



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



**YÜKSEK HIZLI BİR İHA'NIN FARKLI
KONTROLCÜLER İLE 6SER BENZETİM
ÇALIŞMALARI VE UÇUŞ
PERFORMANSININ İNCELENMESİ**

Mesut BİLİCİ

DOKTORA TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak-2024
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

ÖZET

DOKTORA TEZİ

YÜKSEK HIZLI İHA'NIN FARKLI KONTROL CÜLER İLE 6SER BENZETİM ÇALIŞMALARI VE UÇUŞ PERFORMANSININ İNCELENMESİ

Mesut BİLİCİ

**Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

Danışman: Prof. Dr. Mehmet KARALI

2024, 107 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mehmet KARALI

Prof. Dr. Hüseyin AKILLI

Prof. Dr. Ali KAHRAMAN

Doç. Dr. Mustafa KAYA

Doç. Dr. Barış GÖKÇE

Bu doktora tezi, tasarlanan sabit kanatlı, sesaltı yüksek hızlı bir İnsansız Hava Aracı (İHA) üzerinde farklı kontrol stratejilerinin ve otopilot algoritmalarının uygulandığı 6 Serbestlik Dereceli (6SER) uçuş benzetim çalışmalarını ve uçuş performansının sistemli bir analizini ele almaktadır. İHA teknolojilerinin gittikçe önem arz etmesi, savunma, gözetleme ve keşif alanlarında önemli uygulamalara sahip olması, fakat tüm bu gelişmelere rağmen İHA'ların düşük seyir hızlarındaki operasyon kabiliyetleri bu çalışmanın temel motivasyonunu oluşturmaktadır.

Tez, İHA'nın dinamik uçuş karakteristiklerini modelleyerek farklı kontrolcülerin etkilerini ve bu kontrolcülerin otopilot algoritmaları ile başarımlarını değerlendirmeyi amaçlamaktadır. Bu bağlamda, Proportional-Integral-Derivative (PID), Quadratic Legulator (LQR) ve H-infinity (H_∞) gibi önde gelen kontrol stratejilerinin karşılaştırmalı değerlendirmesi 6SER uçuş benzetim ortamında gerçekleştirilen çeşitli senaryolar üzerinden yapılmaktadır. Farklı uçuş parametrelerinin kontrol edildiği kontrolcü bütünleri ile geliştirilen otopilot algoritmaları ise İHA için belirtilen koordinat noktaların takibi için gerekli komutları üretmektedir.

Çalışma, İHA'nın yüksek hızlı seyir ve dalış manevraları gibi uçuş profillerinde nasıl performans gösterdiğini anlamak için geniş bir perspektif sunmaktadır. Ayrıca, hava koşulları, sistem belirsizlikleri ve sensör hataları gibi gerçek dünya etmenlerini içeren senaryolar, kontrol stratejilerinin güvenilirlik ve dayanıklılık açısından nasıl tepki verdiğini belirlemek amacıyla incelenmektedir. Yüksek hız ve dalış manevra için geliştirilen kontrol ve otopilot algoritmalarının İHA üzerindeki uçuş performansı detaylı bir şekilde irdelenmektedir.

Sonuçlar, her bir kontrol stratejisinin uçuş performans parametreleri üzerindeki avantajlarını ve kısıtlamalarını vurgulayacak şekilde sunulacak ve belirli görev gereksinimlerine uygun olarak kontrol algoritmalarının seçimi konusunda yönergeler sunacaktır. Bu tez, sesaltı yüksek hızlı İHA'ların karmaşık uçuş ortamlarında etkin bir şekilde yönetilmesine ilişkin mühendislik uygulamalarına katkıda bulunma hedefini taşımaktadır. Çalışma, İHA teknolojilerindeki gelişmelerin yanı sıra kontrol ve otopilot sistemleri alanında da önemli bir katkı sunmayı amaçlamaktadır. Bu bağlamda, gelecekteki benzer araştırmalara temel oluşturarak akademik ve endüstriyel çevrelerde kullanılabilirlik ve etkinlik açısından yeni ufuklar açma potansiyeline sahiptir.

Anahtar Kelimeler: İHA, otopilot, uçuş kontrolcüsü, uçuş benzetimi, yüksek hız



ABSTRACT

Ph.D THESIS

SIMULATION STUDIES AND ANALYSIS OF FLIGHT PERFORMANCE FOR HIGH-SPEED UAV WITH VARIOUS CONTROLLERS

Mesut BİLİCİ

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF DOCTOR OF PHILOSOPHY
IN MECHANICAL ENGINEERING**

Advisor: Prof. Dr. Mehmet KARALI

2024, 107 Pages

Jury

Prof. Dr. Mehmet KARALI

Prof. Dr. Hüseyin AKILLI

Prof. Dr. Ali KAHRAMAN

Doç. Dr. Mustafa KAYA

Doç. Dr. Barış GÖKÇE

This doctoral dissertation undertakes a meticulous examination of flight simulations and performance analysis pertaining to a specifically engineered subsonic high-speed Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with fixed-wing design and 6 Degrees of Freedom (6DOF). The implementation of diverse control strategies and autopilot algorithms forms the focal point of this research. Despite the advancements in Unmanned Aerial Vehicle (UAV) technologies, their enduring significance in defense, surveillance, and reconnaissance applications underscores the need for this study, particularly due to the persisting challenges encountered by UAVs in low cruising speeds.

The primary objective of this thesis is to intricately model the dynamic flight characteristics of the UAV, assess the impacts of different controllers, and evaluate their performances in conjunction with autopilot algorithms. Within this framework, a comparative analysis of prominent control strategies, such as Proportional-Integral-Derivative (PID), Quadratic Regulator (LQR), and H-infinity (H_∞), is conducted through diverse scenarios within a 6DOF flight simulation environment. The autopilot algorithms, developed in tandem with controller assemblies governing various flight parameters, generate requisite commands for waypoint tracking by the UAV.

This study offers a comprehensive perspective on the UAV's performance across varied flight profiles, encompassing high-speed cruising and dive maneuvers. Scenarios that incorporate real-world factors, including weather conditions, system uncertainties, and sensor errors, are scrutinized to delineate the responsiveness of control strategies in terms of reliability and robustness. The flight performance of control and autopilot algorithms tailored for high-speed and dive maneuvers is thoroughly scrutinized.

The ensuing results will be meticulously presented to underscore the advantages and limitations associated with each control strategy concerning flight performance parameters. Consequently, the thesis aims to provide guidelines for the judicious selection of control algorithms contingent on specific mission requirements. Beyond its immediate contributions to the effective management of subsonic high-speed UAVs in intricate flight environments, this research endeavors to make a noteworthy impact on UAV technologies and the broader domain of control and autopilot systems. As such, it aspires to serve as a foundational reference for subsequent research endeavors, potentially paving the way for novel avenues in usability and efficiency within academic and industrial contexts.

Keywords: Autopilot, flight controller, flight simulation, high speed, UAV



ÖNSÖZ

Sayın Prof. Dr. Mehmet KARALI'ya rehberliğindeki doktora çalışmalarını birlikte yürütmekten öncelikle teşekkürlerimi sunarım. Değerli danışman hocamın bilgi ve tecrübeleri, benim için kıymetli bir rehberlik kaynağı olmuştur. Tez izleme süreçlerindeki önemli girdileri ile bu süreçte kritik katkıları olan kıymetli hocalarım sayın Prof. Dr. Hüseyin AKILLI ve Prof. Dr. Ali KAHRAMAN'a teşekkür ederim. Doktora çalışmalarım için her türlü izni ve ortamı sağlayan DeltaV Uzay Teknolojileri genel müdürü sayın Prof. Dr. Arif KARABEYOĞLU'na şükranlarımı sunarım. Özellikle uçuş testlerindeki önemli katkıları ve fedakarlıklarından dolayı Kontrol Birimi ekip arkadaşlarıma teşekkür ederim. Lisansüstü çalışmalarım süresince en büyük destekçilerim arasında bulunan sevgili eşim ve oğlum ile, maddi ve manevi desteklerini hiç eksik etmeyen annem ve kardeşlerime, ayrıca tüm aileme teşekkür ve minnettarlığımı ifade ederim. Lisansüstü çalışmalarına daima destek olan sevdiklerime teşekkür borçluyum.

Mesut BİLİCİ
KONYA-2024

İÇİNDEKİLER

ÖZET	ii
ABSTRACT.....	iv
ÖNSÖZ	vi
İÇİNDEKİLER	vii
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	4
3. AERODİNAMİK TASARIM VE AKIŞ ANALİZLERİ.....	9
3.1. Yüksek Hızlı İHA'nın Aerodinamik Tasarımı	11
3.2. Akış Analizleri.....	12
4. 6SER UÇUŞ BENZETİM MODELİ.....	15
4.1 Referans Eksen Takımları ve Koordinat Sistemleri	15
4.2 6SER Hareket Denklemleri	17
4.3 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler	19
4.3.1. Düzlemsel Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler.....	19
4.3.2. Yanal Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler	22
4.4 Kütle-Atalet Modeli	23
4.5 İtke Modeli	24
4.5 Atmosfer Modeli	27
4.6 Jirokopik Model	27
4.7 Yerçekimi Modeli	28
4.8 Eyleyici Modeli.....	29
4.9 Hareket Denklemlerinin Lineerleştirilmesi	32
4.9 Durum-Uzay Gösterimi (State-Space Representation).....	34
4.9.1. Düzlemsel Uçuş Dinamiği	35
4.9.2. Yanal Uçuş Dinamiği.....	36
4.10 Açık Döngü (Open Loop) 6SER Analizleri.....	38
5. KONTROLÇÜ TASARIMI.....	43
5.1 PID Kontrolcüsü	43
5.2 PID Kontrolcü Ayarlama Kuralları.....	44
5.3 Kontrol Problemi Tanımlama ve Kontrolcü İsterleri.....	45
5.4 Kontrol Edilebilirlik ve Gözlemlenebilirlik.....	46
5.5 Yunuslama (Pitch) İçin PID Kontrolcü Tasarımı	47
5.6 Yuvarlanma (Roll) İçin PID Kontrolcü Tasarımı	50
5.7 Toplam Gerçek Hız İçin PID Kontrolcü Tasarımı.....	51
5.8 LQR (Lineer-Quadratic-Regulator) Kontrolcü	52

5.9 LQR Yunuslama Kontrolcü	53
5.10 LQR Yuvarlanma Açısı Kontrolcüsü	55
5.11 Dayanıklı (Robust) Kontrolcü	56
5.11.1. Model Belirsizlikleri	61
5.11.2. Yüksek Hızlı İHA için Gürbüz Kontrolcü	63
5.11.3. Ağırlık Fonksiyonlarının Belirlenmesi	66
5.11.4. Model Belirsizliğinin Tanımlanması	68
5.11.5. Kontrolcü Çıkış İşareti İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (Wu)	69
5.11.6. Hata İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (We)	70
5.11.7. Bozucu Etken İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (Wb)	71
5.11.8. H_∞ Kontrolcü Tasarımı	72
5.12 Kontrolcülerin Karşılaştırılması	75
6. OTOPILOT TASARIMI.....	77
6.1 Otopilot için PID ve H_∞ Kontrolcüler	77
6.1.1. Otopilot Algoritması	78
6.1.2. GÜDÜM Algoritmasının Kinematik Modeli	78
6.1.3. Koordineli Dönüş Manevrası	79
6.1.4. Kinematik GÜDÜM Modeli	81
6.2 Otopilot Sonuçları	83
7.1 Otopilot Kararlılığı ve Performansı	91
7.2 Faz Portresi	93
7. SONUÇ	96
8. KAYNAKLAR	97
EKLER	103

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil	Sayfa
3.1 RQ-11 Raven sabit kanatlı küçük İHA	10
3.2 Talon sabit kanatlı küçük İHA	10
3.3 Tasarlanan Yüksek hızlı İHA	12
3.4 Kanat profili çoklu aerodinamik akış analizleri sonuçları	13
3.5 Ansys Fluent analizleri: kanat üzerindeki hız ve basınç dağılımı	14
4.1 Eksen takımları ve referans koordinat sistemi	16
4.2 Düzlemsel aerodinamik kuvvetler ve momentler	20
4.3 Yanal aerodinamik kuvvetler ve momentler	22
4.4 İtke katsayısı tipik eğrisi (CT)	25
4.5 Pervane dönü hızına bağlı itke değeri	25
4.6 Metal dişli servo motor	30
4.7 Servo motor transfer fonksiyonu Bode diyagramı	31
4.8 5° elevator bozuntusu için açık döngü cevapları	39
4.9 5° rudder bozuntusu için açık döngü cevapları	40
4.10 Düzlemsel yönde lineer ve non-lineer sistem davranışları	41
4.11 Yanal yönde lineer ve non-lineer sistem davranışları	42
5.1 PID kontrolcü genel blok diyagram	44
5.2 Yunuslama oranı transfer fonksiyonunun Bode diyagramı	48
5.3 Yunuslama açısı için PID kontrolcüsü blok diyagramı	49
5.4 Yunuslama açısı için PID kontrolcüsü sistem cevabı	49
5.5 Yuvarlanma açısı transfer fonksiyonunun Bode diyagramı	51
5.6 Yuvarlanma açısı için PID kontrolcüsü sistem cevabı	51
5.7 PID lineer hız kontrolcüsü	52
5.8 Yunuslama açısı LQR kontrolcü blok diyagramı	54
5.9 Yunuslama açısı LQR kontrolcü sistem cevabı	55
5.10 Yuvarlanma açısı LQR kontrolcü sistem cevabı ve aileron sapma açıları ..	56
5.11 Gürbüz kontrol problemi	57
5.12 Genelleştirilmiş sistem	58
5.13 UFT genel gösterimi	60
5.14 Gürbüz kontrol yöntemi genel blok diyagramı	60
5.15 Çarpımsal model belirsizliği	63

5.16	Toplamsal model belirsizliği	63
5.17	H_{∞} kontrolcüsü sistem blok diyagramı	65
5.18	Ağırlık fonksiyonu parametre tanımları	67
5.19	Model belirsizliği için Bode diyagramları	69
5.20	Kontrolcü çıkışı ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı	70
5.21	Hata ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı	71
5.22	Bozucu etken ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı	72
5.23	Yunuslama açısı için H_{∞} kontrolcü cevabı ve elevator eforu	74
5.24	Yüksek manevra için H_{∞} kontrolcü cevabı ve elevator eforu	75
6.1	Güdümlü algoritması için bazı uçuş parametreleri	79
6.2	Koordineli dönüş manevrası	80
6.3	Yörünge açıları	82
6.4	Lookahead noktası ve yörünge takibi	82
6.5	Yüksek hızlı İHA'nın yörünge takibi ve farklı manevraları	84
6.6	Otopilot için uçuş benzetimi: ilgili uçuş parametreleri	90
6.7	Farklı dalış açıları için benzetim sonuçları	91
6.8	Uçuş zarfı boyunca kapalı döngü sistemin gerçek değerleri (sarı bölgeler: kararsız)	92
6.9	Otonom Sistemin Faz Portresi	95

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
3.1 Yüksek hızlı sabit kanatlı model uçaklar	11
3.2 Yüksek hızlı İHA'nın bazı tasarım parametreleri	12
4.2 Motor parametreleri	26
4.3 Standart seyir hızı için düzlemsel uçuş modları	36
4.4 Stadanrt seyir hızı için yanal uçuş modları	38
4.1 H_{∞} kontrolcüsü sistem blok diyagramı	65



SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

ψ	: Euler açısı (psi)
θ	: Euler açısı (theta)
ϕ	: Euler açısı (phi)
α	: Hücüm açısı
β	: Yana kayma açısı
u	: x yönündeki hız bileşeni
v	: y yönündeki hız bileşeni
w	: z yönündeki hız bileşeni
I_{xx}	: x yönündeki atalet momenti
I_{yy}	: y yönündeki atalet momenti
I_{zz}	: z yönündeki atalet momenti
I_{xz}	: xz düzlemi için çarpımsal atalet momenti
I_{zx}	: zx düzlemi için çarpımsal atalet momenti
p	: x eksenini etrafındaki açısal hız
q	: y eksenini etrafındaki açısal hız
r	: z eksenini etrafındaki açısal hız
X	: x eksenindeki kuvvetler
Y	: y eksenindeki kuvvetler
Z	: z eksenindeki kuvvetler
L	: x eksenindeki momentler
M	: y eksenindeki momentler
N	: z eksenindeki momentler
D	: Sürüklenme kuvveti
L	: Taşıma kuvveti
C_L	: Taşıma katsayısı
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_m	: Yunuslama moment katsayısı
C_l	: Dönü moment katsayısı
C_n	: Yanal moment katsayısı
C_Y	: Yanal kuvvet katsayısı

S	: Kanat alanı
b	: Kanat açılığı
V	: Toplam hız
ρ	: Yoğunluk
T_p	: İtme kuvveti
Q_p	: Motor torku
C_T	: İtme katsayısı
C_Q	: Tork katsayısı
Ω_p	: Pervane dönüş hızı (rpm)
D_{per}	: Pervane çapı
m	: Kütle
δ_e	: Elevator sapma açısı
δ_a	: Aileron sapma açısı
δ_r	: Rudder sapma açısı
h	: İrtifa
K_p	: Proportional katsayısı
K_d	: Derivative katsayısı
K_i	: Integral katsayısı
C	: Ağırlık matrisi
Q	: Ceza matrisi

Kısaltmalar

İHA	: İnsansız Hava Aracı
6SER	: 6 Serbestlik Derecesi
PID	: Proportional Integral Derivative
LQR	: Lineer Quadratik Düzenleyici
MPC	: Model Öngörü Kontrolcü
ANFIS	: Sinir Bulanık Çıkarım Sistemi
RANS	: Reynolds Averaged Navier-Stokes
MIMO	: Çoklu Girişli Çoklu Çıkışlı Model
NMPC	: Lineer Olmayan Model Tahmin Kontrol
MIL	: Model In The Loop

SIL : Software In The Loop
PIL : Process In The Loop
IQC : İntegral Karesel Kısıtlama
LiPo : Lityum Polimer
PWM : Pulse Width Modulation
IFT : İteratif Geri Besleme Ayarlama
EKF : Uzatılmış Kalman Filtresi



1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), günümüzde savunma, gözetleme, keşif ve sivil uygulamalar gibi bir dizi alanda önemli bir rol oynayan, teknolojik olarak gelişmiş hava araçları sınıfını ifade eder. İHA'lar, genellikle uzaktan veya önceden belirlenmiş bir program dahilinde otomatik olarak uçabilen, pilot olmadan çalışabilen hava araçları olarak tanımlanır. Bu araçlar genellikle görevlerini yerine getirebilmek adına kameralar, sensörler ve zaman zaman silah sistemleri gibi çeşitli ekipmanlarla donatılmışlardır.

