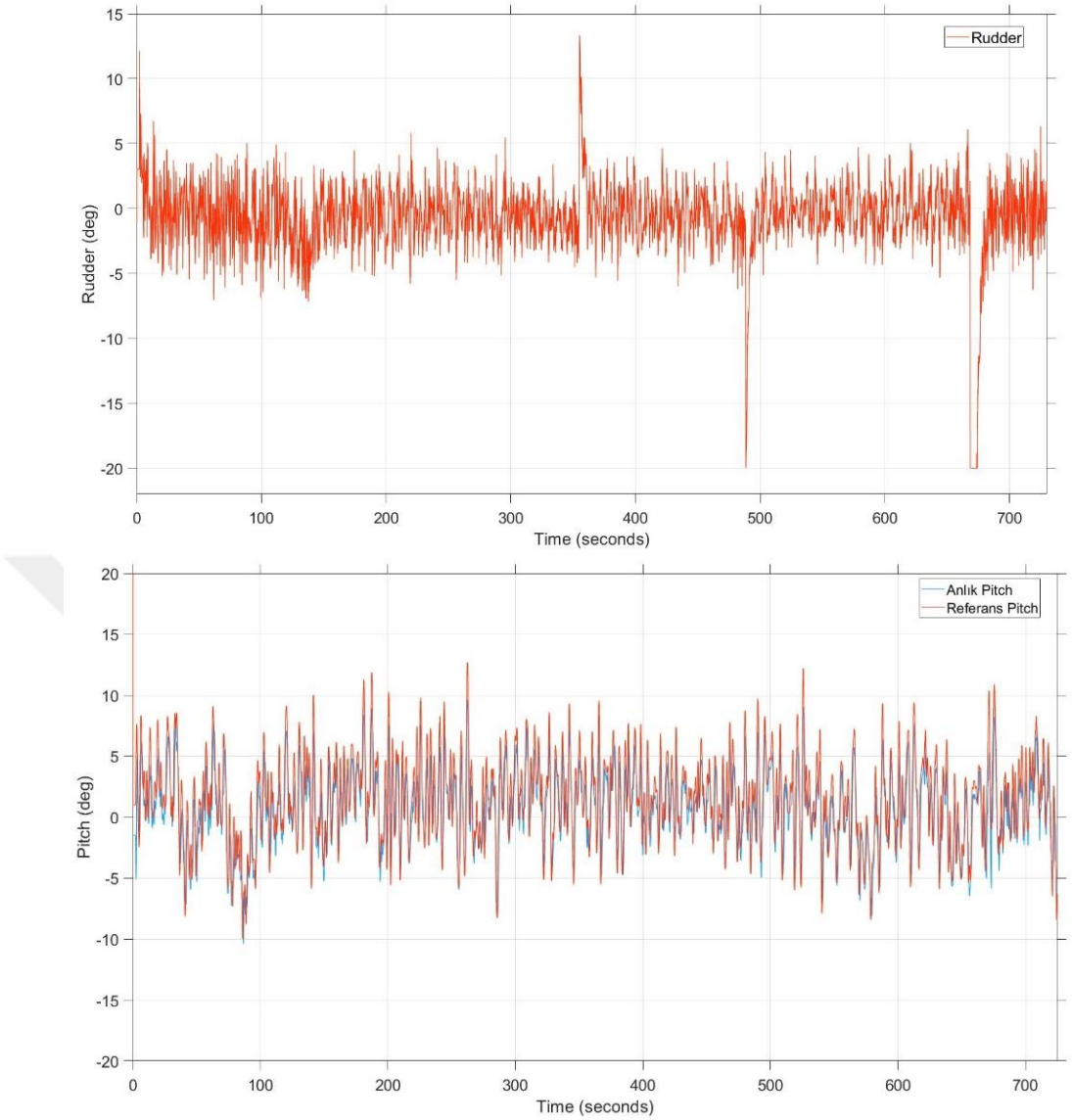
Şekil 5.19 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait irtifa değerleri



Şekil 5.20 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait gerçek hava hızı ve başlık açısı değişimleri.520



Şekil 5.21 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait kanatçık ve açı komutları521



Şekil 5.22 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında seyir fazına ait tutum ve kontrol komutları parametreleri

Şekil 5.19-22'de görüldüğü üzere bozuculu seyir senaryosunda LQR tabanlı kontrol yapısı; model belirsizlikleri, bozucu etkiler ve ölçüm gürültüsünün artırıldığı koşullar altında değerlendirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, LQR kontrolcüsünün çok değişkenli durum geri besleme yapısı sayesinde bozucu etkiler altında da kararlı ve dengeli bir uçuş davranışı sürdürebildiğini göstermektedir. Özellikle irtifa takibinde, sistemin referans değer etrafında sınırlı genlikli dalgalanmalarla seyrettiği ve PID tabanlı yapıya kıyasla daha düzenli bir izleme karakteri sunduğu görülmektedir. Seyir boyunca irtifada kalıcı hata oluşmaması, bozucu koşullar altında dahi LQR yapısının boylamsal kararlılığı koruyabildiğini ortaya koymaktadır. Başlık açısı ve ara hedef noktası takibi incelendiğinde, sistemin genel rota eğilimini başarıyla izlediği

görülmektedir. Başlık bilgisinde özellikle açı sarımı ve ani yön geçişlerinin bulunduğu bölgelerde keskin sıçrama benzeri değişimler gözlemlense de, bu davranışın esas olarak açısal gösterim sınırlarından ve referans geçişlerinden kaynaklandığı değerlendirilmektedir. Bunun dışında kalan bölümlerde başlık açısı değerinin referansla uyumlu biçimde ilerlediği ve rota takibinin genel olarak sürdürüldüğü anlaşılmaktadır. Bu durum, LQR tabanlı yapının bozucu etkiler altında dahi yanal yönlendirme talebini karşılayabildiğini, ancak başlık açısı gösteriminde sarmalama etkisinin grafik üzerinde daha belirgin hale gelebildiğini göstermektedir.