İlk İHA'lar, genellikle askeri amaçlar için tasarlanmış ve kullanılmış olup, özellikle keşif ve gözetleme görevlerinde etkinlik göstermiştir. Ancak, günümüzde İHA'lar, tarım, ormancılık, afet yönetimi, telekomünikasyon altyapı kontrolü ve diğer sivil uygulamalarda da geniş bir kullanım alanına sahiptir. İHA'ların avantajları arasında insan hayatının riske atılmaması, uzun menzil ve süreli gözetim yetenekleri, zorlu arazi şartlarında erişim sağlama yeteneği ve düşük işletme maliyetleri gibi faktörler yer almaktadır. Ancak, bu teknolojinin kullanımı beraberinde çeşitli etik ve güvenlik sorunlarını da getirmektedir. Teknolojinin ilerlemesiyle birlikte, İHA'lar giderek daha karmaşık hale gelmekte ve otonom uçuş yetenekleri artmaktadır. Bu bağlamda, aerodinamik tasarım, enerji verimliliği, uçuş kontrol sistemleri, güvenlik önlemleri ve hava sahası entegrasyonu gibi konular, İHA teknolojisinin gelişiminde kritik bir rol oynamaktadır. Akademik alanda gerçekleştirilen araştırma ve geliştirme faaliyetleri, bu teknolojinin daha ileri seviyelere taşınmasına ve çeşitli uygulama alanlarında etkin bir şekilde kullanılmasına katkı sağlamaktadır.

İHA'lar hem askeri hem de sivil operasyonlar sırasında genellikle düşük hızlarda (100-140 km/saat) seyrederek [1, 4]. Aynı zamanda genel maksatlarında yüksek manevra, ani dalış-ani yükseliş, sert dönüş gibi yetenekler aranmaz. Bu sebeple İHA sistemlerinde kullanılan aktif kontrol yöntemleri aerodinamik yüzeyler ile İHA'ların uçuş performansını optimize etmek ve belirli görevleri gerçekleştirmek için çeşitli kontrol stratejileri ve yöntemler geliştirilmiştir [2, 5]. Söz konusu bu kontrol tekniklerin genel maksadı yüksek hız ve manevra içermeyen görevleri ihtiva ettiği için temel kontrol yöntemleri ile rahatlıkla başarımlar sağlar [3].

İHA sistemleri için geliştirilecek kontrol algoritmalarının başarımlar ihtimalleri, sistem belirsizlikleri, sensör hataları ve ani beklenmedik durumlar (ters rüzgâr, vs.) ile ilişkilidir. Yüksek hızlara özellikle dalış manevralarında (*ing. pull-down*) ulaşıldığından düzlemsel yönlerdeki statik ve dinamik uçuş kararlılığının istenilen aralıkta tutulması için

dayanıklı (*ing. robust*) bir kontrolcü tasarımı şarttır [6, 9]. Ayrıca yüksek hızlarda İHA'nın aerodinamik karakteristiğini tahmin etmek düşük hızlara göre nispeten daha zordur. Bu sebeple 6SER uçuş benzetim ortamına girdi olarak sağlanacak aerodinamik veri setinin doğruluğu kontrolcünün başarımı için oldukça kritiktir.

Bu çalışmaya öncelikle sabit kanatlı, konvansiyonel tipli, sesaltı yüksek hızlara ulaşma yeteneğine sahip dalış manevra kabiliyeti bulunan bir İHA'nın aerodinamik tasarımı ile başlanmıştır. Buradaki temel hedef yüksek performans ve düşük sürüklemedir [7]. Bu tasarımın merkezinde, optimal uçuş performansını elde etmek amacıyla seçilen kanat profili ve gövdenin geometrik şekli bulunmaktadır. Genellikle ince, yüksek açıklık oranlı (*ing. aspect ratio*) ve özel olarak modellenmiş profil seçimleri, düşük sürükleme ve yüksek hızlarda istikrarlı bir uçuş sağlamayı amaçlar. Kanat geometrisi, hem yüksek seyir hızlarındaki yeterli taşımayı sağlaması hem de uçuşun her rejiminde düşük sürükleme vermesi adına yüksek açıklıklı ve ok açılı (*ing. sweep*) olarak tasarlanmıştır.

Aerodinamik tasarımı gerçekleştirilen yüksek hızlı İHA'nın uçuş performansının incelenmesi ve kontrol algoritmalarının sonuçlarının irdelenmesi için 6 serbestlik dereceli (6SER) uçuş benzetim ortamı MATLAB/Simulink ortamında geliştirilmiştir. 6SER uçuş benzetimleri, uçuş karakteristiklerini incelemek için kullanılan bir analitik araçtır. Bu benzetimler, İHA'nın üç translasyonel (ilerleme, yana kayma, yükseklik değişimi) ve üç rotasyonel (roll, pitch, yaw) hareket serbestlik derecesini simüle ederek, hava aracının çeşitli uçuş koşullarına tepki verme yeteneğini değerlendirir. 6SER uçuş benzetimleri, İHA tasarımında, kontrol stratejilerinin geliştirilmesinde ve uçuş performansının analizinde önemli bir rol oynayan sofistike araştırma ve geliştirme araçları olarak değerlendirilir. Bu benzetimler, mühendislik uygulamalarında tasarım optimizasyonu ve uçuş testleri için temel teşkil eder. 6SER uçuş benzetim ortamında aynı zamanda geliştirilen bazı kodlar ile sistemin uçuş modları, kararlılığı ve kontrol edilebilirliği detaylı olarak incelenmiştir.

6SER uçuş benzetimlerinin çalışacağı kontrol algoritmaları, aracın aerodinamik zorluklarını, yüksek hızlardaki dinamik etkileşimleri ve değişen uçuş koşullarını etkili bir şekilde yönetebilmek amacıyla geliştirilmiş matematiksel modeller ve optimizasyon stratejilerini içermektedir [8, 10]. Bu amaçla Proportional-Integral-Derivative (PID), Lineer Kuadratik Regülasyon (LQR) ve H-infinity (H_∞) dayanıklı kontrolcüsü geliştirilmiştir. PID kontrolü, temel olarak hava aracının konumunu, hızını ve yönelimini stabilize etmek amacıyla hata sinyallerini düzenleyen bir geri besleme kontrol stratejisidir. LQR ise, lineerleştirilmiş sistem modellerine dayanarak kontrol girişlerini

optimize eder ve İHA'nın performansını iyileştirmek üzere tasarlanmış bir optimal kontrol algoritmasıdır. H_∞ (H-infinite) kontrolü, sistem belirsizlikleri, dış etkiler ve modellenemeyen dinamikler gibi faktörlere karşı dayanıklı (*ing. robust*) bir kontrol stratejisidir. Bu kontrol yöntemi, özellikle belirsiz sistemlerin ve karmaşık dinamik yapıların kontrolünde etkili olan bir teori ve tasarım yaklaşımı sunar [12, 13]. H_∞ kontrolü, frekans alanında tasarlanan bir kontrol stratejisidir ve bir sistemdeki belirsizlikleri minimize etmek veya bunlara karşı direnmek üzere optimize edilmiş bir kontrol sağlar. Bu, bir sistemin belli bir frekansta en kötü durumda (*ing. worst-case*) belirsizliklere karşı direnç göstermesini amaçlar.

Farklı uçuş parametreleri için çeşitli kontrolcülerin beraber çalıştığı ve belirli koordinat noktalarının takibini yapabilen otopilot algoritması geliştirilmiştir. Otopilot algoritması içinde İHA'ya komutları veren ve hareket denklemlerinin küçük güncellemeleri ile elde edilen bir güdüm algoritması da eklenmiştir. Geliştirilen güdüm ve otopilot, İHA'nın tüm uçuş dinamiklerinin lineer olmayan ve biribiri ile etkileşimli hareketini aynı anda farklı kontrolcüler ile kontrol etmeyi sağlayabilen bir yapıya sahiptir. Ayrıca bu algoritma, belirli araçlar ile C/C++ koduna dönüştürülerek mikroişlemciye gömülmüştür [14, 15]. Mikroişlemci üzerinde uygulamalı testler yapılarak simülasyon ortamı ve mikroişlemci cevapları kıyaslanmıştır.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Sabit kanatlı küçük İHA kullanımı, özellikle askeri ve güvenlik uygulamalarında stratejik avantajlar sağlamaktadır. Her ne kadar söz konusu bu İHA'lar, hava keşfi, gözetleme ve taktik bilgi toplama görevlerinde etkin bir şekilde kullanılsa da İHA'ların seyir hızlarının düşük olması (100 km/saat) operasyonel esnekliği önemli ölçüde kısıtlamaktadır. Sabit kanatlı küçük İHA'ların kontrol stratejileri, uçuş boyunca uçuş kararlılığının istikrarını ve manevra kabiliyetini sağlamak için özel olarak tasarlanır. PID, model tabanlı tasarımlar, LQR, MPC ve H_∞ (H-infinite) kontrol stratejileri, hava aracının hızlı ve hassas kontrolünü sağlamak amacıyla genellikle uygulanan yöntemlerdir. Bu kontrolcüler, aerodinamik zorluklara karşı dirençli bir performans sergileyebilmek için geliştirilmiş aerodinamik tasarım ve kontrol algoritmaları ile entegre edilir.

Sabit kanatlı küçük İHA'ların kullanımı, askeri operasyonlarda ve güvenlik uygulamalarında özellikle hızlı ve etkili tepki gerektiren görevlerde önemli bir stratejik araçtır. Ancak, mevcut kullanımdaki küçük boyutlu sabit kanatlı İHA'ların birçoğu düşük seyir hızlarına sahiptir. Ramesh vd. (2020) küçük İHA'ların hem sabit-kanatlı hem de döner-kanatlı tipleri üzerine yapılan güncel literatür incelemesi ve çeşitli üreticilerin verilerine dayanarak, küçük İHA'ların kategorizasyonu işlevsel gereksinimleri olan işletme yüksekliği, dayanıklılık, işletme menzili, maksimum kalkış ağırlığı ve boyutları göz önüne alarak analiz etmiştir [14]. Böylece küçük İHA sınıfının ne olduğunu belirlemiştir.

Yaylı vd. (2017) belirlenmiş bir görev için tasarlamış oldukları küçük boyutlu bir İHA'nın detaylarını ve performansını tartışmıştır [16]. 2 metre kanat açıklığına ve 6.66 açıklık oranına sahip İHA, enerji tasarrufu, görüntü kazancı, malzeme seçimi ve otonom uçabilme kabiliyetleri bakımından değerlendirilmiştir. Çalışmanın sonucunda otonom sabit kanatlı hava araçlarının kullanımının genişletilebileceğini ve daha yüksek hızlar ile gelişmiş manevra yetenekleri elde edilebileceğini göstermiştir.

Chen vd. (2020) düşük hızda çalışan sabit kanatlı İHA'lar için aerodinamik analizde geçiş fenomenlerini doğru bir şekilde tahmin etmek amacıyla Michel geçiş kriteri ve bir geçiş modelinin birleştirildiği tahmin yöntemi önermiştir [22]. Michel geçiş kriteri, geçiş moment kalınlığı Reynolds sayısının tahmininde kullanılır. Kritik moment kalınlığı Reynolds sayısı ve geçiş bölgesi uzunluğu arasında bir deneysel ilişki bulunmaktadır. Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) denklemleri, aerodinamik analiz çözümleri üzerinde kullanılmak üzere geçiş yöntemi ile geliştirilmiştir.

Panagiotou vd. (2020) düşük hızda, subsonik rejimde çalışan sabit kanatlı bir İHA için aerodinamik verimlilik ve performans artırma yöntemleri ve tekniklerinin adım adım incelemesini gerçekleştirmiştir [18]. Kullanılan bir referans İHA kanat platformu üzerinde, standart yöntemlerinin, düşük-fidelite ve yüksek-fidelite aerodinamik katsayı tahmin araçlarının bir kombinasyonu kullanılarak aerodinamik ve sürükleme ayrıntı analizini değerlendirmiştir. Ardından, ilgili referans İHA konfigürasyonu üzerinde her bir parçanın çeşitli hücum açıları için toplam sürükleme bütçesine olan katkısını içeren bir tam sürükleme muhasebe çalışması gerçekleştirmişlerdir. Ramanan vd. (2021) küçük İHA'lar için aerodinamik performans arttırabilen kanat profillerinden SD7037'nin düşük Reynolds sayılarındaki sonuçlarını analiz etmiştir [20].

Sabit kanatlı İHA'lar için Zhang vd. (2022) tarafından önerilen metodoloji, 6SER derecesine sahip olan ve on iki durum değişkenine tabi olan, hareketli kanatlı İHA'lar için dağıtılmış, sabit bir süreli ve hataya dayanıklı bir kontrol yaklaşımını göstermiştir [17]. Böylece hız ve konumun ilgili sınırlar içinde kalmasını sağlamak için ölçekleme fonksiyonlarıyla durum dönüşümleri tasarlanmıştır. Zhang vd. (2022) yaptığı diğer bir çalışmada ise aktüatör hataları, modelleme belirsizlikleri ve dışsal müdahalelere maruz kalan 6SER dereceli dinamiklere sahip İHA'lar için bir olay tetiklemeli işbirliği senkronizasyon hataya dayanıklı kontrol metodolojisi önermiştir [19]. Her durumda kontrolcünün cevabını ve sistem kararlılığının devamı için çalışmalar 6SER uçuş benzetim ortamında gerçekleştirilmiştir. Burstson vd. (2014) ters mühendislik teknikleri kullanarak 6SER uçak dinamik modelinin parametrelerini türetme yöntemi sunmuştur [21]. Yaptığı çalışmada, 6SER uçak dinamik modelinin, küçük İHA'lar için tasarlanmış düşük maliyetli bir navigasyon ve rehberlik sisteminde entegre ederek sanal bir sensör olarak adapte etmesidir.

Ulus vd. (2021) yuvarlanma (*ing.roll*) ve yalpalama (*ing. yaw*) açısı yan dinamiklerini kontrol etmek adına 60 km/saat seyir hızına sahip bir sabit kanatlı İHA için yapay sinir bulanık çıkarım sistemi (ANFIS), bulanık mantık denetleyicisi, birleşik ANFIS-PID ve PD-Fuzzy-PI denetleyici yöntemleri geliştirmiştir [23]. Çalışmanın sonucuna göre birleşik PD-bulanık-PI ve ANFIS-PID denetleyicilerinin diğer denetleyicilere göre sabit seviye uçuş koşullarında daha kabul edilebilir performansa sahip olduğu belirtilmiştir.

Sartori vd. (2021) sabit kanatlı İHA için uzunlamasına ve yanal-dirençli hareketleri kontrol etme yeteneğine sahip mevcut bir geri-adım (*ing. backstepping*) yaklaşımını otonom pilotlar için uygun bir kontrol stratejisi tanımlamak amacıyla adapte

etmiştir. Denetleyici, iki çok farklı sabit kanatlı hava aracının karmaşık manevralar gerçekleştirdiği sayısal simülasyonlar aracılığıyla değerlendirilmiştir [24]. Çalışmada ayrıca denetleyicinin model parametrik belirsizliklerle veya gürültü hesaplanırken davranışı da test edilmiştir. Sartori vd. denetleyicinin bir mikrodenetleyici üzerinde gerçek zamanlı uygulama performans sonuçlarını donanım içi döngü simülasyonları ile benzer bulmuştur.

Uyulan vd. (2019) bir çok değişkenli kontrol mimarisi sentezlemek için kullanılan dayanıklı H_∞ kontrol çerçevesi tasarlayarak, karşılaştırmalı özelliklere kıyasla büyük ölçüde fayda sağlayacak performans ve sağlamlık (*ing. robust*) değerlendirmesi yapmıştır [27]. Ayrıca, beklenmedik sistem belirsizlikleri veya alt sistem arızaları gibi olumsuz koşullara maruz kalan uçuş kontrol sistemlerinin güvenilirliğini artırmak için tatmin edici pilot kontrol performansı kriteri geliştirmiştir. Böylece önerilen mimari aracılığıyla yunuslama (*ing. pitch*), yuvarlanma ve yalpalama otomatik pilotunun kararlılığını arttırmıştır.

Priyambodo vd. (2020) uçan bir sabit kanat üzerinde bir koordinat noktası görevinde LQR yöntemlerini kullanarak kontrol sistemine ait model tasarımı deneysel testlerle kanıtlanmıştır [25]. Sistem yanıtlarının koordinat noktası üzerinde uçan kanadın performansını sürdürme ve konumunu tutma konusunda iyi bir istikrar gösterdiğini belirtmiştir. Uçan kanat ayrıca çok düşük bir durumsal hata ve yüksek doğruluk üretmektedir.

Bao vd. (2021) matematik modeli karmaşık ve ikili etkileri fazla olan sabit kanatlı bir İHA için çoklu algoritma birleşimi (*ing. multi-algorithm-fusion*) ile değişken yapı kontrolcüsü tasarlanmıştır [54]. Tasarım, temel olarak doğrusal olmayan matematiksel modeli basitleştirmek için geri-adım kayma modu kontrol yöntemini benimsemiştir. Sistemdeki model belirsizlikleri ve diğer bozuklukları tahmin etmek için adaptif yasa (*ing. adaptive law*) kullanmışlardır.

Ülker vd. (2017) düz-seviye, sabit tırmanma, sabit manevra, tırmanma-dönme ve sabit başverme olmak üzere beş farklı uçuş senaryosu için kısıtlı çoklu girişli çoklu çıkışlı (MIMO) model öngörü kontrolcüler (MPC'ler) tasarlamıştır [44]. Önerdikleri uçuş kontrol tasarımı MPC stratejisi, yanal ve uzunlamasına lineer modellere dayanmaktadır. Çalışma sonuçları, MIMO MPC'lerinin mevcut ölçülemeyen çıkışlar ve ölçülemeyen çıkış bozuklukları açısından üç farklı test koşulunda tatmin edici performans ve uçuş kalitelerine ulaşabileceğini göstermiştir.

Kang vd. (2009) sabit kanatlı bir İHA için istenilen bir çizgiyi takip edebilmesi adına lineer olmayan model tahmin kontrol (NMPC) tasarımı gerçekleştirmişlerdir [46]. İstenilen çizgi referansının takibi için hata dinamiklerini çıkarmışlardır ve hatanın ilerlemesi problem belirleyici olarak kontrolcüye verilmiştir. Tasarlanan lineer olmayan kontrolcünün doğruluğu hardware in the loop (HIL) testleri ile doğrulanmıştır.