Yunuslama ekseni ve irtifa dümeni komutları değerlendirildiğinde, yunuslama açısının referans etrafında tutulduğu ve bozucu koşullara rağmen kararsızlığa sürüklenmediği görülmektedir. Yunuslama sinyalinde kısa süreli dalgalanmalar ve ani bozuculara bağlı sapmalar oluşsa da, sistem bu etkileri bastırarak yeniden denge noktasına yaklaşmaktadır. İrtifa dümeni komutlarının ise sürekli küçük düzeltmeler ürettiği, zaman zaman kısa süreli tepe değerleri oluştursa da genel olarak kontrol yüzeyi kullanımının fiziksel sınırlar içinde kaldığı gözlemlenmektedir. Bu davranış, LQR kontrolcüsünün duruma bağlı geri besleme mantığıyla yunuslama eksenindeki bozucuları hızlı biçimde bastırabildiğini ve kontrol eforunu sürekli fakat yönetilebilir bir seviyede tuttuğunu göstermektedir. Yanal kumanda davranışı incelendiğinde, kanatçık komutlarının bozuculu koşullarda PID yapısına kıyasla daha yoğun ve daha yüksek frekanslı düzeltmeler içerdiği dikkat çekmektedir. Özellikle başlık açısı değişimlerinin ve bozucu etkilerin yoğunlaştığı anlarda kanatçık sinyalinde belirgin tepe değerleri oluşmaktadır. Buna rağmen yuvarlanma hareketinin uzun süreli salınıma dönüşmemesi ve sistemin genel yanal kararlılığını koruması, LQR yapısının yanal eksende etkin bir sönümleme sağladığını göstermektedir. Benzer şekilde yön dümeni (rudder) komutları da yön düzeltmelerine eşlik edecek biçimde aktif olarak kullanılmakta, belirli anlarda kısa süreli yüksek genlikli tepkiler üretmektedir. Ancak bu tepkiler kalıcı doyum oluşturmamakta ve sistemin yön kararlılığı korunmaktadır.

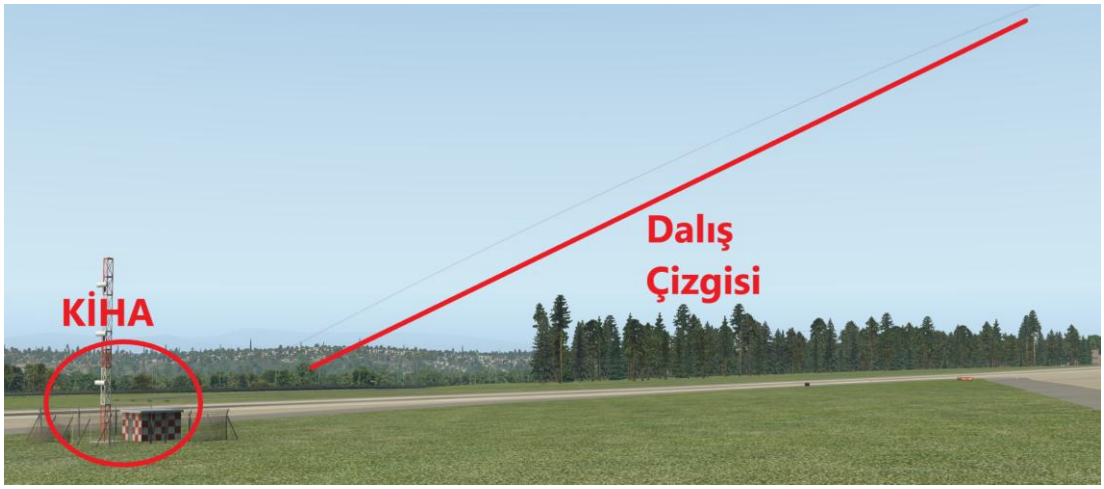
Genel olarak değerlendirildiğinde, LQR tabanlı kontrolcü bozuculu seyir senaryosunda bozucu etkiler altında kararlı uçuşu sürdürebilmiş, irtifa ve tutum kararlılığı açısından başarılı sonuçlar vermiştir. Özellikle boylamsal eksende daha düzenli bir izleme davranışı sergilediği, buna karşılık yanal eksende bozuculara daha

aktif ve zaman zaman daha sert kumanda tepkileri ürettiği görülmektedir. Bu durum, LQR yaklaşımının durum değişkenlerini birlikte değerlendirerek bozucuları hızlı şekilde bastırma avantajını ortaya koymakta; ancak bazı eksenlerde daha yüksek kontrol eforu gerektirebildiğini de göstermektedir. Sonuç olarak, bozuculu seyir koşullarında LQR tabanlı yapı hem dayanıklılık hem de izleme başarısı açısından uygulanabilir ve etkili bir alternatif kontrol yaklaşımı olarak değerlendirilmiştir.

5.1.3 Dalış Fazı

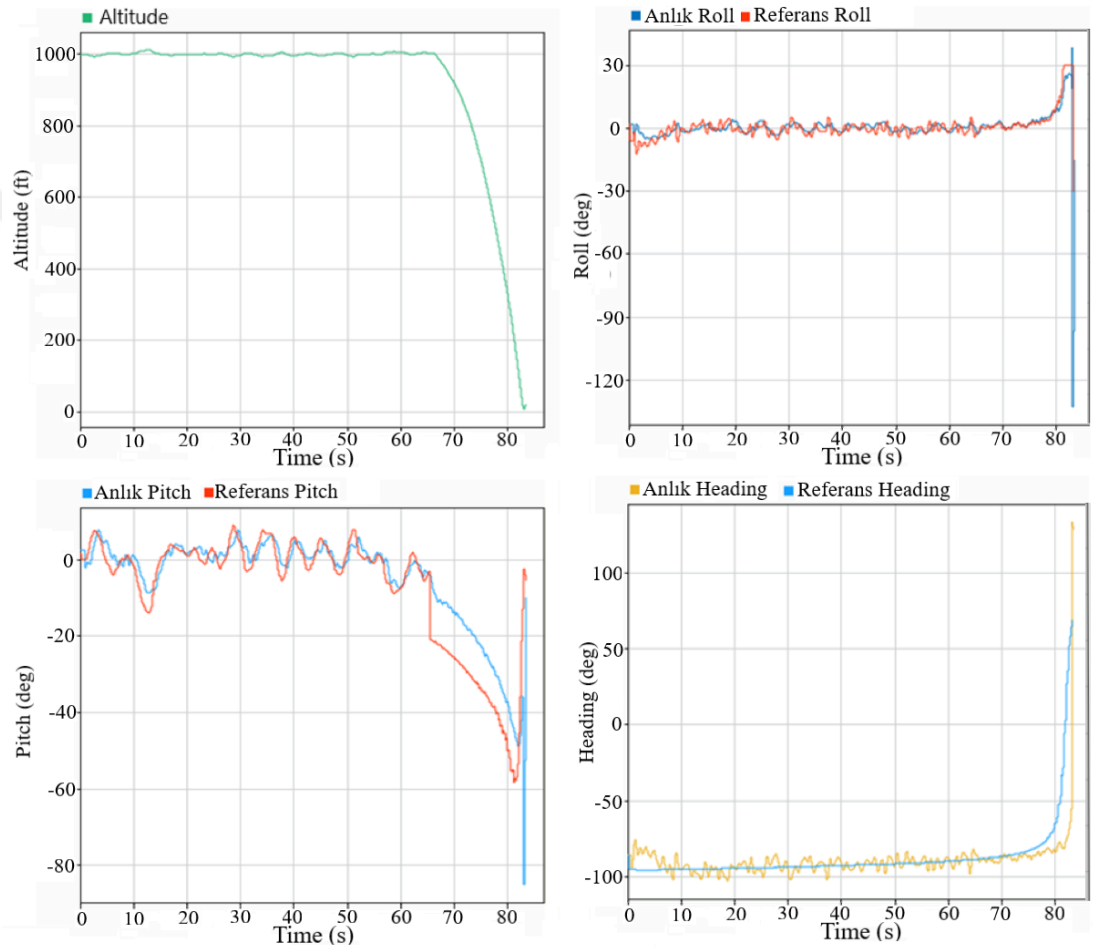
Dalış fazında, sistemin temel amacı hedefe yönelim ve isabet doğruluğunun sağlanmasıdır. Bu fazda gerçekleştirilen ideal (bozucusuz) ortam benzetimlerinde, hem PID hem de LQR tabanlı denetleyicilerin benzer, kararlı ve hızlı yakınsama davranışı sergilediği gözlemlenmiştir. Bu durum, kontrolcülerin ideal koşullar altında yeterli performansı sağladığını göstermekle birlikte, iki yöntem arasında anlamlı bir performans farkı ortaya koymamaktadır.

Bu nedenle, ideal koşullara ait sonuçların ayrıca sunulmasının çalışmaya sınırlı düzeyde analitik veya karşılaştırmalı katkı sağlayacağı değerlendirilmiştir. Bunun yerine, dalış fazının doğasına daha uygun olarak, sistemin bozucu etkiler (rüzgâr, türbülans ve model belirsizlikleri altındaki performansı incelenmiştir. Dalış fazına ait X-Plane 11 benzetimi aşağıda Şekil 5-19'da verilmiştir.

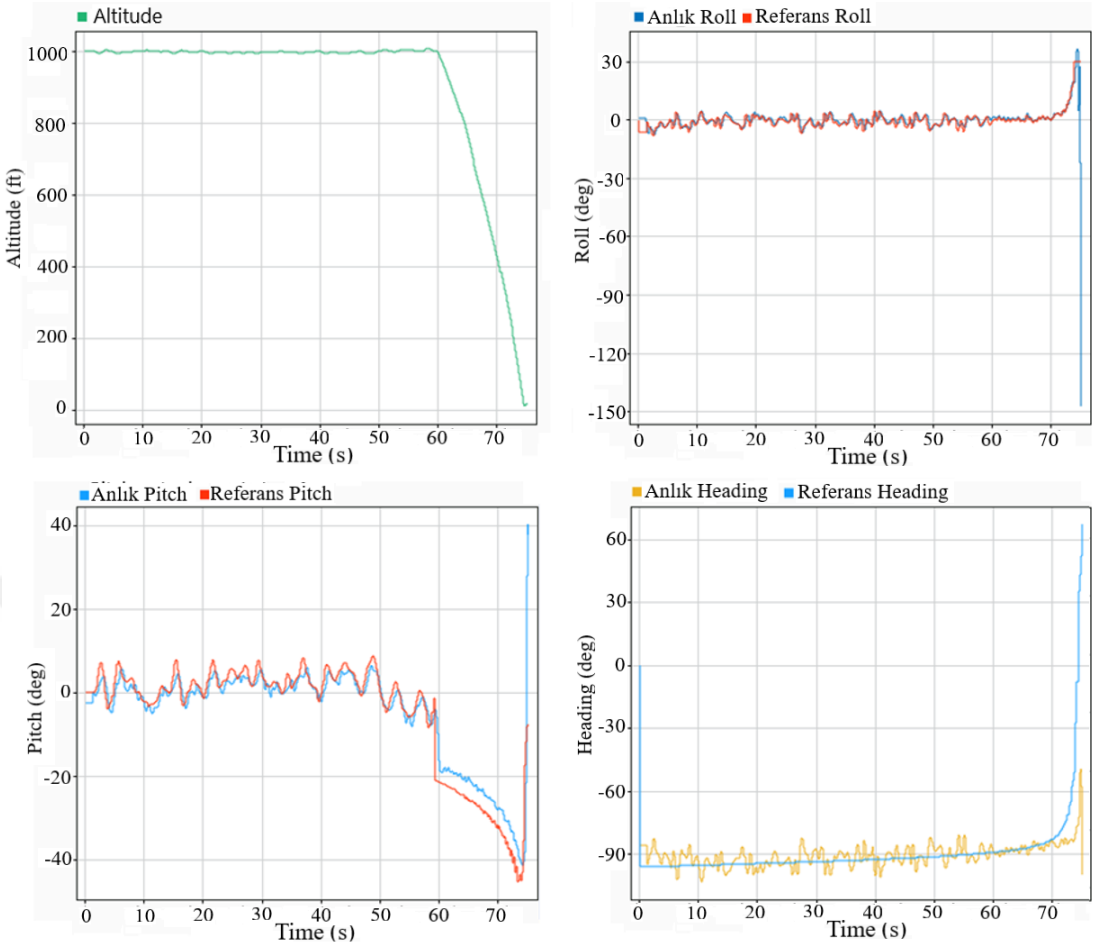


Şekil 5.23 X-Plane 11 dalış fazına ait benzetim görüntüsü

Bu senaryoda, seyir fazı sonunda terminal dalış fazına geçiş tetiklenmiş ve hava aracı hedef doğrultusuna yönlendirilerek dalış geometrisini takip etmeye zorlanmıştır. Bozuculu koşullar; aerodinamik belirsizlikler/bozucular ve simülasyon kaynaklı gürültü bileşenleri altında, iç döngü tutum kontrolcüsünün referans izleme başarımını değerlendirmek amacıyla uygulanmıştır. Dalış fazı testleri sonuçları aşağıdaki Şekil 5.20 ve Şekil 5.21'de verilmiştir.



Şekil 5.24 PID tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında terminal dalış fazına ait parametreler524



Şekil 5.25 LQR tabanlı kontrolcü ile bozucu koşullar altında terminal dalış fazına ait tutum ve kontrol komutu parametreleri525

Her iki kontrol yaklaşımında da terminal faza kadar irtifa yaklaşık sabit tutulmuş, dalış fazı aktif olduğunda irtifa profilinin hızlı biçimde azaldığı görülmüştür. Bu, dalış fazının doğru şekilde tetiklendiğini ve yönlendirme katmanının "hedefe iniş/dalış" komutunu üretip iç döngüye ilettiğini göstermektedir. Dalış başlangıcı sonrası irtifa eğrisinin eğimi her iki yöntemde de benzer olup, terminal fazın geometrik olarak tutarlı bir biçimde yürütüldüğüne işaret etmektedir.

Son kısımda görülen keskin değişimler, çoğunlukla "hedefe varış/çarpma anı" ve simülasyonun o anda dinamiği sonlandırması ile ilişkilidir; bu bölüm, kontrol performansı yorumu açısından ayrı ele alınmalıdır.