Elijah vd. (2020) birden fazla sabit kanatlı İHA'ların kontrolü üzerine mevcut çalışmaların bir literatür derlemesini sunmuştur [55]. Bu çalışmalar, kuyruk, rotor ve kanat konfigürasyonlarının ayarlanması yoluyla manevra yapma yeteneğini içermektedir. Çalışma içerisinde sunulan makaleler, işbirliği mimarileri ve stratejileri ile kanat, kuyruk ve rotor konfigürasyonları açısından mümkün olduğunca geniş bir çeşitliliğe sahip olacak şekilde seçilmiştir. Ayrıca, çalışma, tek bir İHA'ya kıyasla çok daha büyük bir yeteneğe sahip olan çoklu sabit kanatlı İHA'ların kontrolü hakkında bilgiler vermiştir.

Din vd. (2023) sıradışı bir tasarıma sahip olan İHA'nın planör menzilini maksimize etmek için yeni bir kontrol mimarisi olan optimal dinamik programlama adlı özgün bir tekniği önermiştir [56]. Önerilen metodoloji özellikle problemin sürekli durum ve kontrol uzayı alanlarında yapılandırılması için değiştirilmiştir. Sunulan algoritmanın değişen çevreye dinamik olarak uyum sağlama yeteneği mevcuttur. Değişen çevresel koşullar ve dinamik etkilere anlık değişim göstererek cevap veren kontrolcü İHA uygulamaları için kullanılabilir olduğu gösterilmiştir.

Zhai vd. (2014) sabit kanatlı küçük bir İHA için standart kontrolcüler olan lineer ve lineer olmayan PID tasarımı gerçekleştirmişlerdir. Çalışma aynı zamanda navigasyon alogritması da içermektedir. Tasarımın doğrulanması için uçuş testleri yapılmıştır [57].

Palframan vd. (2019) uçuş kontrol sistemlerinin matematiksel doğrulaması için dayanıklı (*ing. robust*) bir analiz çerçevesi sunmuştur [58]. Bu çerçeve, küçük sabit kanatlı İHA sistemlerinin tam belirsizlik karakterizasyonu, nicelendirilmesi ve analizi için özel olarak geliştirilen integral karesel kısıtlama (IQC) analizini temel almakta ve belirsizlikleri sistemi temsil etmek için doğrusal kesirli dönüşümleri kullanmaktadır. IQC analizi sağlam bir teorik temele sahip olsa da karmaşık mühendislik sistemlerine IQC'leri uygulama ve etkinliklerini fiziksel verilerle değerlendirme konusunda literatürde eksiklik bulunmaktadır. Tasarlanan yöntem uçuş testlerinde doğrulanarak İHA'lar için kullanılmaya hazır olduğunu göstermiştir.

Castaneda vd. (2013) sabit kanatlı bir İHA'nın hız ve yön kontrolcüsü için "Super-Twisting Gözlemciler" kullanarak "Adaptif Süper Sarsılma Algoritması" yaklaşımı ile kontrol algortması geliştirmişlerdir [62]. Bu kontrol şeması, sistemi etkileyen

pertürbasyonların sınırlarını veya sistem parametrelerinin kesin değerlerini bilmek gerekmediği için dayanıklılığı arttırma yönünde etkisi vardır. Ayrıca, gözlemcinin sonlu zamanlı yaklaşımı sayesinde kapalı çevrim sistemin kararlılığı garanti altına alınmıştır.

Lou vd. (2011) kesirli derece PI denetleyici geliştirmiş [61] ve bir küçük sabit kanatlı İHA uçuş kontrol performansını ve sağlamlığını artırmak amacıyla uygulamıştır. Belirli koşullar altında çözülmüş yuvarlanma kanal kontrolü tasarlanan denetleyiciler kullanılarak gerçekleştirilmiş ve bu çalışmada test edilmiştir. Yuvarlanma kanalının iç kapalı çevrim sistemi, uçuş test verileri kullanılarak birinci derece artı zaman gecikmesi modeli olarak yaklaşık olarak tanımlanmıştır.

Bu tez çalışması kapsamında özellikle dalış manevralarında yüksek hızlara ulaşabilen, konvansiyonel tipli yüksek açıklık oranlı bir İHA tasarımı gerçekleştirilerek aerodinamik veri seti oluşturulmuştur. İHA'nın uçuş performansının ve kararlılığın detaylı incelenebilmesi için 6SER MATLAB/Simulink ortamında uçuş benzetim modeli geliştirilmiştir. 6SER benzetim ortamı kullanılarak İHA'nın farklı uçuş parametreleri için farklı tipte kontrolcüler geliştirilerek kontrolcülerin performansları kıyaslanmıştır. Tasarlanan kontrolcüler standart PID ve LQR kontrolcülerini ile dayanıklı (*ing. robust*) H_{∞} kontrolcüsüdür. Uygun kontrolcüler, lineer olmayan 6SER uçuş benzetim ortamında farklı uçuş parametrelerinin senkronize olarak kontrol edilebilmesi için birleştirilerek özgün bir otopilot tasarımı gerçekleştirilmiştir. Otopilot içerisinde daha önceden belirtilen koordinat noktaların takibi için kontrolcüler ile beraber çalışan bir güdüm algoritması üretilmiştir. Lineer olmayan 6SER uçuş benzetimleri ile otopilotun başarımı farklı manevralar, seyir hızları, tırmanma durumları ve dalışlar için detaylı olarak incelenmiştir. Nispeten küçük boyutlara sahip sabit kanatlı bir İHA için dalış manevralarında sesaltı bölgede yüksek hızlara ulaştıktan sonra kurtarma (*ing. recovery*) literatürde otonom olarak henüz incelenmemiştir. Farklı uçuş parametreleri için tasarlanan kontrolcüler bütününden oluşan otopilot, standart İHA'lardan farklı olarak dalış manevralarında 500 km/saat hızlara ulaşan hava aracının otonom kurtarımına olanak sağlayarak literatüre girdide bulunmuştur.

3. AERODİNAMİK TASARIM VE AKIŞ ANALİZLERİ

Sabit kanatlı İHA'ların aerodinamik tasarımı ve analizi, mühendislik açısından karmaşık ve kapsamlı bir disiplini içermektedir. Bu araçların performansını belirleyen kilit faktörler arasında kanat profili seçimi, kanat açısı, kanat uzunluğu, kanat genişliği ve toplam kalkış ağırlığı yer almaktadır. Aerodinamik tasarım süreci, optimize edilmiş kanat profili ve konfigürasyonunun belirlenmesini içerir, bu da İHA'nın genel etkinliği ve performansı üzerinde doğrudan bir etkiye sahiptir [29]. Analiz aşamasında, İHA'nın temel parametreleri, yüksüz ağırlık, kanat yüksekliği, aerodinamik katsayılar ve hava direnci gibi unsurlar, kapsamlı bir değerlendirme sürecini içermektedir. Analiz aynı zamanda uçuş kararlılığı ve kontrol sistemlerinin etkinliği üzerinde de derinlemesine bir etkiye sahiptir.

Sabit kanatlı küçük İHA'lar genellikle taşınabilir ve hızlı bir şekilde konuşlandırılabilir olmalarıyla öne çıkar. Bu sistemler genellikle hafif malzemelerden üretilmiş olup, geniş bir kullanım yelpazesine hitap ederler. Çoğunlukla 2 metreden daha az kanat açıklığına sahip olan bu İHA'lar, genellikle kameralar, sensörler ve diğer ölçüm araçları ile donatılarak yüksek çözünürlüklü görüntü ve veri toplama kapasitesine sahip olabilirler. Nispeten düşük irtifalarda yüksek taşıma/sürüklenme amacına yönelik tasarlanan küçük İHA'lar 100 km/saat seyir hızlarında hareket yeteneğine sahiptir ve yüksek hızlara (>200 km/saat) çıkma yetenekleri çok zayıftır [30]. Aynı zamanda yüksek manevra yeteneklerinden yoksundurlar. Standart görevlere sahip küçük İHA'ların kanat profilleri ve yapıları da uzun süre havada kalma ve maksimum menzile ulaşmak için iyileştirilmiştir. Böylece İHA'ların düşük maliyetli ve taşınabilir doğası, farklı endüstrilerde ve uygulamalarda benimsenmelerini teşvik etmiştir.

Küçük sabit kanatlı İHA'lar kategorisinde önemli performans gösteren ve bu alana öncülük eden en önemli hava araçlarından biri olan RQ-11 Raven UAV [31] 1.37 metre kanat açıklığı ve 4 kg'lık toplam kalkış ağırlığı ile 10 km menzile sahiptir ve Şekil 3. 1'de gösterilmiştir. Küçük sabit kanat kategorisindeki bir diğer önemli İHA ise toplam 3.5 kg kalkış ağırlığına sahip 1.7 metre kanat açıklıklı V-tipi kuyruk takımına sahip Talon'dur. Bu İHA'ya ait görüntü Şekil 3. 2'de verilmiştir [32].



Şekil 3. 1. RQ-11 Raven sabit kanatlı küçük İHA



Şekil 3. 2. Talon sabit kanatlı küçük İHA

Bu çalışmada kullanılacak olan İHA, standart seyir ve uçuş performansına sahip İHA'lerden farklı olarak özellikle ani zorlayıcı angajmanlardaki dalış manevralarında 500 km/saat hıza ulaşabilecek konvansiyonel kuyruk tipli ve yüksek kanat açıklıklı bir sabit kanattır. İHA'nın geometrik yapısı hem yeterli taşıma ile uzun menzil gitmesine hem de ince tasarımı ile düşük sürüklemelere maruz kalarak yüksek hızlara çıkmasına olanak sağlamaktadır. Ayrıca özellikle elevator ve aileron kontrol yüzey alanları diğer taşıma yüzeylerine oranla hacim olarak daha yüksek seçilerek 10-g'ye kadar manevra çekmesine olanak sağlamaktadır. Dalışa giren bir İHA'nın yere çakılmadan önce düzlemsel kararlılığının ve kontrolünün sağlanarak kurtulması için hesaplamalar ve analizler her basamakta detayla irdelenmiştir.

3.1. Yüksek Hızlı İHA'nın Aerodinamik Tasarımı

Yüksek hızlı İHA, 1.2 metre uzunluğunda kanat açıklığına sahiptir ve yeterli taşıma, dalıştan kurtarma ve yüksek hızlı ve stabil uçuş karakteristiklerini sağlamak için büyük kanat alanı ve yüksek kanat açısı oranına sahiptir. Modifiye edilmiş kanat profili İHA'nın daha fazla tırmanma performansına sahip olmasını sağlarken yüksek hızlarda düşük sürüklenme oluşturmaya imkân verir. Aynı zamanda düşük hızlarda iyi derecede taşıma ve kolay kontrol özelliklerini sürdürme olanağı sağlar. İHA'nın kanat ucu noktasındaki artan dihedral açısı, kanat ucu girdaplarını azaltır. Kanat ve kuyruk dengeleyicileri düz bir çizgide yer alacak şekilde tasarlanmıştır, dikey dengeleyici yüzey alanı sürüklemeyi düşürmek için küçük bırakılmıştır. Gövde küçük bir ön kesit alanına ve kare benzeri kesitlere sahiptir, böylece kolayca üretilebilir ve yüksek yükleme hacmi oluşumuna ve toplam sürüklemeyi azaltmada katkı sağlar. İHA'nın maksimum kalkış ağırlığı 1.15 kg olup, maksimum 200 gram yük taşıma kapasitesine sahiptir. Dikey dengeleyici neredeyse sıfır konik orana sahiptir ve sapma açısı aldığı zaman aracın toplam sürüklemesini azaltmaya yönelik yeterli dümen etkinliğine sahiptir. Yüksek hızlara ulaşabilen fakat sadece manuel uçuş gerçekleştirebilen birtakım sabit kanatlı küçük model uçaklar bu çalışmada tasarlanan İHA ile kıyaslanması açısından, bazı fiziksel ve uçuş karakteristikleriyle karşılaştırmalı olarak Çizelge 3. 1'de listelenmiştir. Ayrıca, bazı geometrik özelliklerle aerodinamik özellikler ve tasarlanan yüksek hızlı mini İHA'nın perspektif görünümü sırasıyla Çizelge 3. 2 ve Şekil 3. 3'de verilmiştir.

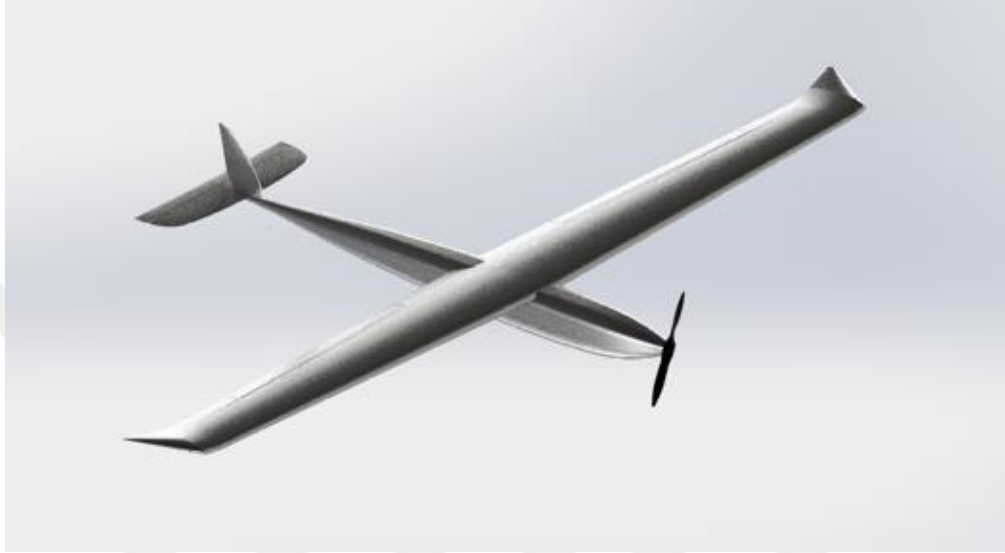
Çizelge 3. 1. Yüksek hızlı sabit kanatlı model uçaklar

Model uçak	Kanat açıklığı [mm]	Kanat alanı [m ²]	Açıklık oranı	Toplam kalkış ağırlığı [g]	En yüksek hız [km/s]
Stinger ARF	950	0.135	6.68	550	330
Snipp FG	1300	0.185	9.1	870	375
Acro-Prism	1600	0.308	8.3	1250	340
Monster 1.1 SpreadTowsa	1450	0.225	9.34	790	440
Sabre F5B	1710	0.22	13.2	890	390
Tasarlanan İHA	1200	0.144	9.98	1100	500

Yüksek yük taşıma kapasitesine sahip olacak şekilde tasarlanmış olan İHA'nın toplam kalkış ağırlığı, benzer tipteki model uçaklara göre biraz daha yüksektir. İncelenen araçların maksimum hızları neredeyse aynıdır ve elektrik gücüyle çalışmaktadırlar. Bunun dışında, araçların kanat açıklıkları ile ağırlıkları arasında belirli bir oranın bulunduğu gözlemlenmektedir.

Çizelge 3. 2. Yüksek hızlı İHA'nın bazı tasarım parametreleri

Seyir hızı [m/s]	En yüksek g-kuvvet	Ortalama aerodinamik veter [mm]	Açıklık oranı	Taper oranı	Kanat ucu büküm açısı [°]	Kök-uç ok açısı [°]	Dihedral açısı [°]
43	10	124	9.98	0.067	-1.5	8.34	Kökte 1 Uçta 10

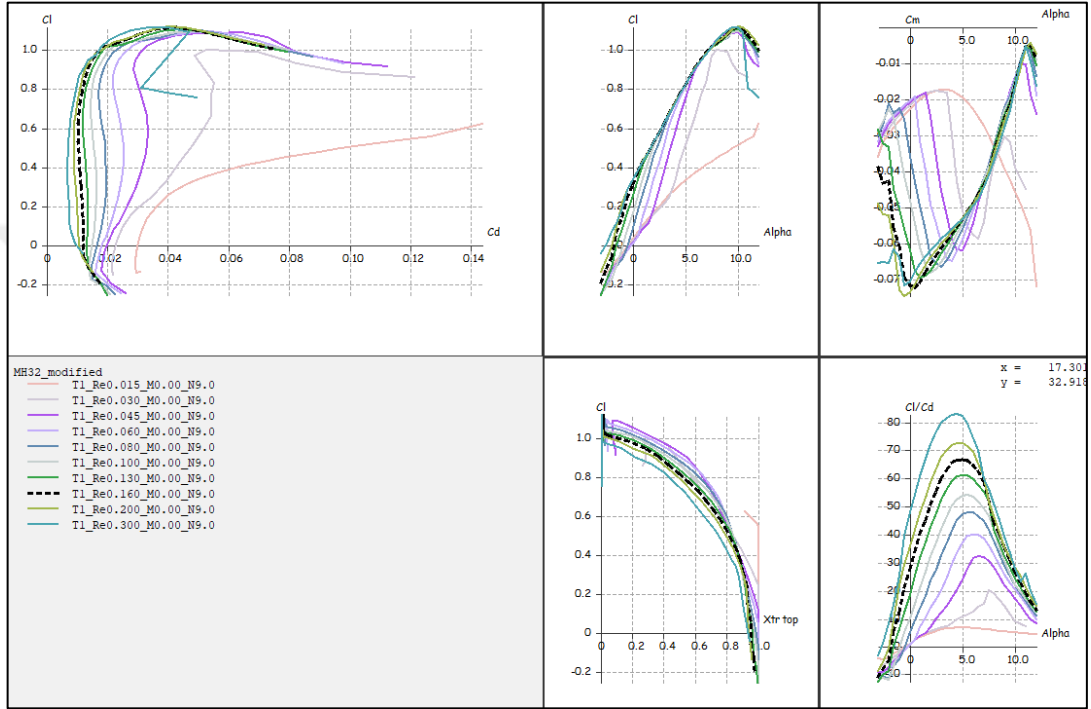
**Şekil 3. 3.** Tasarlanan yüksek hızlı İHA

3.2. Akış Analizleri

Geometrik boyutlandırması tamamlanan yüksek hızlı İHA'nın akış analizleri Ansys Fluent [34] ve Xflr5 [33] programında gerçekleştirilmiştir. İHA'nın öncelikle yüksek hızlar için modifiye edilmiş kanat profilinin (Mh-32, modifiye) farklı Reynolds sayılarında çoklu analizleri yapılmıştır. Yüksek hızlı İHA, uçuşunun büyük bölümünü 150000 Reynolds sayısından büyük rejimde gerçekleştirmektedir. Bu sebeple İHA'ya ait aerodinamik katsayılar söz konusu Reynolds sayıları için değerlendirilmiştir. İHA'nın kanat profiline ait farklı Reynolds sayılarındaki çoklu aerodinamik akış analizlerine ait grafikler Şekil 3. 4'te sunulmuştur.