Terminal dalışta kritik büyüklüklerden biri, yunuslama referansının izlenmesidir. Her iki yöntemde de dalış öncesi bölgede küçük genlikli salınımlar mevcuttur; ancak PID çözümünde, özellikle dalışa yaklaşım ve dalış sırasında daha belirgin

salınım/dağınıklık ve referansa göre daha büyük anlık sapmalar gözlenmektedir. LQR çözümü ise genel olarak daha "düzgün" bir izleme karakteri göstermekte; dalış komutu üretildikten sonra yunuslama açısının negatife çekilmesi sürecinde daha kontrollü bir geçiş sergilemektedir.

Dalışın son anlarına doğru iki yöntemde de pitch değerinde keskinleşen sapmalar görülmektedir. Bu durum, terminal fazın sonuna yaklaşırken artan hız/ivme, model doğrusal olmayanlıkları, doygunluk/değişim hızı sınırı gibi gerçekçi kısıtlar ve simülasyonun çarpma anındaki dinamik kırılımı ile açıklanabilir. Buna rağmen LQR'nin geçiş bölgesinde daha kararlı/sönümlü, PID'in ise daha "gürültülü" bir yanıt üretme eğiliminde olduğu söylenebilir.

Dalış fazında ideal durumda yuvarlanma açısının büyük değerler üretmemesi, enerji kaybı ve hedef doğrultusundan sapmayı azaltır. Her iki yöntemde de yuvarlanma kanalı çoğunlukla düşük genlikte tutulmuştur. Bununla birlikte bozuculu koşullarda yuvarlanma sinyalinde gürültü/dağılım doğal olarak artmıştır. LQR tarafında yuvarlanma davranışının daha "derli toplu" kaldığı, PID tarafında ise küçük genlikli ama daha düzensiz dalgalanmaların olduğu gözlenmektedir. Çarpma/bitiriş anındaki roll'de görülen aşırı sıçramalar, kontrolcünün kararsızlığından ziyade simülasyon sonlandırması/temas dinamiği kaynaklı bir artefakt olarak değerlendirilmelidir.

Başlık takibi, ara hedef noktası/görüş hattı (LOS) yönlendirme çıktılarının iç döngü ile ne kadar tutarlı işlendiğini gösterir. Terminal faza kadar başlığın genel trendi her iki yöntemde de korunmaktadır. Ancak senaryo sonunda, özellikle sarmalama (unwrap) ve çarpma anına yakın bölgede başlıkta çok hızlı değişimler görülmektedir. Burada PID çözümünde başlık kanalındaki ani sıçrama ve tepe değerlerin daha belirgin olduğu, LQR çözümünde ise göreli olarak daha sınırlı bir geçiş görüldüğü söylenebilir.

5.2 Genel Değerlendirme ve Tartışma

Bozuculu terminal dalış testleri, her iki kontrol yaklaşımının da görev akışını başarıyla tamamlayabildiğini göstermiştir. Elde edilen sonuçlar, seyir fazından dalış fazına geçişin ve terminal dalış geometrisinin hem PID hem de LQR tabanlı iç döngü denetleyicileri ile üretilebildiğini ortaya koymaktadır. Görev fazları ve farklı test

senaryoları altında elde edilen grafiksel bulguların yaklaşık sayısal karşılaştırması Tablo 5.2'de sunulmuştur.

Tablo 5.2 Görev fazları ve test senaryoları açısından PID ve LQR kontrolcülerin yaklaşık sayısal karşılaştırılması

Faz / Senaryo	**Ölçüt**	**PID Tabanlı Kontrol**	**LQR Tabanlı Kontrol**	**Değerlendirme**
Kalkış – İdeal	Hedef irtifaya ulaşma süresi	≈55–60 s'de 1000 ft seviyesine ulaşmaktadır	≈55–60 s'de 1000 ft seviyesine ulaşmaktadır	İrtifa kazanımı açısından belirgin fark gözlenmemiştir
Kalkış – İdeal	Hızın yerleştiği bant	≈42–45 kt	≈42–45 kt	Hız açısından iki yöntem benzer performans
Kalkış – İdeal	Yunuslama açısı geçici rejimi	Başlangıçta ≈15°'den ≈8° civarına yerleşmekte, yerleşme süresi ≈15–20 s	Başlangıçta ≈15°'den ≈6–7° civarına yerleşmekte, yerleşme süresi ≈10–15 s	LQR daha sönümlü ve daha hızlı yerleşen bir yunuslama davranışı göstermektedir
Kalkış – İdeal	yuvarlanma sapması	Başlangıçta ≈−4° kısa negatif sapma, faz geçişinde ≈+10° tepe	Başlangıçta ≈−5° negatif sapma, faz geçişinde belirgin	Her iki yöntemde de yuvarlanma kontrolü korunmuştur;
Kalkış – bozuculu	Çevresel koşullar	10 kt sabit rüzgâr + 6 kt ani rüzgâr etkisi + hafif türbülans	10 kt sabit rüzgâr + 6 kt ani rüzgâr etkisi + hafif türbülans	Aynı bozuculu senaryo altında karşılaştırma yapılmıştır
Kalkış – bozuculu	Hedef irtifaya ulaşma	≈65–70 s civarında 1000 ft seviyesine ulaşmakta, küçük aşım görülmektedir	≈65–70 s civarında hedef irtifaya ulaşmakta, daha düzenli	Her iki yöntem de görevi tamamlamış, LQR daha düzgün profil sunmuştur
Kalkış – bozuculu	Hız dalgalanması	≈42–45 kt bandında, son bölümde ≈48–50 kt'ye çıkan salınımlı yapı	≈43–45 kt bandında, son bölümde ≈48–50 kt'ye çıkan fakat daha düzenli yapı	Ortalama hız düzeyi benzer, PID'de dalgalanma daha belirgindir

Tablo 5.2'nin devamı

Kalkış – bozuculu	Yunuslama davranışı	≈6–7° etrafında daha gürültülü salınım	≈6° etrafında daha dar bantta salınım	LQR yunuslama ekseninde daha kararlı görünmektedir
Seyir – İdeal	İrtifa bandı	≈1000 ft etrafında, ara hedef noktası geçişlerinde yaklaşık ±5–10 ft sapma	≈1000 ft etrafında, küçük ve hızlı sönümlenen sapmalar	İrtifa koruma açısından iki yöntem de yeterlidir
Seyir – İdeal	Hız bandı	≈41.5–42.5 kt	≈41.5–42.5 kt	Gerçek hava hızı açısından belirgin fark gözlenmemiştir
Seyir – İdeal	Başlık açısı (heading) geçişleri	Referans basamaklarını izlemekte, geçişlerde küçük aşım ve birkaç saniyelik gecikme oluşmaktadır	Referans basamaklarını daha düzgün ve daha az taşma ile izlemektedir	LQR başlık açısı geçişlerinde daha yumuşak davranmaktadır
Seyir – İdeal	Pitch / elevator davranışı	yunuslama tepkisinde daha belirgin tepe-dipler, irtifa dümeni komutunda daha keskin pikler	yunuslama tepkisi daha sönümlü, irtifa dümeni komutu daha kontrollü bantta	PID daha hızlı fakat daha sert; LQR daha dengelidir
Seyir – İdeal	Roll / aileron davranışı	Yuvarlanma referans takibi başarılı, kanatçık (aileron) komutları daha keskin	Yuvarlanma referans takibi başarılı, kanatçık profili daha düzenli	LQR kontrol eforunu daha yumuşak dağıtmaktadır
Seyir – bozuculu	İrtifa bandı	≈1000 ft etrafında, ideal duruma göre daha gürültülü	≈1000 ft etrafında kararlı, ancak tezde sayısal LQR bozuculu irtifa grafiği sınırlı verilmiştir	PID'nin bozuculu durumda da irtifayı koruduğu görülmektedir; değerlendirmede LQR daha düzenli olarak tanımlanmıştır

Tablo 5.2'nin devamı

Seyir – bozuculu	Hız bandı	≈41–43 kt bandında yüksek frekanslı dalgalanma	Benzer ortalama hız, daha düzenli tepki	Bozuculu seyirde PID daha gürültülü görünmektedir
Seyir – bozuculu	Başlık açısı (heading) / yönelme	Referans takibi korunmakta, fakat gürültü ve küçük sapmalar artmaktadır	Daha sönümlü ve daha temiz takip	Bozuculu koşullarda LQR yönelme davranışında avantajlı görünmektedir
Seyir – bozuculu	Kumanda yüzeyi davranışı	Aileron, elevator ve yön dümeni komutlarında daha yüksek frekanslı düzeltmeler	Daha kontrollü ve daha az dağınık kumanda karakteri	PID bozuculu koşullarda daha agresif kumanda üretmektedir
Dalış – bozuculu	Faz geçişi	Seyirden dalışa geçiş başarılı, yaklaşık sabit irtifadan sonra hızlı alçalma başlamaktadır	Seyirden dalışa geçiş başarılı, benzer şekilde hızlı alçalma başlamaktadır	Her iki yöntem de dalış fazını doğru tetiklemiştir
Dalış – bozuculu	Dalış başlangıcı öncesi irtifa	≈1000 ft civarında korunmaktadır	≈1000 ft civarında korunmaktadır	Başlangıç koşulları benzerdir
Dalış – bozuculu	Yunuslama açısı referans takibi	Dalış sırasında referansa göre daha belirgin anlık sapmalar ve daha dağınık tepki	Daha düzgün ve daha sönümlü yunuslama takibi	LQR terminal geçişte daha kontrollü görünmektedir
Dalış – bozuculu	yuvarlanma davranışı	Küçük genlikli fakat daha düzensiz salınımlar	Daha derli toplu yuvarlanma davranışı	LQR yuvarlanma ekseninde daha temiz profil sunmaktadır
Dalış – bozuculu	Terminal sonuç	Hedefe yönelim sağlanmıştır	Hedefe yönelim sağlanmıştır	Sonuç düzeyinde iki yöntem de görevi tamamlamıştır

Tablo 5.2 incelendiğinde, her iki kontrol yaklaşımının da temel görev gereksinimlerini karşıladığı görülmektedir. Özellikle ideal koşullardaki kalkış ve seyir senaryolarında,

hedef irtifa, hava hızı ve genel referans takibi bakımından PID ve LQR tabanlı çözümler arasında belirgin bir performans farkı oluşmadığı anlaşılmaktadır. Her iki yöntemin de hedef irtifaya benzer sürelerde ulaştığı, hava hızını benzer bantlarda koruduğu ve görev fazlarını kararlı biçimde sürdürebildiği görülmüştür.

Bununla birlikte, geçici rejim davranışları ve bozucu etkiler altındaki performans dikkate alındığında iki yöntem arasında bazı farklılıklar ortaya çıkmaktadır. Özellikle kalkış fazında LQR tabanlı yapının yunuslama ekseninde daha sönümlü ve daha hızlı yerleşen bir cevap ürettiği, yuvarlanma ekseninde ise benzer kontrol başarısı korunmakla birlikte faz geçişlerinin daha düzenli gerçekleştiği görülmektedir. PID tabanlı yapı ise hızlı tepki karakteri sergilemekle birlikte, bazı geçiş bölgelerinde daha sert ve daha keskin davranışlar üretmiştir.

Bozuculu koşullar altında fark daha belirgin hale gelmiştir. Sabit rüzgâr, ani rüzgâr etkisi (gust) ve hafif türbülans içeren senaryolarda her iki kontrolcü de görevi tamamlamış; ancak LQR tabanlı yaklaşım, özellikle yunuslama açısı (pitch) ve başlık açısı davranışlarında daha dar salınım bandı ve daha düzenli bir geçici rejim sunmuştur. PID tabanlı yaklaşımda ise özellikle yunuslama kanalında ve kumanda yüzeyi çıktılarında daha gürültülü ve daha agresif düzeltmeler gözlenmiştir. Seyir fazındaki bozuculu testlerde de benzer şekilde, PID yapısında yüksek frekanslı dalgalanmaların daha belirgin olduğu; LQR tabanlı yapının ise daha temiz ve sönümlü bir takip karakteri sergilediği değerlendirilmiştir.

Terminal dalış fazında ise her iki yöntem de seyirden dalışa geçişi başarıyla gerçekleştirmiş ve hedefe yönelim sağlamıştır. Bununla birlikte, yunuslama referans takibi ve yuvarlanma davranışı açısından LQR tabanlı çözümün daha derli toplu ve daha kontrollü bir profil sunduğu görülmüştür. PID tabanlı çözümde dalış sırasındaki anlık sapmaların ve küçük düzensiz salınımların daha belirgin olduğu anlaşılmaktadır. Bu nedenle, özellikle yüksek dinamikli faz geçişlerinde ve bozucu etkiler altında LQR yapısının daha öngörülebilir bir kontrol karakteri sunduğu söylenebilir.

Öte yandan, PID tabanlı kontrolcünün en önemli avantajı uygulama sadeliği ve pratik ayarlanabilirliğidir. Yapısal olarak daha basit olması, tasarım ve uygulama sürecinde

daha hızlı sonuç alınabilmesini sağlamaktadır. Bu yönüyle PID kontrolcü, gerçekleme kolaylığı ve hızlı tepki gerektiren uygulamalar açısından önemli bir alternatif oluşturmaktadır. LQR tabanlı yaklaşım ise özellikle bozucu etkilere dayanım, geçici rejim kalitesi ve kontrol eforunun daha dengeli dağıtılması bakımından öne çıkmaktadır.