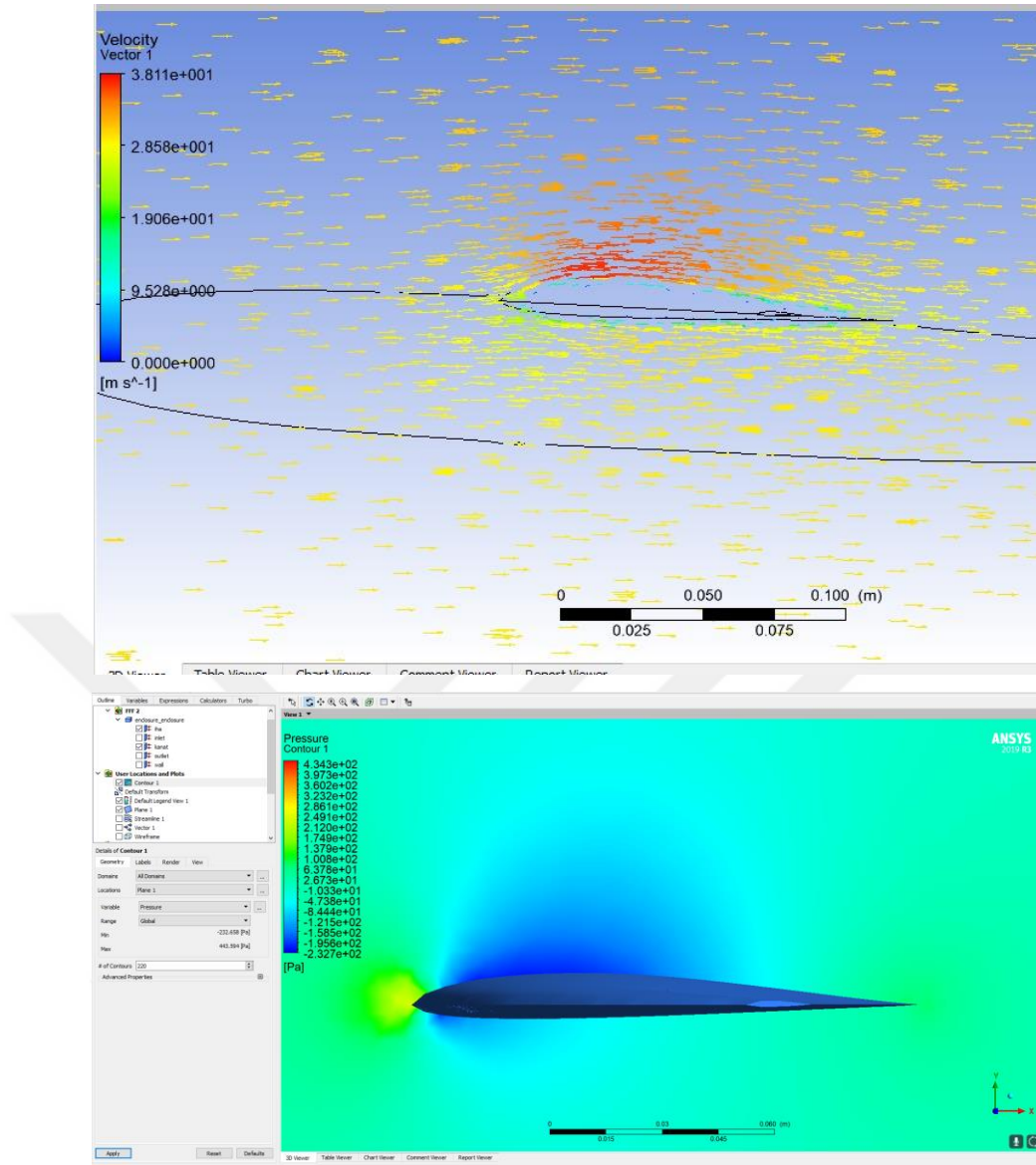
Ansys Fluent ortamında çözüm yöntemi olarak Reynolds-averaged Navier–Stokes seçilmiştir. Viskoz model k-omega-SST olarak belirlenmiştir. Akış sabit ve sıkıştırılamaz kabul edilmiştir. 30-50-60-70-90 m/s hızlarda 6 farklı hücum açısı için akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Kontrol yüzeylerine ise -40° ile $+40^\circ$ arasında farklı sapma açılarında kontrol türevleri elde edilmiştir. Mesh eğrilik oranı en düşük 1.74×10^{-4} ile sınırlandırılırken en yüksek eğrilik oranı 0.92433 olarak belirlenerek 924338 mesh sayısı

üzerinden statik katsayılar elde edilmiştir. Ansys Fluent ortamında yapılan analizlere ait görseller Şekil 3. 5'te verilmiştir. Kontrol türevleri ve dinamik türevler Xflr5 ile gerçekleştirilen akış analizlerinde Girdap Kafes Yöntemi (Vortex Lattice Method) ile elde edilmiştir [35]. Bu yöntemle göre kanat, veter boyunca panel şeklindeki küçük parçalara ayrılarak her bir panel üzerine ayrı bir at nalı girdabı yerleştirilir. Her at nalı panelinde aerodinamik akış hesapları tek tek gerçekleştirilir.



Şekil 3. 4. Kanat profili çoklu aerodinamik akış analizleri sonuçları

Xflr5 programında ayrıca İHA'nın gövdesi dahil tüm bileşenleri yerleştirilerek İHA üzerinde meydana gelen tüm aerodinamik kuvvetler hesaplanmıştır. Bu temel aerodinamik katsayılarına göre 50 m/s hızında yaklaşık olarak 1.1° hücum açısında seyir halinde (*ing. level flight*) denge uçuşu gerçekleştirilebilmektedir. Aynı hücum açısı için taşıma katsayısı değeri 0.21'dir ve tasarım taşıma katsayısı kriterlerini sağlamaktadır. Yunuslama moment katsayısı (*ing. pitch moment coefficient*) hücum açısı ile negatif yönde değişmektedir bu da İHA'nın düzlemsel yönde uçuş kararlılığına sahip olduğunu göstermektedir.



Şekil 3. 5. Ansys Fluent analizleri: kanat üzerindeki hız ve basınç dağılımı

Aerodinamik analizler sonucunda 6SER uçuş benzetim çalışmaları için aerodinamik veri tabanı elde edilmiştir. Buna göre veri tabanı;

- Statik katsayılar,
- Kararlılık türevleri,
- Dinamik türevler,
- Kontrol türevleri,

olmak üzere dört başlık altında toplanmıştır. Elde edilen aerodinamik veri seti 6SER uçuş benzetim ortamında girdi olarak kullanılacaktır.

4. 6SER UÇUŞ BENZETİM MODELİ

6SER dereceli uçuş benzetim modelleri, hava araçlarının hareketlerini ayrıntılı bir şekilde tanımlayan ve genellikle diferansiyel denklemler aracılığıyla ifade edilen karmaşık matematiksel yapıları içerir. Bu modeller, hava aracının yüksekliği, yatay ve dikey hızları, hücum açısı, yuvarlanma, yunuslama ve yalpalama hareketleri gibi altı bağımsız hareket serbestliğini ele alır. Aerodinamik kuvvetler, ataletsel (*ing. inertial*) özellikler ve motor karakteristikleri gibi önemli faktörler bu modellerin temelini oluşturur. Uçuş benzetim modelleri, özellikle uçuş kontrol sistemlerinin geliştirilmesi, uçuş testlerinin planlanması ve hava aracı tasarımının uçuş performansı açısından değerlendirilmesinde kullanılır [36].

Çalışmanın bu aşamasında yüksek hızlı İHA'nın dinamik uçuş modelinin oluşturulmasıyla ilgili bilgiler sunulmaktadır. Modelleme, açık çevrim uçuş performansının incelenmesinde olduğu kadar kontrol tasarımında da kritik bir aşamadır. Doğruluğu yüksek bir dinamik model, daha hassas bir otopilot sistemi demektir. Söz konusu sebepler ve bu hedef doğrultusunda, yüksek hızlı İHA için bir 6SER uçuş benzetim modeli geliştirilmiştir. Uçuş benzetim modeli, aerodinamik, kütle-atalet, itki, atmosfer, jiroskopik, yerçekimi ve eyleyici modellerini içermektedir. Oluşturulan bu 6SER uçuş benzetim modeli, yüksek hızlı İHA'nın çeşitli uçuş koşullarındaki dinamik davranışını ayrıntılı bir şekilde temsil etmektedir.

4.1 Referans Eksen Takımları ve Koordinat Sistemleri

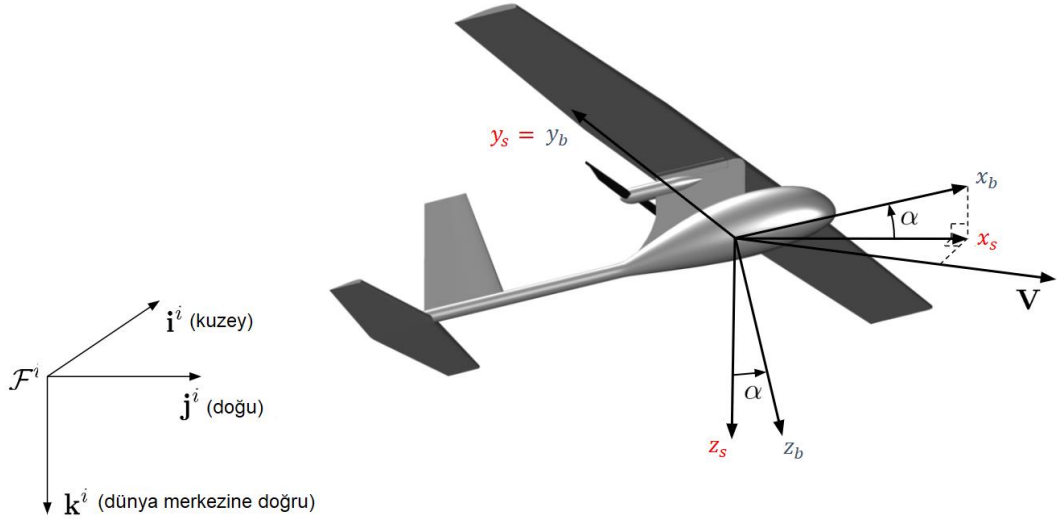
Araç dinamiğinin modellenmesi için aşağıda bahsedilen eksen takımları ve koordinat sistemleri kullanılmıştır. Ataletsel (*ing. inertial*) eksen takımı sabit veya düzgün doğrusal hareket halinde olan, uzak yıldızlara göre belirlenmiş olan bir eksen takımıdır. Bu eksen takımında bir parçacığın hareketi için Newton'un ikinci yasası geçerlidir [37]. Yüksek hızlı İHA'nın menzil değerleri kısa olduğu için dünyanın dönüşü göz ardı edilmiştir ve yeryüzünün düz olduğu kabulü yapılmıştır. Bu yaklaşım birçok sabit kanatlı İHA sistemleri için tercih edilmektedir [38, 41]. Ataletsel koordinat sistemi x- ve y-eksenleri, yerel yatay düzlemi temsil eder, x-ekseni kuzeyi, y-ekseni ise doğuyu gösterir. İHA'nın konumu, ataletsel koordinat sistemine göre hesaplanır.

Navigasyon eksen takımı (kuzey-doğu-aşağı) (*ing. north-east-down*), aynı zamanda araç-takip (*ing. vehicle-carried*) eksen takımı olarak da adlandırılır, eksen

takımının orijininin araca bağlı olduğu (genellikle kütle merkezine) durumu ifade eder. z-ekseni yerel yerçekimi vektörü boyunca aşağı yönlüdür, x-ekseni kuzeye doğru ve y-ekseni ise doğuya doğru yönlendirilmiştir.

Hareket denklemlerinin türetilmesinde, gövde-eksen takımı (*ing.* body-fixed) sistemi kullanılır (Şekil 4. 1). Bu eksen takımının orijini, İHA'nın kütle merkezindedir; x-ekseni aracın burnundan geçer ve aşağıya doğru olan z-ekseniyle simetri düzleminde yer alır, y-ekseni ise sağ kanattan dışa doğru koordinat sistemini tamamlar.

Rüzgâr eksen takımı, uçağa etki eden aerodinamik kuvvetleri ve momentleri tanımlamak için sıkça kullanılır. x-ekseni, serbest akış hızı vektörüne paraleldir. Rüzgâr eksenini ile gövde-ekseni arasındaki dönüşüm, rüzgâr eksen takımının z eksenini etrafında β (yana kayma açısı) açısı ile yapılır ve ardından y eksenini etrafında α (hücum açısı) açısı ile gövde-eksen takımı örtülecek şekilde yapılır. Stabilitate, rüzgâr eksen takımı ile ataletsel referans koordinat sistemi (F) Şekil 4. 1'de tanımlanmıştır.



Şekil 4. 1. Eksen takımları ve referans koordinat sistemi

Navigasyon eksen takımından gövde-eksen takımına dönüşüm, üç dönüşümden oluşur ve bu dönüşümler, Euler açıları olarak adlandırılan yaw (yalpalama, ψ), pitch (yunuslama, θ) ve roll (yuvarlanma, ϕ) açıları tarafından temsil edilir. İlk dönüşüm, navigasyon eksen takımının z eksenini etrafında ψ açısı ile yapılır, ikinci dönüşüm, ilk dönüşümden sonra elde edilen ara eksen takımının y eksenini etrafında θ ile yapılır ve son dönüşüm, ikinci dönüşümden sonra elde edilen eksen takımının x eksenini etrafında ϕ açısı ile yapılır. Bu dönüşüm aynı zamanda yönlendirme kosinüs matrisi (*ing.* direction-cosine matrix) olarak da adlandırılır [42]. Dönüşüm matrisi ($\mathcal{R}$) şu şekilde tanımlanır:

$$\mathcal{R} = \begin{pmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \quad (4.1)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (4.2)$$

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \quad (4.3)$$

Burada u, v, w sırası ile gövde-eksen takımındaki hız vektörlerini tanımlamaktadır.

4.2 6SER Hareket Denklemleri

Nicolosi vd. (2013) tarafından belirtildiğine göre, sabit kanatlı uçak dinamiklerinin oluşturduğu on iki denklem, bir gövde-eksen takımı çerçevesinde temellenmiştir. Yüksek hızlı sabit kanatlı mini İHA, yerçekimi, aerodinamik ve itki kuvvetlerinden etkilenirken üç boyutta hareket eden rijit bir cisim olarak düşünülebilir. Sonuç olarak, bu sistem üç translasyonel ve üç rotasyonel serbestlik derecesine sahip altı serbestlik dereceli sistemdir. Hareket denklemlerinin türetimi Newton'un ikinci yasasına göre çıkartılmaktadır. Bu yaklaşıma göre;

- Newton'nun 2. kanunu, sabit kütle ve dünya (inertia) eksenini için geçerlidir,
- Hareket denklemleri dünya eksen takımı için çıkartılamaz çünkü bu eksen takımı İHA üzerinde sabit değildir,
- Tüm sensörler İHA-gövde eksen takımı üzerinde ölçüm yapmaktadır bu sebeple Newton'un hareket kanunları İHA-gövde eksen takımına dönüştürülmelidir.

Newton'un hareket kanunlarına göre İHA'ya etki eden tüm dış kuvvetlerin toplamı İHA'nın kütlesi ile ivmesinin çarpımına eşittir. Dönüşüm matrisleri ile İHA'ya etki eden tüm dış kuvvetler (aerodinamik, itki, yerçekimi ve diğerleri) İHA'nın gövde eksen takımındaki hız ve açısal hız bileşenleri ile ivme değerleri ile ilişkilidir.

$$\sum F_{dış_gövde} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (4.4)$$

Yine Newton'un hareket kanunlarına göre İHA'ya etki eden tüm momentler İHA'nın açısal momentumundaki değişime eşittir. Söz konusu denklem takımını İHA gövde-eksenine göre düzenlenmiş hali şu şekildedir:

$$\sum \mathbf{M}_{disgövde} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (4.5)$$

Söz konusu hareket denklemleri yüksek dereceli lineer olmayan (non-linear) denklemleri ihtiva etmektedir. Hareket denklemlerinin İHA'nın durumlarına (*ing. states*) göre açılmış (matris olmayan) hali 12 bilinmeyenli 12 denklem takımını oluşturur. Bu durumların zamana göre hesaplanması ise İHA'nın anlık olarak uçuşunu karakterize eder. Bu sistem için lineer olmayan hareket denklemlerinin açık halleri şu şekilde ifade edilir:

$$\mathbf{X} = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (4.6)$$

$$\mathbf{Y} = m(\dot{v} + ur - pw) \quad (4.7)$$

$$\mathbf{Z} = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (4.8)$$

$$\mathbf{L} = \dot{p}I_{xx} - I_{xy}(\dot{q} - pr) - I_{xz}(\dot{r} + pq) + (I_{zz} - I_{yy})qr + I_{yz}(r^2 - q^2) \quad (4.9)$$

$$\mathbf{M} = \dot{q}I_{yy} - I_{yz}(\dot{r} - pq) - I_{xy}(\dot{p} + qr) + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (4.10)$$

$$\mathbf{N} = \dot{r}I_{zz} - I_{xz}(\dot{p} - qr) - I_{yz}(\dot{q} + pr) + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xy}(q^2 - p^2) \quad (4.11)$$

Yukarıda verilen denklem setinde X , Y ve Z İHA'nın toplam ağırlığı ile aerodinamik ve itki kuvvetlerini temsil eder. L , M ve N ise İHA üzerinde etki eden toplam momentleri, reaksiyon momentini ve jiroskopik momentleri içerir ki bunlar da İHA üzerindeki pervane tarafından uygulanan kuvvetlerdir. Hava aracının hareketi, üç translasyonel hız bileşenini u , v ve w ve üç rotasyonel hız bileşenini p , q ve r yani gövde oranlarını (*ing. body rates*) sembolize eder. m , İHA'nın toplam kütesini, I_{xx} , I_{yy} ve I_{zz} atalet momentlerini ifade ederken I_{xy} , I_{yz} ve I_{xz} çarpım momentlerini ifade eder. Lineer olmayan hareket denklemlerini daha etkin kullanabilmek için bazı basitleştirmeler yapılır. İHA'nın kütle merkezi, hava aracının rijit bir cisim olduğu varsayılarak, gövde-

eksen takımı için görelî bir hızı olmayacak şekilde kabul edilir. İkinci olarak, elektrik motorlu ve Lityum Polimer (LiPo) [26] pilli İHA'nın kütlesi sabit kabul edilir. Son olarak, uçuş sırasında kütle dağılımının sabit olduğu varsayılarak sabit bir atalet tensörü elde edilir ve hareket denklemleri genellikle gövde-eksen takımı, ataletsel koordinat sistemi ve rüzgar eksen takımında kullanılır.

Daha önce tanımlanmış Euler açılarının birinci dereceden türevleri ile gövde-eksen takımı üzerindeki açısal hızlar arasındaki kinematik bağıntı ise Denklem 4.12'deki gibi ifade edilir.