Terminal fazın son anlarında bazı grafiklerde görülen keskin sıçramaların ise doğrudan denetleyici performansına bağlanmaması gerekmektedir. Bu davranışların önemli ölçüde çarpma anı dinamiği, başlık açısı sarmalama etkisi ve simülasyonun sonlandırılmasına bağlı oluşan artefaktlardan kaynaklandığı değerlendirilmektedir. Bu nedenle söz konusu bölge, kontrol performansının doğrudan karşılaştırıldığı bir alan olarak değil, senaryonun bitiş davranışı olarak ele alınmalıdır.

Genel olarak değerlendirildiğinde, bu bölümde gerçekleştirilen simülasyon ve HIL testleri, geliştirilen sabit kanatlı KİHA uçuş kontrol yazılımının hem ideal hem de bozuculu koşullar altında kapalı çevrim çalışabilirliğini doğrulamıştır. Elde edilen sonuçlar, yönlendirme katmanının ara hedef noktası/görüş hattı (LOS) tabanlı referans üretimini tutarlı biçimde gerçekleştirdiğini; PID ve LQR tabanlı iç döngü denetleyicilerinin ise bu referansları başarıyla takip edebildiğini göstermektedir. Sonuç olarak, PID tabanlı yaklaşım pratiklik ve uygulama kolaylığı açısından öne çıkarken, LQR tabanlı yaklaşım özellikle bozuculu senaryolarda ve geçici rejim kalitesi bakımından daha üstün bir performans sergilemiştir. Bu durum, çalışmada önerilen basamaklı mimarinin farklı kontrol yaklaşımları ile uygulanabilir olduğunu ve STM32 tabanlı HIL altyapısı üzerinde başarıyla doğrulandığını ortaya koymaktadır.

Gelecek çalışmalarda, bozucu etkilere dayanım seviyesinin daha da artırılması amacıyla kazanç zamanlaması, bozucu gözleyici yapıları, integral etkili LQR ve model kestirimci kontrol gibi gelişmiş yöntemler değerlendirilebilir. Ayrıca terminal dalış fazı için hız ve enerji yönetiminin geliştirilmesi ile doygunluk altında daha gelişmiş integral birikimi önleme ve sınır yönetimi stratejilerinin eklenmesi, gerçek uçuş uygulamalarına geçiş öncesinde sistem güvenilirliğini daha da artıracaktır.

6. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu tez çalışmasında, sabit kanatlı bir kamikaze insansız hava aracı (KİHA) için yönlendirme ve kontrol algoritmalarının gerçek zamanlı bir gömülü sistem üzerinde gerçekleştirilmesi ve donanım-iç-döngü (HIL) ortamında doğrulanması ele alınmıştır. Çalışma kapsamında, Newton–Euler temelli altı serbestlik dereceli uçuş dinamiği modeli esas alınmış; basamaklı bir kontrol mimarisi içerisinde PID ve LQR tabanlı tutum kontrol yaklaşımları ile geometrik temelli yönlendirme algoritmaları geliştirilmiştir. Geliştirilen tüm yapı, STM32F4 tabanlı bir uçuş kontrolcüsü üzerinde FreeRTOS kullanılarak gerçek zamanlı biçimde uygulanmış ve X-Plane 11 destekli HIL altyapısı ile test edilmiştir.

Elde edilen sonuçlar, geliştirilen kontrol mimarisinin görev profiline uygun, kararlı ve öngörülebilir bir uçuş davranışı sergilediğini göstermektedir. Özellikle iç döngü tutum kontrolünde PID ve LQR tabanlı yaklaşımların her ikisinin de kararlı bir kontrol performansı sunduğu; ancak LQR tabanlı kontrol yapısının, özellikle yüksek dinamiklerin gözlendiği terminal dalış fazında daha sistematik bir sönümleme karakteristiği sağladığı gözlemlenmiştir. PID kontrolcü, ayarlanabilirliği ve sezgisel yapısı sayesinde hızlı bir tasarım süreci sunarken; LQR yaklaşımı, kontrol eforu ile performans arasında daha dengeli bir çözüm üretmiştir. Bu bulgular, literatürde teorik olarak sıklıkla vurgulanan PID–LQR karşılaştırmalarının, düşük maliyetli mikrodenetleyici tabanlı gerçek zamanlı uygulamalarda da geçerli olduğunu ortaya koymaktadır.

Yönlendirme katmanında kullanılan ara hedef noktası tabanlı rota takibi ve LOS temelli terminal dalış geometrisi, karmaşık optimizasyon problemlerine ihtiyaç duyulmadan görev gereksinimlerini karşılayabilen, hesaplama açısından verimli bir çözüm sunmuştur. Özellikle terminal dalış fazında dalış açısının hedefe olan mesafeye bağlı olarak doğal biçimde artması, kamikaze görev profiline uygun bir yönelim davranışı sağlamıştır. Bu yaklaşım, yönlendirme probleminin kontrol katmanından ayrıştırıldığı basamaklı mimari anlayışıyla uyumlu bir yapı sergilemiştir.

HIL testleri sonucunda, uçuş kontrol yazılımının gerçek zamanlı çalışabilirliği, zamanlama tutarlılığı ve kapalı çevrim kararlılığı doğrulanmıştır. X-Plane 11 – Simulink – STM32 tabanlı HIL altyapısı, kontrol algoritmalarının fiziksel bir uçuşa geçilmeden önce güvenli ve tekrarlanabilir bir ortamda test edilmesine olanak tanımıştır. Bu durum, özellikle görev fazları arasındaki geçişlerde ve agresif manevraların söz konusu olduğu terminal dalış rejiminde olası tasarım hatalarının erken aşamada tespit edilmesini sağlamıştır.

Bu çalışmanın literatüre sağladığı temel katkılardan biri, sabit kanatlı kamikaze İHA'lara özgü bir görev profilinin, düşük maliyetli bir mikrodenetleyici üzerinde çalışan gerçek zamanlı bir uçuş kontrol yazılımı ile bütüncül olarak ele alınmasıdır.

Tablo 6.1 İşlemci ve kontrol kartı düzeyinde yaklaşık maliyet karşılaştırması

Sistem / Yaklaşım	İşlemci / Kontrolcü	Yaklaşık Birim Maliyet	Değerlendirme
Bu tezde önerilen MCU	STM32F407VGT6 tabanlı yapı	~9,40 € işlemci düzeyi	Düşük maliyetli, görev odaklı, özelleştirilebilir (Ek maliyet)
Daha yüksek performanslı MCU yaklaşımı	STM32H743VIT6	~12,09 € işlemci düzeyi	Daha yüksek işlem gücü, ancak maliyet artışı mevcut (Ek maliyet)
Ticari açık kaynak otopilot yaklaşımı	Pixhawk 6C / benzeri H7 tabanlı	~140 $ ve üzeri kart düzeyi	Hazır entegrasyon, sensör ve arayüz avantajı, daha yüksek maliyet
Endüstriyel / premium kontrol kartı	Üst sınıf entegre otopilot yapıları	~400 $ ve üzeri kart düzeyi	Yüksek güvenilirlik, gelişmiş donanım, çok daha yüksek maliyet

Bu değer, işlemci maliyetini göstermektedir. Bu tezde benimsenen özel kontrol kartı yaklaşımında toplam kart maliyeti; IMU, regülatör, haberleşme dönüştürücüleri, PCB üretimi ve pasif bileşenler eklendiğinde artmaktadır. Bununla birlikte, yedekli sensörler ve tam entegre ticari otopilot bileşenleri içermeyen görev-odaklı bir tasarımda toplam maliyetin ticari kartlara kıyasla belirgin biçimde daha düşük tutulabileceği öngörülmektedir. Tablo 6.1 birlikte değerlendirildiğinde, bu tezde önerilen STM32F4 tabanlı uçuş kontrol yaklaşımının, özellikle kontrol kartı düzeyinde maliyet/performans dengesi açısından dikkat çekici bir avantaj sunduğu görülmektedir. Ticari otopilot kartları daha yüksek entegrasyon seviyesi, daha fazla çevrebirim ve sensör altyapısı sağlamakla birlikte, kamikaze İHA gibi görev süresi sınırlı ve maliyet duyarlı platformlarda bu donanım fazlalığı her zaman zorunlu değildir. Bu çalışmada elde edilen HIL sonuçları, STM32F4 tabanlı bir mimarinin kalkış, seyir ve terminal dalış fazlarını kapsayan görev profili için yeterli gerçek zamanlı kontrol performansını sağlayabildiğini göstermiştir. Bu durum, geliştirilen sistemin yalnızca akademik açıdan değil, aynı zamanda düşük maliyetli görev bilgisayarı tasarımı açısından da uygulanabilir bir çözüm sunduğunu ortaya koymaktadır. Bu yönüyle çalışma, yalnızca bir kontrol algoritması uygulaması değil; aynı zamanda kamikaze İHA sınıfında maliyet duyarlı görev bilgisayarı tasarımına yönelik deneysel olarak doğrulanmış bir mühendislik yaklaşımı sunmaktadır.

Literatürdeki birçok çalışmanın ya yalnızca teorik/simülasyon düzeyinde kaldığı ya da daha yüksek işlem gücüne sahip platformlara odaklandığı göz önüne alındığında, bu tez; PID ve LQR tabanlı kontrol yaklaşımlarının, HIL ortamında doğrulanmış, pratik bir uygulamasını sunmaktadır. Ayrıca yönlendirme, kontrol ve görev yönetiminin tek bir mimari çerçeve altında birleştirilmesi, çalışmayı yalnızca algoritmik değil, sistem düzeyinde de anlamlı bir katkı hâline getirmektedir.

Bununla birlikte çalışma bazı sınırlamalara da sahiptir. Sensör verileri bu tez kapsamında doğrudan X-Plane 11 ortamından sağlanmış; gerçek IMU, GPS veya manyetometre verileri ile oluşabilecek gürültü, gecikme ve sapmalar detaylı biçimde ele alınmamıştır. Ayrıca aerodinamik parametreler, X-Plane 11'in dahili modellerine dayandığından, gerçek uçuş koşullarındaki belirsizliklerin tamamı temsil edilmemektedir.

Gelecek çalışmalarda, geliştirilen mimarinin gerçek sensörler ile genişletilmesi ve dördey tabanlı tutum kestirimi, tamamlayıcı filtre veya genişletilmiş Kalman filtresi gibi yöntemlerin sisteme entegre edilmesi planlanmaktadır. Bunun yanı sıra, terminal dalış fazında sabit LOS geometrisi yerine enerji tabanlı veya optimizasyon temelli yönlendirme stratejilerinin incelenmesi, vuruş hassasiyetinin artırılması açısından önemli bir araştırma alanı sunmaktadır. Kontrol tarafında ise kazanç zamanlamalı LQR veya doğrusal olmayan kontrol yaklaşımlarının değerlendirilmesi, geniş uçuş zarfında daha tutarlı bir performans elde edilmesine katkı sağlayabilir.

Sonuç olarak bu tez, sabit kanatlı kamikaze insansız hava araçları için yönlendirme ve kontrol problemini; teorik modelleme, gerçek zamanlı gömülü yazılım ve HIL tabanlı doğrulama perspektiflerini bir araya getiren bütüncül bir yaklaşımla ele almıştır. Elde edilen sonuçlar, geliştirilen mimarinin hem akademik hem de uygulamaya dönük çalışmalara sağlam bir temel sunduğunu göstermektedir.

6.1 Gelecek Çalışmalar

Bu tez kapsamında geliştirilen STM32F4 tabanlı gerçek zamanlı uçuş kontrol sistemi, sabit kanatlı kamikaze insansız hava aracı senaryolarında farklı görev fazları altında başarıyla test edilmiş ve doğrulanmıştır. Bununla birlikte, sistemin performansının daha ileri seviyelere taşınabilmesi ve gerçek operasyonel koşullara daha yakın hale getirilebilmesi amacıyla gelecekte yapılabilecek çalışmalar aşağıda sunulmuştur.

İlk olarak, bu çalışmada kullanılan PID ve LQR tabanlı kontrolcülerin performansı simülasyon ve HIL ortamında değerlendirilmiştir. Gelecek çalışmalarda, bu kontrolcülerin gerçek uçuş testleri ile doğrulanması ve saha verileri ile karşılaştırılması önemli bir adım olacaktır. Bu sayede modelleme hataları, sensör gürültüsü ve aktüatör gecikmeleri gibi gerçek sistem etkileri daha net analiz edilebilecektir.

İkinci olarak, kontrol algoritmaları sabit kazanç yapısı ile tasarlanmıştır. Ancak uçuş zarfı boyunca değişen dinamikler göz önüne alındığında, adaptif kontrol, kazanç zamanlaması veya model kestirimci kontrol (MPC) gibi daha gelişmiş yöntemlerin uygulanması sistem performansını artırabilir. Özellikle dalış (terminal) fazında yüksek hassasiyet gereksinimi için bu tür yöntemler avantaj sağlayabilir.

Üçüncü olarak, bu tez kapsamında yönlendirme algoritması temel ara hedef noktası takibi üzerine kurulmuştur. Gelecek çalışmalarda, daha gelişmiş yörünge planlama, engel kaçınma ve optimizasyon tabanlı görev planlama algoritmalarının entegre edilmesi, sistemin otonomi seviyesini artıracaktır.