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sec\theta\sin\phi & \sec\theta\cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (4.12)$$

4.3 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Aerodinamik kuvvetler ve momentler deneysel yöntemlerle (uçuş testi veya rüzgar tüneli testi) veya hesaplamalı/ampirik yöntemlerle olmak üzere temelde iki şekilde belirlenebilir. Deneysel yöntemler, geniş uçuş koşulları yelpazesinde, non-lineer etkiler de dahil olmak üzere, tam ölçekli İHA'nın aerodinamik davranışının oldukça doğru tahmin edilmesine olanak tanıyan büyük bir avantaja sahiptir. Ancak deneysel yöntemlerin hem maliyetleri hem de çok zaman alması olumsuz yönlerindendir. Bu nedenle, çoğu zaman aerodinamik veri setinin eldesinde parametrik tasarım çalışması uygulanır ve teorik/ampirik yöntemler kullanılır [47]. Bu bağlamda, aerodinamik ve itme kuvvetleri ile momentlerin modellenmesi için yapılandırma metodu (build-up) kullanılır. Bu metodta, İHA'nın bir dizi bileşenden oluştuğu varsayılır. İHA'ya etkileyen toplam kuvvetler ve momentler, bu bileşenler üzerinde etki eden kuvvetlerin ve momentlerin toplamından kaynaklandığı varsayılır. Aerodinamik katsayıların elde edilmesinde stabilite eksen takımı kullanılır.

4.3.1. Düzlemsel Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

İvmesiz uçuşlarda sabit kanatlı bir İHA'ya etki eden aerodinamik kuvvetler ve momentler Şekil 4. 2'de gösterilmiştir. Stabilite ekseninde bu kuvvetler ve momentler şu şekilde ifade edilir:

$$F_x = -D \quad (4.13)$$

$$F_z = -L \quad (4.14)$$

$$M_y = -M_A \quad (4.15)$$

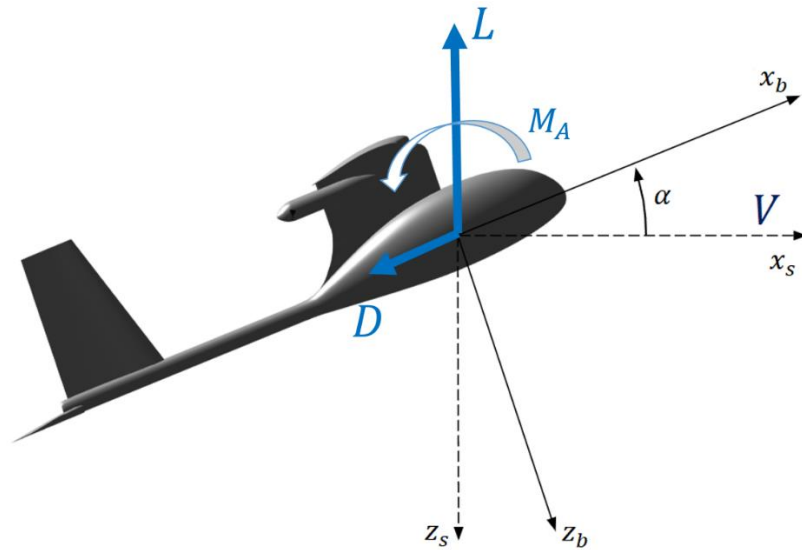
Her eksenlerdeki kuvvetler ve momentler İHA kanat açıklığı ve kanat alanı referans alınarak boyutsuz hale getirilmiştir.

$$D = C_D \bar{q} S \quad (4.16)$$

$$L = C_L \bar{q} S \quad (4.17)$$

$$M_y = C_m \bar{q} S b \quad (4.18)$$

Bu denklemlerde C_D sürtünme katsayısını, C_L toplam taşıma katsayısını ifade etmektedir. İHA'ya etki eden toplam sürüklenme ve taşıma katsayıları bazı parametrelerin fonksiyonudur. Bunlar; hücum açısı (α), yunuslama oranı (pitch rate) (q), elevator sapma açısı (δ_e), Mach sayısı ve Reynolds sayısıdır. C_m toplam yunuslama moment katsayısını ifade eder ve yukarıdaki parametrelere ilaveten dinamik basınç ($\bar{q}$) ve referans moment kolu uzunluğuna bağlıdır.



Şekil 4. 2. Düzlemsel aerodinamik kuvvetler ve momentler

Hesaplamaalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ve Xflr5 analizleri ile statik, dinamik aerodinamik katsayıları ile kontrol türevleri farklı uçuş koşulları için elde edilmiştir. İHA üzerindeki toplam değerler ise Taylor serisine göre açılarak lineer olarak aşağıda verildiği gibi türetilir [39].

$$\begin{bmatrix} C_L \\ C_D \\ C_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} (\dot{\alpha} c/2V) + C_{L_{\bar{q}}} (c/2V) \bar{q} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \\ C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\delta_e}} \delta_e + C_{D_\beta} \beta + C_{D_{\bar{q}}} (c/2V) \bar{q} \\ C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\bar{q}}} (c/2V) \bar{q} \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

Burada C_{L_0} , 0° hücum açısındaki taşıma katsayısını C_{L_α} , hücum açısına bağlı taşıma katsayısı değişimini, $C_{L_{\dot{\alpha}}}$, hücum açısı değişimine bağlı olarak taşıma katsayısındaki değişimi ifade eder. Seyir halinde kanadı geçen akış kuyruk takımına gelmeden önce bir miktar aşağı eğilir (*ing. downwash*). Dolayısıyla kanat üzerindeki ve kuyruktaki hücum açıları birbirinden farklıdır. Hücum açısındaki bir değişim önce kanatta bir müddet sonra ise kuyrukta hissedilir. Bu faz farkı $C_{L_{\dot{\alpha}}}$ ile ifade edilir. $C_{L_{\delta_e}}$, İHA'nın elevator sapma açısı aldığı durumda toplam sürüklenme katsayısı artışını, $C_{L_{\bar{q}}}$ ise İHA'nın bir sebepten ötürü yunuslama oranı (pitch rate, q) alması durumunda taşıma katsayısındaki artışı ifade eder.

C_{D_0} , C_{D_α} , $C_{D_{\delta_e}}$ ve C_{D_β} sırası ile 0° hücum açısındaki sürüklenme katsayısını, hücum açısı artışındaki sürüklenme artışını, İHA'nın elevator sapma açısı aldığı durumdaki sürüklenme artışını ve İHA'nın yana kayma açısı aldığı durumdaki sürüklenme artışını gösterir.

C_{m_α} , statik uzunlamasına kararlılık türevi olarak adlandırılır ve aerodinamik yunuslama momenti katsayısındaki değişiklik, hücum açısındaki bir değişiklikten kaynaklıdır. Bu türev, İHA stabilitesi ve kontrolü açısından büyük bir öneme sahiptir [40]. Bir diğer önemli türev, $C_{m_{\bar{q}}}$, düzlemsel dinamik sönümlenme türevi olarak adlandırılır ve bir sebepten ötürü artış gösteren yunuslama oranının (q) sönümlenme yeteneği olarak düşünülebilir.

4.3.2. Yanal Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

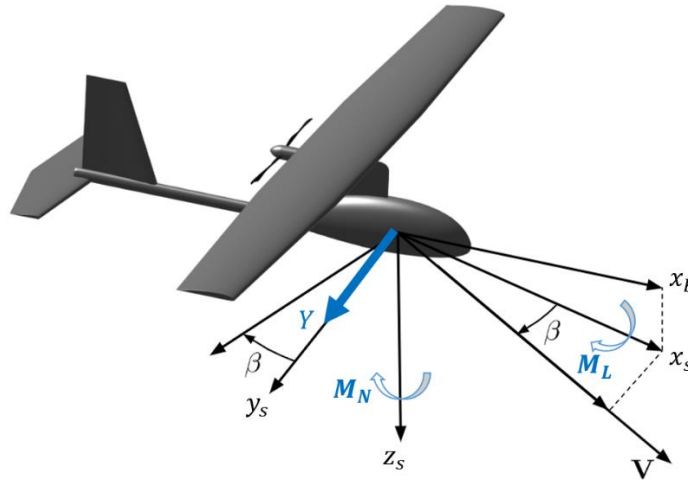
İHA'ya yanal yönde etki eden aerodinamik kuvvetler ve momentler Şekil 4. 3'de verilmiştir. M_L , yuvarlanma momenti, M_N , yalpalama momenti ve Y ise yanal kuvveti ifade etmektedir. Söz konusu bu aerodinamik kuvvet ve momentlerin boyutsuzlaştırılmış halleri şu şekildedir.

$$M_L = C_l \bar{q} S b \quad (4.20)$$

$$M_N = C_n \bar{q} S b \quad (4.21)$$

$$Y = C_Y \bar{q} S \quad (4.22)$$

Burada C_l , yuvarlanma moment katsayısını, C_n , yalpalama moment katsayısını, C_Y , ise yanal aerodinamik kuvveti temsil etmektedir.



Şekil 4. 3. Yanal aerodinamik kuvvetler ve momentler

Taylor serisi açılımına göre yanal aerodinamik ve kuvvetler Denklem 4.23'teki gibi ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} C_l \\ C_Y \\ C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} (b/2V) p + C_{l_r} (b/2V) r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} (b/2V) p + C_{Y_r} (b/2V) r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} (b/2V) p + C_{n_r} (b/2V) r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

Bu denklemlerde C_{l_β} , yanal kararlılık için oldukça önemli bir türevi temsil etmektedir. Bu türeve temelde dört parametre etki eder; dihedral açısı, ok açısı, dikey dengeleyici ve kanat pozisyonu. $C_{l_{\delta_a}}$, aileron güç türevidir ve yanal manevra kabiliyetinde belirleyici bir etkiye sahiptir. Diğer kontrol yüzeyi rudder ise yuvarlanma momenti üzerinde hemen hemen etkisizdir.

C_{Y_0} , simetrik İHA'larda 0 olma eğilimindedir. C_{Y_p} , türevi ise dutch-roll uçuş modu dinamiklerinin belirlenmesinde önemli bir etkiye sahiptir. Ayrıca uçuş yörüngesinin belirlenmesinde de önemli bir rol oynar. Aileron türevinin yuvarlanma momentleri üzerindeki etkisi oldukça azdır.

C_{n_β} , statik yanal kararlılık türevi olarak adlandırılır, dutch-roll ve yuvarlanma dinamikleri için oldukça önemlidir. Ayrıca sayısal değeri yanal kararlılık için her zaman pozitif olmalıdır. $C_{n_{\delta_r}}$, rudder kontrol yüzeyinin sapma açısı aldığı durumda yalpalama momentindeki değişimi ifade eder. Tasarlanan sabit kanatlı İHA'da rudder yüzey alanı diğer kontrol yüzeylerine nispeten daha az olduğundan bu türevin değeri küçüktür.

4.4 Kütle-Atalet Modeli

İHA'nın kütlesi ve ağırlık merkezi konumları, her iterasyonda motor modelinden gelen bilgilerle güncellenir. Yüksek hızlı sabit kanatlı İHA, elektrik motorlu ve LiPo pilli olduğundan ağırlık merkezi değişimi ihmal edilmiştir. Kütle momenti modeli, İHA'nın kütlesini ve kütle moment tensörünü içerir. Kütle ağırlık merkezi (cg) konumunda toplanmıştır; aynı zamanda moment tensörü de ağırlık merkezine göre hesaplanmıştır. Kütle ve atalet bilgileri Çizelge 4. 1'de sunulmuştur.

Çizelge 4. 1. Yüksek hızlı İHA'nın kütle ve atalet bilgileri

Toplam kalkış kütlesi [kg]	Ağırlık merkezi (buruna göre) [mm]	$I_{xx} (kgm/s^2)$	$I_{yy} (kgm/s^2)$	$I_{zz} (kgm/s^2)$	$I_{xz} (kgm/s^2)$
1.1	211.8	0.03037	0.04455	0.07422	-0.00174

4.5 İtki Modeli

Yüksek hızlı sabit kanatlı İHA'nın itki sistemi bir adet pervane, fırçasız DC (Direct Current) motor, LiPo batarya ve elektrikli hız kontrol cihazından (ESC, Electronic Control Speed) oluşmaktadır. İHA dalış manevralarında yüksek hızlara ulaşmak için TP3640 7D-KV2080 tipi fırçasız elektrikli motor kullanılmaktadır. Bu motor ile 6.25x5.25 inch pervane birlikte kullanılmıştır ve motor 3000 mAh 6S1P 22.2V LiPo bataryadan güç almaktadır. Elektronik hız kontrol cihazı en fazla 150 amper akım çekebilmektedir.

İtki modeli, motor/pervane çifti tarafından üretilen itki ve torkun modelini içermektedir. İtki ve tork modelinin girdileri olarak İHA'nın hızı ve gaz kol ayarı seçilmiştir. Pervane/motor tarafından üretilen itme ve tork vektörlerinin, motorun dönüş eksenleriyle aynı hızda olduğu varsayımı yapılmıştır. T_p , motor tarafından üretilen itki ve Q_p , motor tork değerini ifade etmek üzere bıçak-eleman-teorisi (blade element theory) [48] kullanılarak aşağıda verilen denklemler türetilmiştir.

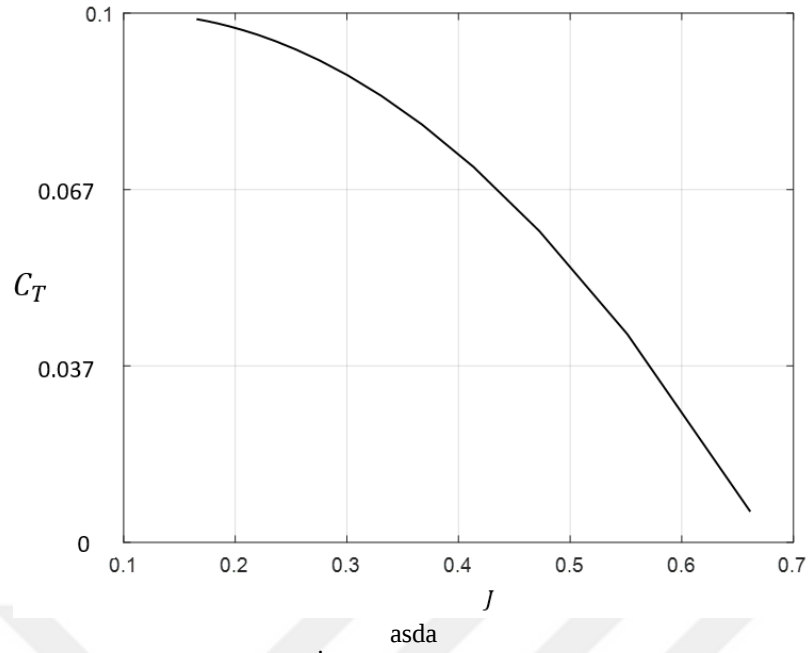
$$T_p = \frac{\rho D_{per}^4}{4\pi^2} \Omega_p^2 C_T \quad (4.24)$$

$$Q_p = \frac{\rho D_{per}^5}{4\pi^2} \Omega_p^2 C_Q \quad (4.25)$$

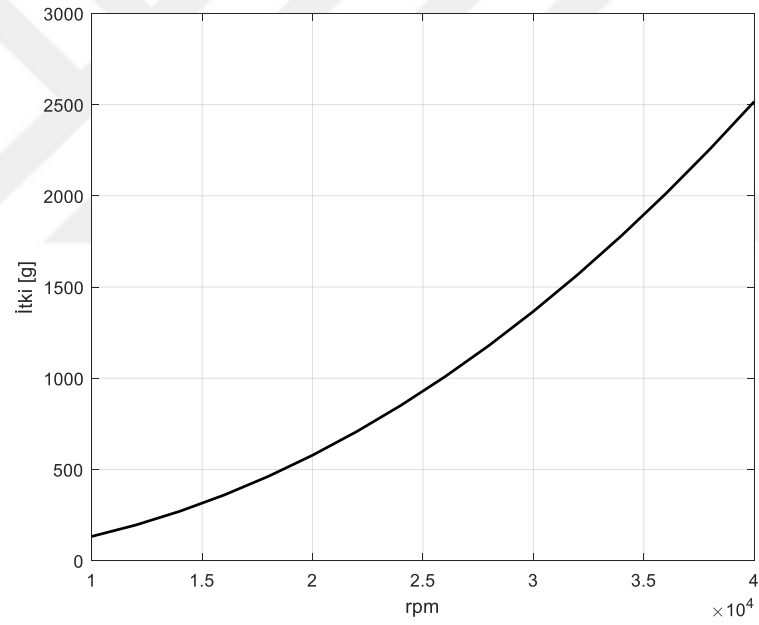
Burada ρ hava yoğunluğu, D pervane çapı, Ω_p pervane hızı (rad/s), C_T ve C_Q ise boyutsuz itki ve tork katsayılarıdır. Bu katsayılar deneysel olarak bulunurlar ve C_T için tipik eğri Şekil 4. 4'te verilmiştir. Bu eğriler elde edilirken pervane dönüş oranı (J) (advanced ratio) dikkate alınarak elde edilmiştir.

$$J = \frac{2\pi V}{\Omega_p D_{per}} \quad (4.26)$$

Yüksek hızlı İHA seyir kademelerinde yaklaşık olarak 10 N aralığında bir itki değerine ihtiyaç duymaktadır. Bu değer kullanılan pervanenin değiştirilmesi ile daha düşük akım değerlerinde elde edilebilir.



asda
Şekil 4. 4. İtici katsayısı tipik eğrisi (C_T)



Şekil 4. 5. Pervane dönü hızına bağlı itici değeri

Pervanenin hızı Ω_p , motordan pervaneye iletilen tork tarafından belirlenecektir. Fırçasız bir DC motor için, belirli bir giriş voltajı V_{in} için oluşturulan sabit durum torku şu şekildedir:

$$Q_m = K_Q \left[\frac{1}{R} (V_{in} - K_V \Omega_m) - i_0 \right] \quad (4.27)$$

Burada, K_Q motor tork sabiti, R motor sargı direnci, K_V back-emf voltaj sabiti, Ω_m motorun açısal hızı ve i_0 sıfır-tork veya yük yok akımıdır. Tüm bu değerler İHA için seçilen motor için Çizelge 4. 2’de yer almaktadır. Hem K_Q hem de K_V , gücün mekanik ve elektrik enerji alanları arasında nasıl dönüştürüldüğünü temsil eder. Sabit kanatlı İHA’larda motorun dinamik davranışı İHA uçuş dinamiklerine göre çok daha hızlı olduğundan K_Q ve K_V eşit değerlerde kabul edilmiştir [49].

Bir DC motoru pervaneyi sürdüğünde $\Omega_p = \Omega_m$ ve $Q_p = Q_m$ şartları dolaylı yoldan kabul edilmiş olur. Dolayısıyla motor-pervane ve itki arasındaki bağıntı Denklem 4.28’deki gibi kurulur.

$$\frac{\rho D_{per}^5}{4\pi^2} \Omega_p^2 C_{Q_0} + \left(\frac{\rho D_{per}^4}{2\pi} V C_{Q_1} + \frac{K_Q K_V}{R} \right) \Omega_p + \left(\rho D_{per}^3 C_{Q_2} V^2 - \frac{K_Q V_{in}}{R} + K_Q i_0 \right) = 0 \quad (4.28)$$

4.28 numaralı denklemde C_{Q_0} , C_{Q_1} ve C_{Q_2} tork katsayısını veren sabitlerdir ve eğri uydurmada kullanılmıştır. V İHA hızını göstermektedir ve gaz ayarına göre hızın değişmesi ile pervane hızı “rpm” cinsinden hesaplanabilir. Böylece 4.24 numaralı denklem sayesinde istenilen gaz ayarı ve İHA seyir hızı için gerekli itki değeri bulunur.

Çizelge 4. 2. Motor parametreleri

Motor parametresi	Sembol	Sembol
Pervane çapı	D	0.113 m
Geri-EMF voltaj sabiti	K_V	0.0359 Nm/rad
Motor tork sabiti	K_Q	0.0359
Motor sargı direnci	R	0.082 ohm
Sıfır tork akımı	i_0	1.5 A
Tork sabitleri	C_{Q_0}	0.099521
	C_{Q_1}	0.009893
	C_{Q_2}	-0.045394

4.5 Atmosfer Modeli

Sabit kanatlı İHA'nın performansı, atmosferik özelliklerdeki değişikliklere bağlı olarak değişir. Hava yoğunluğu, hava aracı performansını etkileyen temel bir parametredir. Aerodinamik ve itki kuvvetleri, yoğunlukla doğru orantılıdır. Hava sıcaklığı, basınç ve viskozitenin etkisi, düşük hızlı aerodinamikte küçüktür. Atmosferin özellikleri, standart atmosfer modelinde irtifaya bağlı olarak ifade edilebilir [50]. Sabit kanatlı İHA'nın uçuş zarfı düşük irtifalardadır dolayısıyla sıcaklık irtifayla lineer olarak değişir. Herhangi bir irtifadaki sıcaklık, iki referans değeri biliniyorsa belirlenebilir. Hava basıncı, aşağıdaki formülle belirlenir.

$$P_h = P_{deniz-seviyesi} \frac{T_h}{T_{deniz-seviyesi}}^{\left(-\frac{g}{R\lambda}\right)} \quad (4.29)$$

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (4.30)$$

$$\lambda = \frac{T_h - T_{deniz-seviyesi}}{h} \quad (4.31)$$

Burada ρ hava yoğunluğu, T_h ve P_h hava sıcaklığı ve basıncını ifade ederken h irtifayı göstermektedir. T , hava sıcaklığı, P , basınç ve R ise gaz sabitidir.

4.6 Jirokopik Model

Dönen rijit cisimlerin açısal momentumu vardır ve eğer rijit bir cisme dış bir moment etki ederse ve bu da açısal hızı oluştursa, önceki açısal momentumu korumak için karşı moment üretilir ve buna “gyroscopic precession effect” denir. Bu moment bileşenleri bu bölümde modellenmiştir. Pervane referans çerçevesinden gövdeye dönüşüm matrisini hatırlayarak, açısal momentum şu şekilde yazılabilir:

$$\mathbf{H}_P = \begin{pmatrix} H_{P,x} \mathbf{i}_b \\ H_{P,y} \mathbf{j}_b \\ H_{P,z} \mathbf{k}_b \end{pmatrix} = T_P^B \begin{pmatrix} J_P \omega_P \mathbf{i}_P \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} J_P \omega_P \cos \theta_p \cos \psi_p \\ J_P \omega_P \cos \theta_p \sin \psi_p \\ -J_P \omega_P \sin \theta_p \end{pmatrix} \quad (4.32)$$

Bu denklemde J_P dönen parçanın ataletini ω_P ise açısal hızlarını ifade etmektedir.

$$\sum \mathbf{M}_{Gy} = -\frac{d\mathbf{H}_P}{dt} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_P \quad (4.33)$$

Denklem 4.33'te ise ω gövde-eksen takımındaki açısal hızları ifade eder. Ayrıca, motorun dönen bileşeninin açısal hızının sabit olduğunu varsayarsak, açısal momentum hızı sıfır olur. Bu durumda, jirokopik moment denklemi şu şekilde olur:

$$\sum \mathbf{M}_{Gy} = -\begin{pmatrix} (qH_{P,z} - rH_{P,y})\mathbf{i}_b \\ (rH_{P,x} - pH_{P,z})\mathbf{j}_b \\ (pH_{P,y} - qH_{P,x})\mathbf{k}_b \end{pmatrix} \quad (4.34)$$

Ek olarak, referans [51]'e göre, İHA'nın açısal momentumu pervane eksen takımının x yönünde dönüşü dikkate alınarak hesap yapılır. Bu nedenle, bu sistemde jirokopik momentler şu şekilde bulunabilir:

$$\sum \mathbf{M}_{Gy} = -\begin{pmatrix} 0 \\ rH_{P,x}\mathbf{j}_b \\ -qH_{P,x}\mathbf{k}_b \end{pmatrix} \quad (4.35)$$

Jiroskoik ve yerçekimi modellerinde b alt indisi gövde-eksen takımını, i alt indisi ise ataletsel referans koordinat sistemini ifade etmektedir.

4.7 Yerçekimi Modeli

Yer çekimi modeli olarak 1984 Dünya Jeodezik Sistem (WGS84) kullanılmıştır. Yer çekimine bağlı olarak türetilmiş kuvvet Denklem 4.36 tarafından verildiği şekilde hesaplanır. Yerçekimi modeli F_G , yer çekimi kuvvetini temsil eder ve θ ile ϕ , İHA'nın ataletsel koordinat sistemine göre yönelimini gösterir.

$$\mathbf{F}_G = m \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \mathbf{k}_i \end{pmatrix} \quad (4.36)$$

$$\mathbf{F}_G = \begin{pmatrix} F_{G,x} \mathbf{i}_b \\ F_{G,y} \mathbf{j}_b \\ F_{G,z} \mathbf{k}_b \end{pmatrix} = T_E^B \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \mathbf{k}_i \end{pmatrix} \quad (4.37)$$

$$\mathbf{F}_G = \begin{pmatrix} F_{G,x} \\ F_{G,y} \\ F_{G,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\phi \\ mg \cos\theta \cos\phi \end{pmatrix} \quad (4.38)$$

Ayrıca, çekim kuvveti vücut üzerinde ağırlık merkezi üzerinde etki ettiği için, çekim etkisinden kaynaklanan bir moment olmayacaktır.

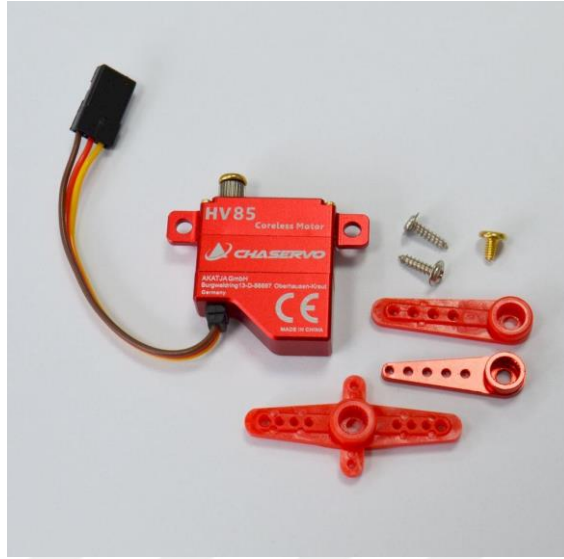
4.8 Eyleyici Modeli

Küçük İHA'lar için kompakt, hafif ve tepkili eyleyici olan ihtiyaç göz önüne alındığında, bu uygulamalar için tasarlanan eyleyiciler son yıllarda sürekli olarak gelişmiştir ve performanslarını arttırarak İHA uygulamaları için daha uygun hale gelmiştir.

Genellikle küçük İHA'larda kullanılan servolar, bir DC elektrik motoru, çıkış şaftıyla dişliler, pozisyon algılama mekanizması ve kontrol devresini içeren kompakt cihazlardır. Bu servolar genellikle 4,8 V ila 6,0 V arasında bir güç kaynağına ihtiyaç duyar. Servonun hızı ve torku yüksek voltajla artar. İHA'larda standart bir RC radyo alıcısı, Pulse Width Modulation (PWM) sinyallerini servo motoruna gönderir. Servonun iç elektroniği, darbe genişliğini yorumlayarak belirli bir pozisyona dönüştürür. Servo dönmeye yönlendirildiğinde, motor, potansiyometrenin komut verilen pozisyona karşılık gelen değere ulaşana kadar çalışır. Darbenin süresi istenen konumu belirtir ve genellikle 1,5 ms'lik bir darbe genişliği servo motorunu merkezi konumuna getirir. Darbe genişliğini 10 µs artırmak, çıkış şaftında yaklaşık bir derece harekete neden olur.

Çalışmada kullanılan İHA'nın hem yüksek hızlara ulaşması hem de manevra kabiliyetinin fazla olması kontrol yüzeylerini hareket ettirecek servoların kuvvetli olmasını gerektirmektedir (Şekil 4. 6). Elysium HV85 tipi servo model 8.4 Voltta 94 Ncm tork üretme yeteneğine sahiptir. 60° sapma açısına tepki süresi 0.06 saniyedir. Ağırlığı 15 gram olan servonun statik ve dinamik performansları analiz edilerek sistem transfer

fonksiyonunun tahmini yapılmıştır. Bu transfer fonksiyonu daha sonra İHA'ya Simulink yardımı ile tanıtılmıştır.



Şekil 4. 6. Metal dişli servo motor

Servo modelin sistem transfer fonksiyonunu tahmin etmek için MATLAB ortamında servo motor modellemesi gerçekleştirilmiştir. Modelleme sırasında Hata-Tahmin-Minimize-Metot (Prediction-Error-Minimization-Method) yaklaşımı kullanılmıştır. Bu algoritma, altuzay yöntemini kullanarak bir kesikli-zamanlı durum uzayı modelini tahmin eder ve ardından bu modeli, optimal olarak belirlenmiş bir tahminci tarafından üretilen öngörü hatasını minimize ederek geliştirir [63]. Bu bağlamda hata sayısal olarak en aza indirgenirken N zaman adımı içerisinde $hata(t)$ şeklinde bir skalar maliyet fonksiyonu tanımlanır. Doğrusal Tek Girişli Tek Çıkışlı (SISO) bir modelde, hata, ölçülen çıkış $y(t)$ ile tahmin edilen çıkış $G(z)c(t)$ arasındaki fark ile doğru orantılıdır.

$$hata(t) = H^{-1}(z)y(t) - G(z)u_c(t) \quad (4.39)$$

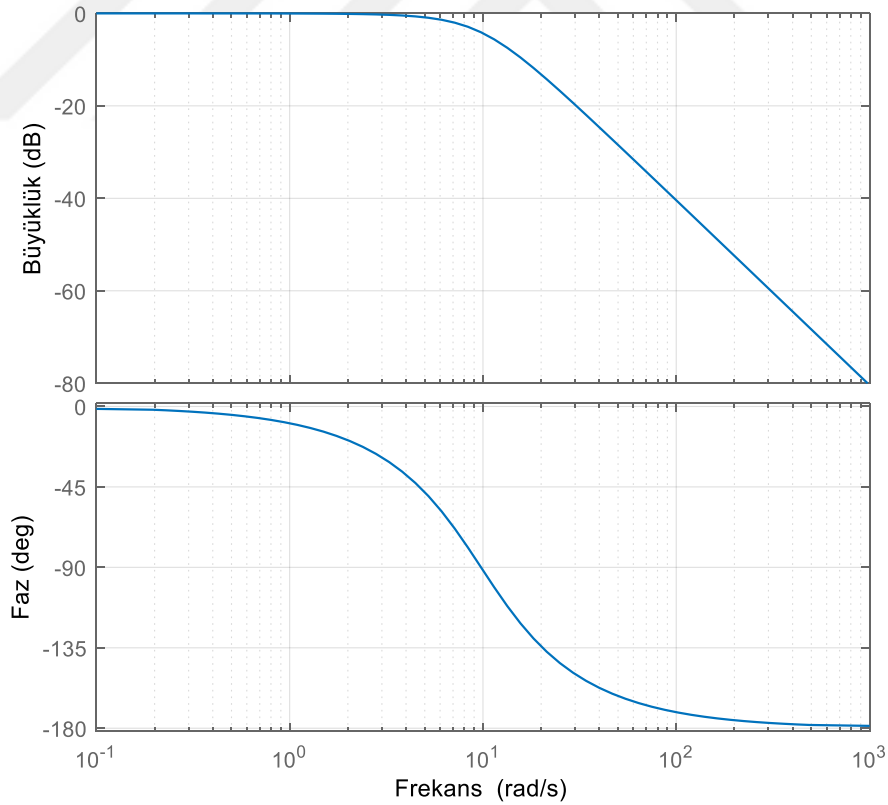
Bu denklemde z ayrık değişken (discrete variable) $G(z)$ ve $H(z)$ tahmincinin transfer fonksiyonları, $u_c(t)$ ise girdidir. Simulink modeline uygun bir durum uzayı modeli tahmin edilmiştir ve aşağıdaki gibi hesaplanmıştır:

$$G(s) = \frac{95.53}{s^2 + 15.65s + 95.53} \quad (4.40)$$

Servolar, birinci derece tipinde bir sistem olarak modellenmiştir.

$$G_{eyleyici} = \frac{T}{s + T} \quad (4.41)$$

Elevator, aileronlar, rudder için T , 25 rad/s olarak seçilmiştir. Yüksek dinamik yetenekler yüksek hızlı İHA'nın aerodinamik yüklerinin fazla olması ile alakalıdır. Motor dinamiği, motor servo modeline eklenmiştir. Bu nedenle, gaz ve diğer kontrol yüzeyleri için kullanılan servolar aynı olsa da motor servo için T , 1.5 rad/s olarak seçilmiştir. Ayrıca, elevator sapması $\pm 30^\circ$ derece ile, motor devri 0-15000 dev/dak ile, rudder ve aileron sapmaları ise $\pm 40^\circ$ derece ile sınırlı tutulmuştur. Servo motorun transfer fonksiyonunu Bode diyagramı Şekil 4. 7'de verilmiştir.



Şekil 4. 7. Servo motor transfer fonksiyonu Bode diyagramı

4.9 Hareket Denklemlerinin Lineerleştirilmesi

Küçük bozukluk teorisi (Small Disturbance Theory) [52] kullanılarak, İHA'nın hareket denklemleri, İHA'nın denge noktası etrafındaki küçük bozukluklar için lineerleştirilir. Denge koşulları farklı tipteki uçuşlar için seçilebilir. Bu çalışma kapsamında 2 farklı denge koşulu değerlendirilmiştir. Bunlar:

- Sabit-düz seyir uçuş denge koşulu,
- Sabit açı ile daniş manevrası denge koşulu

Belirli varsayımlar altında, hareket denklemleri çözülebilir ve İHA'nın düzlemsel ve yanal dinamikleri ayrı ayrı analiz edilebilir. Düzlemsel yönde denge uçuşu irdelenirken uçuş hareketinin varlığı üç yaklaşım ve varsayım gerektirir. Bunlar:

- Düz dünya yaklaşımı,
- Bir simetri düzlemi varlığı
- Rotor jiroskopik etkilerin olmaması.

Yukarıdaki kısıtlamaların yanı sıra, bağımsız yanal hareketlerin varlığı, ayrıca tüm aerodinamik çapraz-bağlama terimlerini (ki bunlar tam olarak sıfır olmayabilir) ihmal etmeyi gerektirir [53].

Hareket denklemleri, $\theta = \pm 90^\circ$ için belirtilen tekil nokta dışında uçuş zarfında genel bir geçerliliğe sahiptir. Bu denklemler, İHA'nın performansını ve dinamik davranışını incelemek için yeterli güvenilirliğe sahip güçlü bir araçtır. Nonlinear modelin sağladığı doğruluk ve detay bazı durumlarda gerekli olmayabilir ve daha basit matematiksel modeller ile gerçek doğruluğa oldukça yakın tahminler elde edilebilir. Hareket denklemlerini bir sabit uçuş durumu etrafında lineerleştirmek, belirlenen noktanın çevresinde iyi bir doğrulukla iki düşük dereceli lineer sistem elde ederek işlemesi daha kolay bir hal alır.

İHA'nın hareketinin, sabit duruma ek olarak küçük bir bozulma içeren iki katkıdan oluştuğu varsayılır. Hareket denklemlerin lineer olmayan modelinde görünen tüm değişkenler, bu formatta yazılmıştır. Simetrik uçuş koşulları, itici kuvvetlerin sabit olduğu ve bozulmaların küçük olduğu varsayımları temelinde, matematiksel manipülasyonlarla lineer bozulma dinamiklerini tanımlayan azaltılmış denklemler elde etmek mümkündür.

Elde edilen kuvvet ve moment değışiklikleri, yalnızca fiziksel bakış açısından önemli olan belirli durumların veya kontrol noktalarının değışimine bağı olan Taylor serisi genişlemeleri olarak ifade edilebilir. Bu yaklaşım, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin bozulma değışkenlerinin anlık değeri üzerine lineer fonksiyonlar olarak ifade edilebileceğı varsayımına dayanmaktadır. Fiziksel olarak önemli durumların (state) veya kontrol noktalarının seçimi, uzunlamasına, yanal ve dönme hareketlerinin ayrıştırılmasına olanak tanır. Düzlemsel yönde F_x , F_z ve M kuvvet ve momentleri, u , w , θ ve q stateleri ve elevator açısı δ_e ve gaz kolu açısı δ_{gaz} da kontrol inputlarını ifade eder. Yanal yönde F_y , L ve N kuvvet ve momentleri v , ϕ , ψ , p ve r durumları, aileron açısı δ_a ve dümen açısı δ_r kontrol türevlerini gösterir. Analizler ve hesaplamalar sırasında iki yöndeki hareket denklemleri ayrı ayrı incelenmiştir ve birbirlerini etkilemediğı kabul edilerek kendi yönlerindeki durumları irdelenmiştir.