Dördüncü olarak, sistemde kullanılan sensör verileri ideal veya simülasyon tabanlı olarak ele alınmıştır. Gerçek sistem uygulamaları için sensör füzyonu yöntemlerinin geliştirilmesi, özellikle IMU, GPS ve barometrik verilerin birlikte değerlendirilmesi ile daha doğru durum kestirimi elde edilmesini sağlayacaktır. Bu kapsamda Kalman filtreleri veya genişletilmiş Kalman filtresi gibi yöntemler sisteme entegre edilebilir.

Beşinci olarak, mevcut çalışmada kontrol sistemi ile simülasyon ortamı arasındaki haberleşme belirli bir veri hızında gerçekleştirilmiştir. Gelecek çalışmalarda, daha yüksek veri frekansları, gecikme analizi ve gerçek zamanlı iletişim optimizasyonu üzerine çalışmalar yapılarak sistemin kararlılığı ve tepki süresi daha da iyileştirilebilir.

Altıncı olarak, bu çalışmada kontrol performansı ağırlıklı olarak zamana bağlı grafikler üzerinden değerlendirilmiştir. İlerleyen çalışmalarda, performansın daha objektif değerlendirilebilmesi için sayısal performans kriterleri (örneğin, integral hata ölçütleri, enerji tüketimi, kontrol eforu gibi) detaylı şekilde analiz edilebilir ve farklı kontrol yöntemleri bu metrikler üzerinden karşılaştırılabilir.

Son olarak, geliştirilen sistemin yalnızca sabit kanatlı platformlar için değil, dikey kalkış-iniş yapabilen veya farklı İHA konfigürasyonlarına uyarlanması da önemli bir araştırma konusu olarak değerlendirilebilir. Bu sayede geliştirilen mimarinin genellenebilirliği artırılabilir.

KAYNAKLAR

Alaçam, M., & Çiçek, O. (2024). *Design and Simulation of the Guidance and Control System for Gliding Munitions*. Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mühendislik Dergisi, 15(2), 285–291, 2024.

Allerton, J., Principles of Flight Simulation, Wiley, 2009.

Anderson, B. D. O., & Moore, J. B., Optimal Control: Linear Quadratic Methods, Prentice-Hall, 1990.

Åström, K. J., & Hägglund, T., Advanced PID Control, ISA - The Instrumentation, Systems, and Automation Society, 2006.

Austin, R., Unmanned Aircraft Systems, Wiley, 2010.

Barry, R., Mastering the FreeRTOS Real Time Kernel, FreeRTOS, 2021.

Beard, R. W., & McLain, T. W., Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, Princeton University Press, 2012.

Bittar, A., "X-Plane Interface for Simulink," MATLAB Central File Exchange, 2014.

Bouabdallah, S., "Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying," PhD Thesis, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.

Bouabdallah, S., Murrieri, P., & Siegwart, R., "Design and control of an indoor micro quadrotor," IEEE ICRA, 2004.

Bryson, A. E., & Ho, Y.-C., Applied Optimal Control, 1975.

Cheng, Z., West, R., & Einstein, C., "End-to-End Analysis and Design of a Drone Flight Controller," IEEE Transactions on Computer-Aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2018.

Cook, M. V., Flight Dynamics Principles, 3rd ed., Butterworth-Heinemann, 2013.

Diebel, J., "Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors," Stanford University, 2006.

Drela, M., Flight Vehicle Aerodynamics, MIT Press, 2014.

Etkin, B., & Reid, L. D., Dynamics of Flight: Stability and Control, 3rd ed., Wiley, 1996.

Farrell, J., Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors, McGraw-Hill, 2008.

Fossen, T. I., Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control, Wiley, 2011.

Franklin, G. F., Powell, J. D., & Emami-Naeini, A., Feedback Control of Dynamic Systems, 7th ed., Pearson, 2015.

Groves, P. D., Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, 2nd ed., Artech House, 2013.

Hambling, D., Swarm Troopers: How Small Drones Will Conquer the World, Archangel Ink, 2015.

Horri, N., & Pietraszko, M., "A Tutorial and Review on Flight Control Co-Simulation Using Matlab/Simulink and Flight Simulators," Automation, 3(3), 486–510, 2022.

Jung, D., & Tsiotras, P., "Modelling and Hardware-in-the-Loop Simulation for a Small Unmanned Aerial Vehicle," AIAA Infotech@Aerospace Conference, 2007.

Kamali, C., & Jain, S., "Hardware In the Loop Simulation for a Mini UAV," IFAC-PapersOnLine, 49(1), 700–705, 2016.

Kuipers, J. B., Quaternions and Rotation Sequences, Princeton University Press, 1999.

Laminar Research, X-Plane 11 Professional Documentation, 2023.

Lewis, F. L., Vrabie, D. L., & Syrmos, V. L., Optimal Control, 3rd ed., John Wiley & Sons, 2012.

Liu, J., Real-Time Systems, Prentice Hall, 2000.

Madgwick, S. O. H., Harrison, A. J. L., & Vaidyanathan, R., "Estimation of IMU and MARG Orientation Using a Gradient Descent Algorithm," IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics, pp. 1–7, 2011.

Mahony, R., Hamel, T., & Pflimlin, J.-M., "Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 53, no. 5, pp. 1203–1218, 2008.

NATO STO, Loitering Munitions – Operational and Technical Overview, 2021.

Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, 2nd ed., McGraw-Hill, 1998.

Sabatini, A. M., "Quaternion-Based Extended Kalman Filter for Determining Orientation by Inertial and Magnetic Sensing," IEEE Transactions on Biomedical Engineering, 53(7), 1346–1356, 2006.

Savkin, A. V., & Huang, H., "Asymptotically Optimal Deployment of Drones for Surveillance and Monitoring," Sensors, 19(9), 2068, 2019.

Shuster, M. D., "A Survey of Attitude Representations," Journal of the Astronautical Sciences, vol. 41, no. 4, 1993.

Stevens, B. L., Lewis, F. L., & Johnson, E. N., Aircraft Control and Simulation, 3rd ed., Wiley, 2015.

STMicroelectronics, STM32F405xx STM32F407xx Arm® Cortex®-M4 32-bit MCU+FPU Datasheet, 2023.

Valavanis, K. P., & Vachtsevanos, G. J., Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, Springer, 2015.

Valenti, R. G., Dryanovski, I., & Xiao, J., "Keeping a Good Attitude: A Quaternion-Based Orientation Filter for IMUs and MARGs," Sensors, vol. 15, no. 8, 2015.

Voskuijl, M., "Performance Analysis and Design of Loitering Munitions: A Comprehensive Technical Survey of Recent Developments," Defence Technology, 18(3), 325–343, 2022.

Waslander, S. L., & Wang, C., "Wind disturbance estimation and rejection for quadrotor position control," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009.

X-Plane Developer Documentation, Plane Maker and Flight Model Theory, Laminar Research, 2023.