Lineerleştirilmiş kuvvet ve moment denklemlerini lineerleştirilmiş kinematik denklemlerle birleştirerek her bir düzlem için bir durum uzayı temsilini oluşturmak mümkündür.

$$\dot{x}_{düz} = A_{düz}x_{düz} + B_{düz}u_{düz} \quad (4.42)$$

$$\dot{x}_{yan} = A_{yan}x_{yan} + B_{yan}u_{yan} \quad (4.43)$$

Burada $A_{düz}$ ve A_{yan} durum matrislerini, $B_{düz}$ ve B_{yan} input matrislerini ifade etmektedir. Pertürbasyonları ifade eden durum vektörleri şunlardır:

$$x_{düz} = \begin{bmatrix} q \\ u \\ w \\ \theta \end{bmatrix} \quad x_{yan} = \begin{bmatrix} p \\ r \\ v \\ \phi \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

Kontrol vektörleri ise şu şekildedir:

$$u_{düz} = \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{gaz} \end{bmatrix} \quad u_{yan} = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.45)$$

Düzlemsel yönde uçaklar ve sabit kanatlı İHA'lar için oldukça önemli bir parametre olan hücum açısının bir durum olarak değerlendirilmesi önem arz etmektedir. Fakat Denklem 1'de verilen dinamikler sayesinde hücum açısı ile dikey uçuş hızı arasındaki bağıntıyı kullanmak mümkündür. Dolayısıyla düzlemsel durumlara hücum açısı eklenmemiştir.

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{w}}{V} \quad (4.46)$$

V lineer hızı ifade etmektedir. Ayrıca, dalış manevralarında ve seyir uçuşunda irtifa önemli bir kontrol parametresi olduğundan düzenlenmesi gereklidir. İrtifa dinamikleri basit ve yüksek doğruluklu olarak şu şekilde modellenebilir:

$$\dot{h} = V \sin(\gamma) = V \sin(\theta - \alpha) \quad (4.47)$$

Burada $\gamma = \theta - \alpha$, uçuş yörünge açısını tanımlamaktadır. Küçük bozukluk teoremine göre küçük açılı sinüs değerleri kendisine eşit kabul edilebileceğinden denklem şu hale gelir:

$$\dot{h} = V\dot{\theta} - V\dot{\alpha} \quad (4.48)$$

İrtifanın eklenmesi uçuş kararlılığı ve uçuş modlarında bir değişikliğe sebep olmamıştır.

4.9 Durum-Uzay Gösterimi (State-Space Representation)

Durum-uzay gösterimi ve matrisler için hareket denklemlerinin belirli denge (*ing. trim*) noktalarında lineerleştirme işleminden sonra sistem durumlarının ve girdilerinin matris biçiminde yazılması gerekir. Her iki düzlemdeki durumlar ve girdiler farklı olduğu için gösterimler her düzlem için ayrı ayrı gerçekleştirilmiştir.

4.9.1. Düzlemsel Uçuş Dinamiği

Düzlemsel durum parametreleri q, u, w ve θ olarak belirlenmiştir. Girdiler ise elevator sapma açısı ile gaz seviyesidir. Düzlemsel uçuş dinamiği durum-uzay matrisleri Denklem 4.49 ve Denklem 4.50 ile verilmiştir.

$$A_{düz} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cos \theta_e \\ \frac{Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_q + mu_0}{m - Z_{\dot{w}}} & \frac{-mg \sin \theta_e}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{1}{I_{yy}} \left[M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & \frac{1}{I_{yy}} \left[M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & \frac{1}{I_{yy}} \left[M_q + \frac{M_{\dot{w}} (Z_q + mu_0)}{m - Z_{\dot{w}}} \right] & \frac{M_a mg \sin \theta_e}{I_{yy} (m - Z_{\dot{w}})} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.49)$$

$$B_{düz} = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_e}}{m} \\ \frac{X_{\delta_e}}{m - Z_{\dot{w}}} \\ \frac{1}{I_{yy}} \left[M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}}{m - Z_{\dot{w}}} \right] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

Sabit seyir irtifası uçuş denge durumunda bu matrisleri değerleri aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$A_{düz} = \begin{bmatrix} -9.7601 & -0.0837 & -6.2624 & 0 \\ 0.6753 & -0.0795 & 0.1266 & -9.8056 \\ 46.3669 & -0.6202 & -14.538 & 0.1428 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.51)$$

$$B_{düz} = \begin{bmatrix} -5.1572 \\ -0.04 \\ -0.6796 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

Kararlılık denkleminin kökleri ise şu şekilde hesaplanmıştır.

$$s_{1,2} = -12.15 \pm 16.8759i \quad (4.53)$$

$$s_{3,4} = -0.9917 \pm 12.28i \quad (4.54)$$

Karakteristik denklem köklerinin, sanal eksenden daha uzakta ve daha büyük bir mutlak değere sahip olan ikili, kısa periyot (short-period mode) modu olarak adlandırılır. Karakteristik denklemin diğer ikili kökleri ise phugoid modunu tanımlar [68]. Phugoid veya uzun (long period mode) periyotlu mod, hava hızı, yunuslama açısı ve irtifada bir bozukluk sonrası önemli değişimlerin ancak neredeyse hiç hücum açısı değişimi olmadığı bir uçuş modudur. Phugoid salınımı, İHA'nın denge düzeyi uçuş koşulunu yeniden kurmaya çalıştığı bir denge enerji seviyesi etrafında kinetik enerji (hız) ve potansiyel enerji (yükseklik) arasında yavaş bir değişimdir. Kısa periyot modu, genellikle ağır bir şekilde sönümlenen, birkaç saniyelik bir periyota sahip çok hızlı bir salınım olarak tanımlanır. Periyot o kadar kısadır ki hızın değişme zamanı yoktur, bu nedenle salınım esasen bir hücum açısı değişimidir [65]. Düzlemsel uçuş modların özellikleri Çizelge 4.3'de verilmiştir.

Çizelge 4. 3. Standart seyir hızı için düzlemsel uçuş modları

<i>Uçuş modu</i>	<i>Kök</i>	<i>Doğal frenaks</i> ω_n (rad/s)	<i>Sönümlleme oranı</i>	<i>Yarılama</i> <i>zamanı (s)</i>
Kısa periyot	$-12.15 \pm 16.8759i$	20.79	0.58429	0.182
Phugoid	$-0.0375 + 0.2434i$	0.246	0.1522	28.65

4.9.2. Yanal Uçuş Dinamiği

Yanal durum parametreleri p, r, v ve Φ olarak belirlenmiştir. Girdiler ise aileron ve rudder sapma açılarıdır. Yanal uçuş dinamiği durum-uzay matrisleri Denklem 4.55 ve Denklem 4.56 ile verilmiştir.

$$A_{yan} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \frac{Y_r}{m} - u_0 & g \cos \theta_0 \\ \frac{Y_v}{J_x} + J_{zx} N_v & \frac{Y_p}{J_x} + J_{zx} N_p & \frac{Y_r}{J_x} + J_{zx} N_r & 0 \\ J_{zx} L_v + \frac{N_v}{J_z} & J_{zx} L_p + \frac{N_p}{J_z} & J_{zx} L_r + \frac{N_r}{J_z} & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

$$B_{yan} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{m} & \frac{Y_{\delta_r}}{m} \\ \frac{L_{\delta_a}}{J_x} + J_{zx}N_{\delta_a} & \frac{L_{\delta_r}}{J_x} + J_{zx}N_{\delta_r} \\ \frac{N_{\delta_a}}{J_z} + J_{zx}L_{\delta_a} & \frac{N_{\delta_r}}{J_z} + J_{zx}L_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.56)$$

Burada

$$J_x = (I_{xx}I_{zz} - I_{zz}^2)/I_{zz}$$

$$J_x = (I_{xx}I_{zz} - I_{zz}^2)/I_{zz}$$

$$J_x = (I_{xx}I_{zz} - I_{zz}^2)/I_{zz}$$

Sabit seyir irtifası uçuş denge durumunda bu matrisleri değerleri aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$A_{yan} = \begin{bmatrix} -37.004 & 3.1782 & -2.5277 & 0 \\ -1.4538 & -1.6647 & 3.0616 & 0 \\ -0.7295 & -47.6387 & -0.3841 & 9.8056 \\ 1 & -0.0146 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_{yan} = \begin{bmatrix} -38.67 & 0.0183 \\ -0.5391 & -0.1351 \\ 0.0314 & 0.0158 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

İHA'nın yanal hareketi, üç dinamik mod tarafından açıklanır: yuvarlanma (roll) modu, dutch-roll modu ve spiral modu.

Karakteristik denklemin ilk iki kökü kompleks konjuge bir çifttir. Bu çift, dutch-roll modu olarak adlandırılır ve genellikle kötü bir sönümlenme özelliğine sahiptir. Bu mod, bağlantılı bir yuvarlanma ve yalpalama hareketinden oluşur.

Daha büyük bir büyüklüğe sahip olan gerçek kök, yuvarlanma modunu tanımlar. Yuvarlanma modu, neredeyse saf bir yuvarlanma hareketinden oluşur ve genellikle iyi bir sönümleme özelliğine sahiptir. Orjin noktasına daha yakın olan gerçek kök, genellikle yavaş ve kararsız olan spiral moduna karşılık gelir. Spiral modunun etkisini azaltmak için İHA'nın yeterince büyük bir kanat dihedralleri olmalıdır, bu da yuvarlanma stabilitesini artırır. Spiral mod genellikle kararsız bir yapıya sahip olsa da yarılanma zamanı çok uzun olduğu için genel uçuş karakteristiğini bozmaz. Yanal uçuş modların karakteristikleri Çizelge 4. 4'te gösterilmiştir.

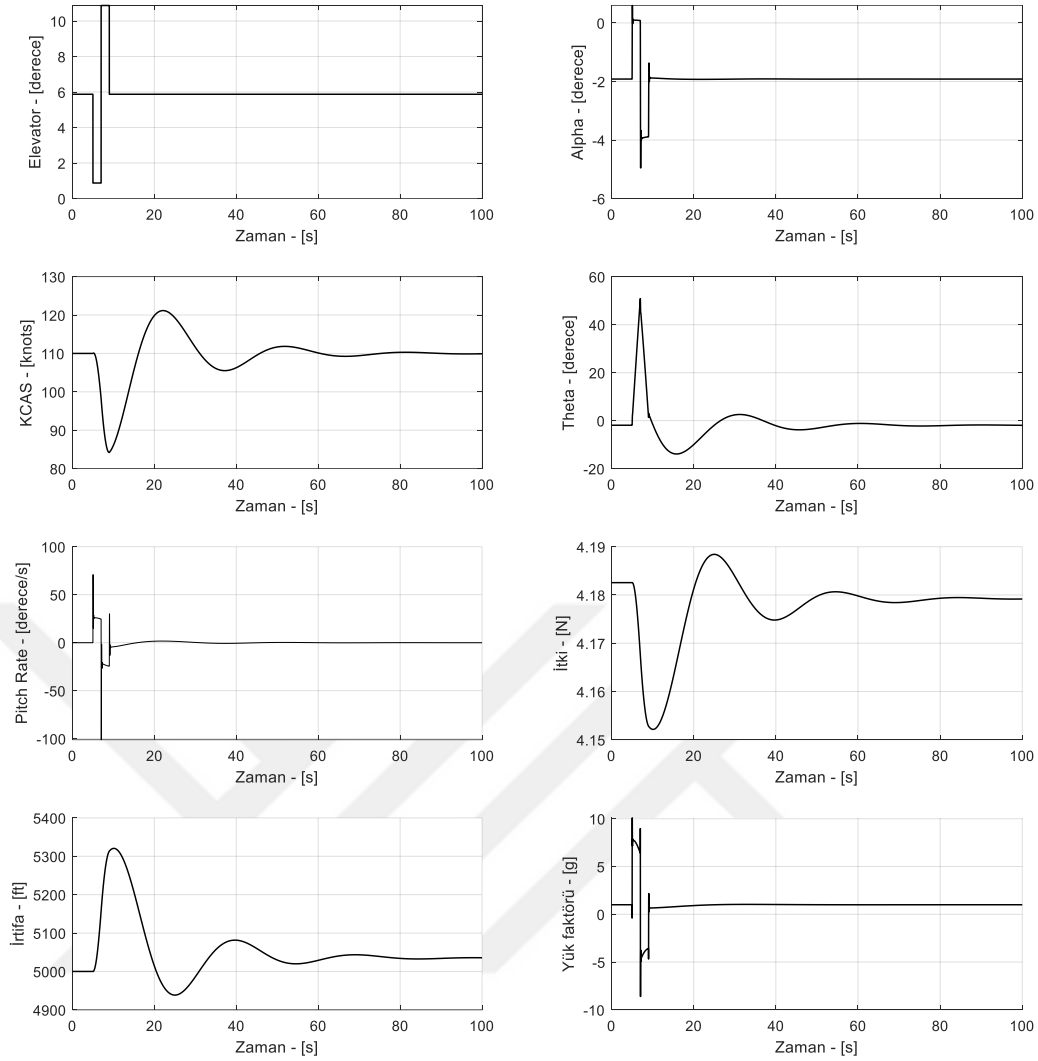
Çizelge 4. 4. Standart seyir hızı için yanal uçuş modları

<i>Uçuş modu</i>	<i>Kök</i>	<i>Doğal frenaks ω_n (rad/s)</i>	<i>Sönümleme oranı</i>	<i>Yarılama zamanı (s)</i>
Dutch roll	$-0.9917 + 12.2808i$	12.32	0.08047	-
Roll	-37.0804	-	-	0.0186
Spiral	0.0067	-	-	104.19

4.10 Açık Döngü (Open Loop) 6SER Analizleri

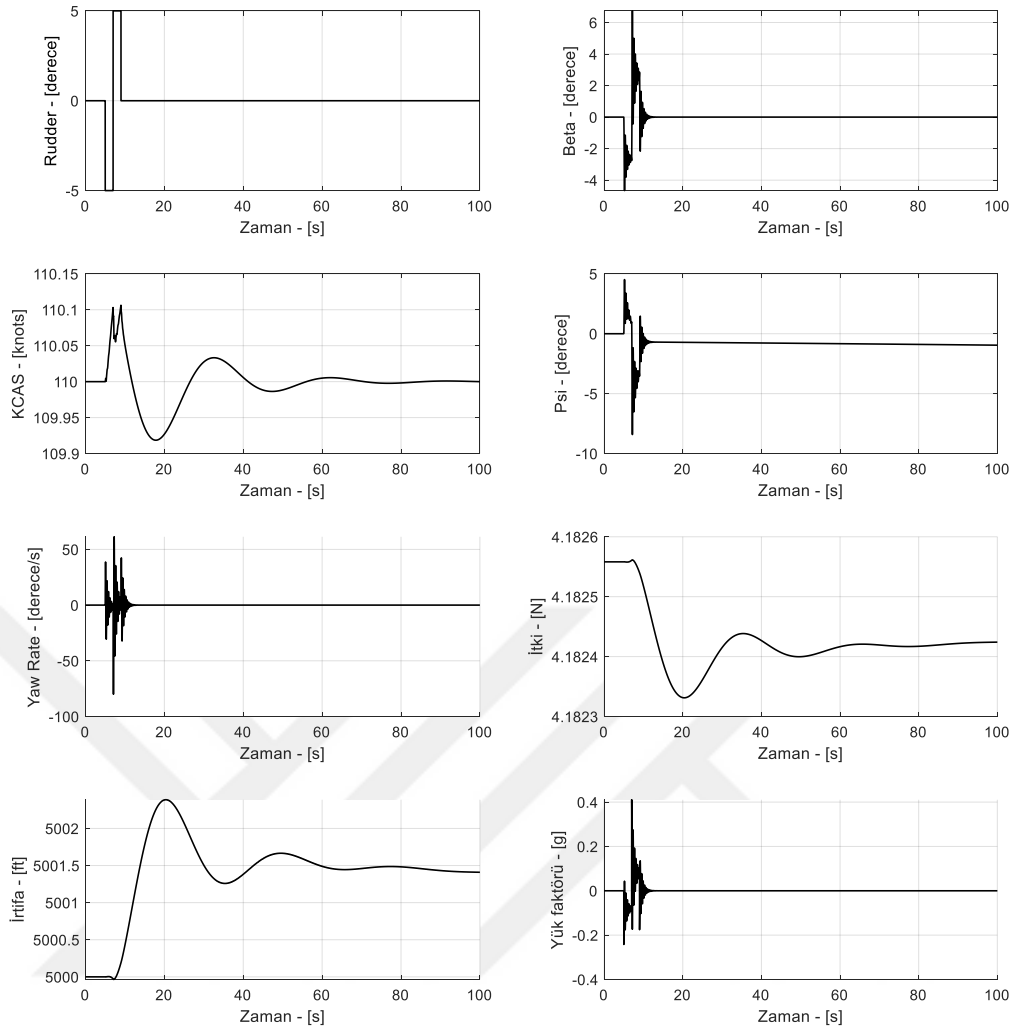
Açık döngü simülasyonları, kontrol yüzeylerinin hareketine bağlı gelişen doğal İHA tepkilerini yansıtmaktadır. Daha önce belirtildiği gibi, uzunlamasına dinamikleri kontrol etmek için elevatör kullanılırken, aileronlar ve rudder, İHA'nın yanal hareketini kontrol etmek için kullanılır. Açık döngü tepki simülasyonu, karşılaştırma amaçları için İHA'nın bir denge noktası etrafındaki lineerleştirilmiş ve lineerleştirilmemiş modelleri için gerçekleştirilir. Böylece lineer olan ve olmayan döngüler arasındaki fark anlaşılabilir. lineer kontrolcü tasarlamının güvenilirliği belirlenir.

Lineerleştirilmiş model için seçilmiş bir denge seyir uçuşunda 5. saniyede 5 derece elevatör girişi ($\delta_e = 5^\circ$) verildiğinde, sistem açık döngü tepkisi, ilgili uçuş parametreleri ile yunuslama açısı ve yunuslama açısal hızı Şekil 4. 8'de verilmiştir. Aynı denge koşulları için 5. saniyede rudder ($\delta_r = 5^\circ$) için adım girişi açık döngü cevapları ise Şekil 4. 9'da sunulmuştur.



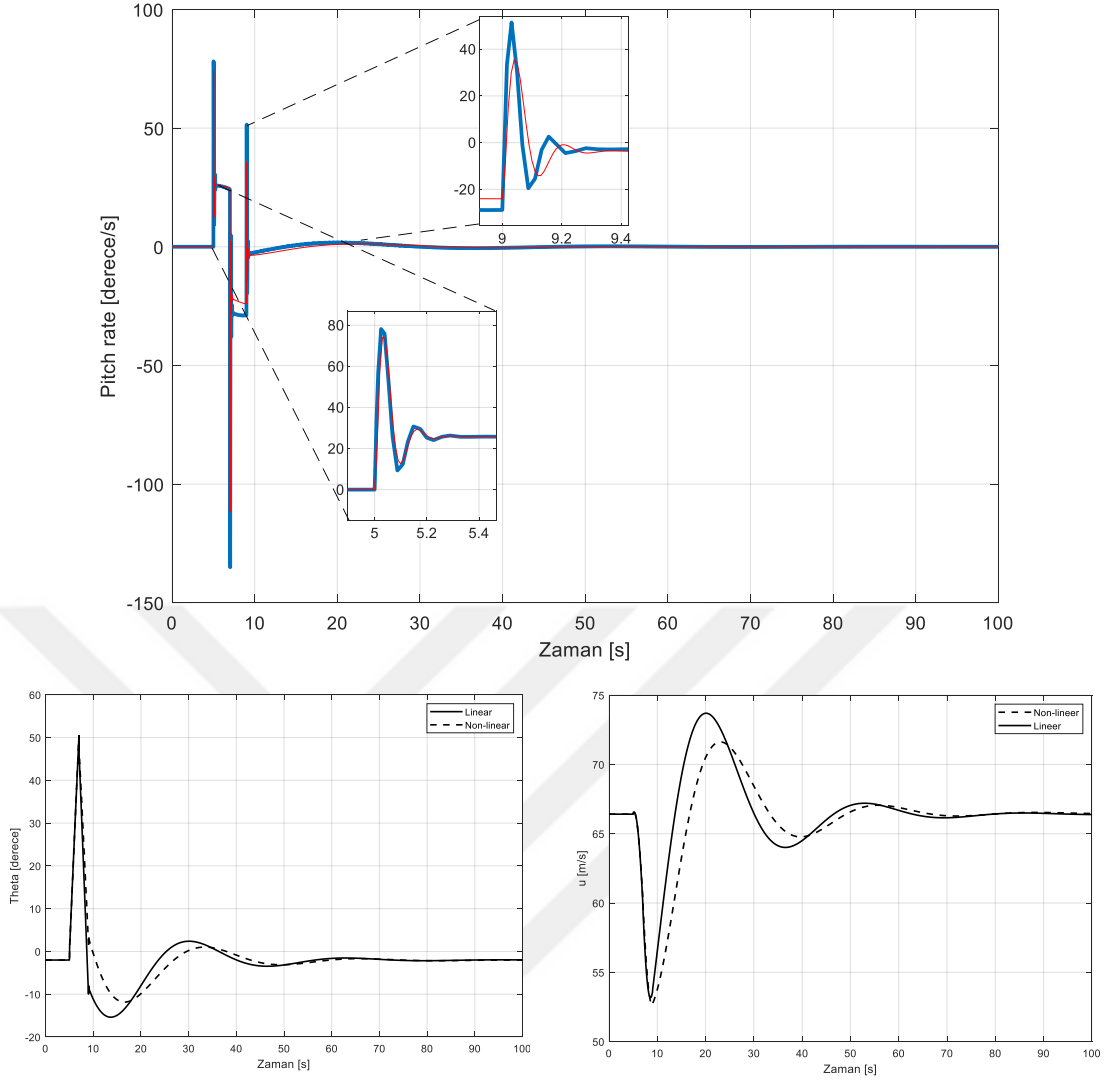
Şekil 4. 8. 5° elevator bozuntusu için açık döngü cevapları

Her ne kadar tasarlanan İHA karşılaştığı bir bozukluğu sönümleyecek bir kararlılığa sahip olsa da sönümleme süresi oldukça fazladır. Daha büyük bir büyüklüğe sahip olan gerçek kök, yuvarlanma modunu tanımlar. Yuvarlanma modu, neredeyse saf bir yuvarlanma hareketinden oluşur ve genellikle iyi bir sönümleme özelliğine sahiptir. Orjin noktasına daha yakın olan gerçek kök, genellikle yavaş ve kararsız olan spiral moduna karşılık gelir. Spiral modunun etkisini azaltmak için İHA'nın yeterince büyük kanat dihedralleri olmalıdır, bu da yuvarlanma stabilitesini artırır. Zaten tasarlanan İHA kanatlarında kökte 1° uçta ise 10° diedral açısı mevcuttur. Spiral mod, yüksek hızlı İHA için uçuşun büyük rejiminde kararsız bir yapıya sahip olsa da yarılanma zamanı çok uzun olduğu için genel uçuş karakteristiğini ve kararlılığını bozmamaktadır. Ayrıca bu uçuş modu için kontrolcüler oldukça hızlı ve iyi cevap verebilmektedir.



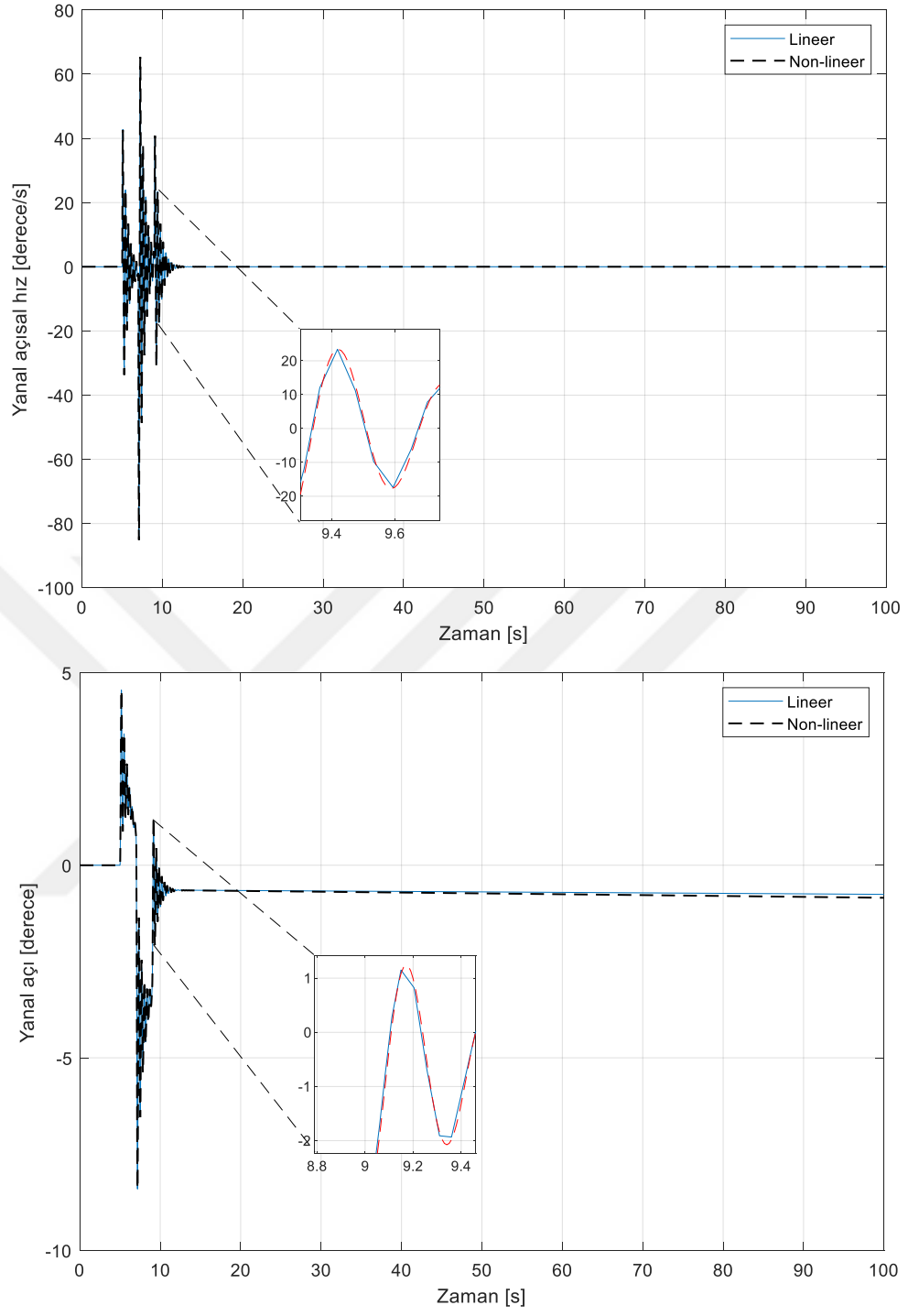
Şekil 4. 9. 5° rudder bozuntusu için açık döngü cevapları

Sistem açık döngülerini daha kısa sürelerde kararlı hale getirebilecek kontrolcüler hem lineer hem de non-lineer sistemler için tasarlanabilir. Bunun kararı için lineerleştirilmiş ve lineerleştirilmemiş hareket denklemlerinin açık döngü sonuçları detaylı olarak kıyaslanmıştır. Düzlemsel yönde yunuslama oranı (q), yunuslama açısı (θ) ve x yönündeki hız bileşeni (u) ile yanal düzlemde yanal açısal hız (r) ve yanal açısı (ψ) karşılaştırılmış ve be karşılaştırmaya ait grafikler sırası ile Şekil 4. 10'da ve Şekil 4. 11'de verilmiştir.



Şekil 4. 10. Düzlemsel yönde lineer ve non-lineer sistem davranışları

Lineerleştirilmiş ve lineerleştirilmemiş açık sistem cevapları arasında yanal düzlemde önemli bir fark görülmemiştir. Düzlemsel yönde ise özellikle İHA'nın yüksek hızlara çıkması sebebi ile bir miktar fark dikkat çekmektedir. Özellikle x yönündeki hız bileşenin çözüm sonuçları arasında %5'e varan farklar benzetim sonuçlarının başında görülmektedir. Bu sebeplerden ötürü daha sonraki bölümlerde bahsedilecek olan kontrolcü tasarımlarında ve otopilot geliştirmesinde ilgili uçuş parametreleri için en ideal kontrol yöntemi seçilecektir. Örneğin, İHA'nın başverme açısı (*ing. heading*) açısı dönüş manevraları anında kontrol edilmesi gereken bir uçuş parametresidir. Yanal düzlemde lineer yaklaşımlar yeterli ve tatmin edici sonuçlar verdiği için otopilot tasarımlarında bu uçuş parametrelerinin kontrolcülere lineer tasarlanmıştır.



Şekil 4. 11. Yanal yönde lineer ve non-lineer sistem davranışları

5. KONTROLÇÜ TASARIMI

Bu bölümde, yüksek hızlı İHA'nın farklı uçuş parametreleri için farklı tipte kontrolcüler geliştirilmiştir. Söz konusu geliştirilen kontrolcüler PID (Proportional-Integral-Derivative), LQR (Lineer-Quadratic-Legulator) ve sistemdeki tüm model belirsizliklerini ve gürültüleri bastıracak frekans tabanlı dayanıklı bir H_∞ kontrolcüsüdür.

5.1 PID Kontrolcüsü

"Proportional-Integral-Derivative" kelimelerinin baş harflerinden oluşan bir kontrol sistemidir. PID kontrolcüsü, bir sistem veya süreç üzerinde istenilen bir hedef değeri elde etmek veya sürdürmek için kullanılan bir geri besleme kontrol sistemidir. Bu kontrolcü, hatayı (istenilen değer ile gerçek değer arasındaki fark) analiz eder ve bu hatayı azaltmak için bir kontrol sinyali üretir.

PID kontrolcüsü, üç ana terimden oluşur:

- *P* (Proportional - Orantılı): Hata ile doğru orantılı bir kontrol sinyali üretir. *P* terimi, hatayı azaltmaya yardımcı olur, ancak sabit bir oranla tepki verir.
- *I* (Integral - Tümüleyen): Zaman içindeki toplam hatayı dikkate alarak bir kontrol sinyali üretir. *I* terimi, sistemdeki kalıcı hataları düzeltmeye yardımcı olur.
- *D* (Derivative - Türev): Hatanın zaman içindeki değişim hızını dikkate alarak bir kontrol sinyali üretir. *D* terimi, sistemin istenilen değere daha hızlı ulaşmasına yardımcı olur ve aşırı tepkileri sınırlar.

Bu üç terim, PID kontrolcüsünün çıkışını belirlemek için aşağıdaki denklemde bir araya gelir:

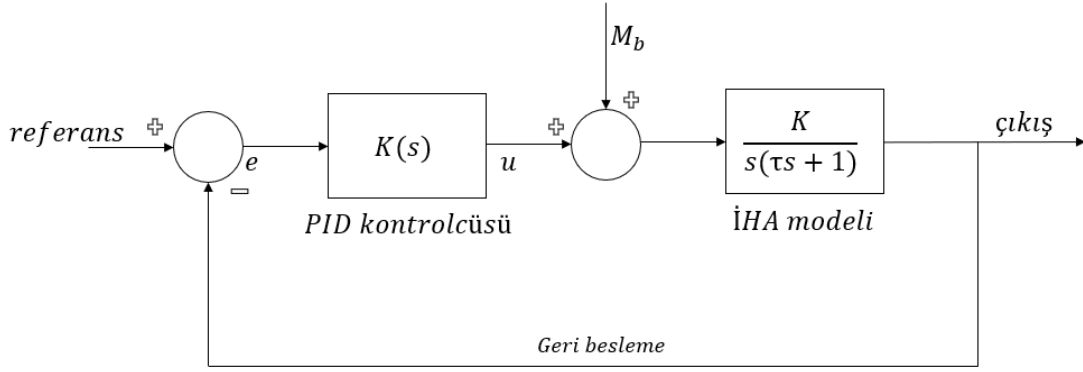
$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d(\tau) + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (5.1)$$

Burada;

- $u(t)$ kontrol sinyalidir,
- $e(t)$ anlık hatadır,
- K_i, K_p ve K_d rasiyla orantılı, tümleyen ve türev terimlerin katsayılarıdır.

PID kontrolcüsü, birçok endüstriyel uygulama ve otomasyon sistemlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. İyi bir PID ayarı, istenilen hedefe hızlı bir şekilde ulaşmayı sağlar ve sistemi kararlı bir şekilde tutar [59]. PID kontrolcüler, geniş bir yelpazede sistemlerde başarıyla kullanılabilir, ancak ayarlaması bazen uzmanlık gerektirebilir.

PID kontrol algoritması ile sistem durum parametrelerinden herhangi biri kontrol edilebilir. Bu çalışmada PID kontrolcüsü birçok uçuş parametresi için geliştirilmiştir. PID kontrolcüsü genel blok diyagramı Şekil 5. 1’de verilmiştir.



Şekil 5. 1. PID kontrolcü genel blok diyagramı

5.2 PID Kontrolcü Ayarlama Kuralları

PID kontrolcülerinin kazançlarını belirleme konusunda çeşitli teknikler bulunmaktadır. PID kontrolcülerinin kazançlarını ayarlamak, kontrolcü parametrelerini belirleme sürecinde tasarım deneyimi veya çeşitli tasarım teknikleri kullanılarak gerçekleştirilebilir. Bu bağlamda, literatürde çeşitli kurallar ve yöntemler bulunmaktadır.

Örneğin, [60] çalışması, PID kontrolcülerini ayarlamak için Ziegler-Nichols kurallarını sunmaktadır. Bu kurallar, sistem dinamiklerine dayanarak PID kontrolcü kazançlarını belirleme amacını taşır.

Bir alternatif olarak, [64] çalışması, İçsel Model Kontrolü (IMC) yöntemini tanımlar. Bu yöntem, bir kontrolcünün yapısını belirleme ve kontrolcü kazançlarını ayarlama amacını taşır. Özellikle, bu yöntem IMC-PID ayarlamalarını içerir. Literatürdeki en kapsamlı PID kontrolcü ayarlama kurallarını sunan çalışmalardan biri olan [66], kontrolcü parametrelerini belirleme sürecini, kontrolcü yapısı ve kontrol edilen değişkenlerin dinamik tepkisini temsil etmek için kullanılan modelin formunu belirledikten sonra gerçekleştirir. Her ne kadar en iyi performansı sağlayan ayarlama

kuralları duruma bağılı olarak değişse de modern yöntemler (örneğin, IMC) ve doğrudan sentez genellikle geleneksel tekniklerden (örneğin, Ziegler-Nichols veya Cohen-Coon ayarlama) daha iyi sonuçlar sağlar. Bu bağlamda, Silva vd. (2005), çeşitli sistemler için PID kontrolcü tasarımı ele alır ve sağlamlık ile kırılganlık açısından birçok mevcut PID ayarlama kuralını değerlendirir. Ayrıca, Yu vd. (2006) [69] çalışması, PID kontrolünün temellerini ve prensiplerini detaylı bir şekilde sunar. Bu çalışma, çevrimdışı model kullanmayan yöntemlere, özellikle de iteratif geri besleme ayarlama (IFT) yöntemine vurgu yapar. Ayrıca, parametrik olmayan yöntemler aracılığıyla PID ayarlama, relay geri besleme kavramı üzerinden PID ayarlama için nonparametrik yöntemleri kapsar.

5.3 Kontrol Problemi Tanımlama ve Kontrolcü İsterleri

Kontrol probleminin genel çözümü, kontrolcü tasarlama kriterlerini içeren belirli adımları gerektirmektedir. Bu adımlar řu şekilde özetlenebilir:

- Sensör ve eyleyici seçimi;
 - ✓ Geri beslemeyi doğru bir şekilde almak için hassas sensörlerin seçimi.
 - ✓ Kontrol girişini etkili bir şekilde yönetebilen ve sistem çıkışını kontrol edebilen uygun eyleyicilerin belirlenmesi.
- Matematiksel modellerin geliştirilmesi:
 - ✓ Motor, eyleyiciler ve sensörler için kesin matematiksel modellerin oluşturulması, sistem dinamiklerinin anlaşılması için temel bir adımdır.
- Kontrol kriterlerinin tanımlanması:
 - ✓ Belirli bir sistem davranışını temsil eden kontrol kriterlerinin tanımlanması, tasarım sürecinde yol gösterici bir faktördür.
- Kontrolcü tasarımı:
 - ✓ Geliştirilen matematiksel modellere ve kontrol kriterlerine dayanarak, sistem davranışını istenen performans seviyesine getirebilen bir kontrolcü tasarımı gerçekleştirilir.
- Kontrolcü performansının simülasyon ile değerlendirilmesi:
 - ✓ Kontrolcünün performansının gerçek uygulama öncesi simülasyonlarla değerlendirilmesi, tasarımın etkinliğini belirlemek için önemlidir.

Yüksek hızlı İHA için kontrol kriterleri ise şu şekildedir:

- Bozuntu etkilerinin azaltılması: Harici bozuntuların sistem çıkışına olan etkisinin minimize edilmesi.
- Sabit durum hataları: Hedeflenen çıkışa istenilen hassasiyetle ve önemli bir sabit durum hatası olmadan ulaşılması.
- Geçici yanıt karakteristikleri: Sistem geçici yanıtının belirlenen aşma, oturma süresi ve yükselme süresi gereksinimlerini karşılaması.
- Parametre değişikliklerine duyarlılık: Kontrolcünün, İHA parametrelerindeki değişikliklere karşı direncinin sağlanması.

Bu bağlamda kontrolcülerin sistem yanıt gereksinimleri yüksek hızlı İHA için şu şekilde belirlenmiştir:

- Aşırı salınım olmadan kontrol edilen yanıtta %20'den az aşma sağlanmalıdır.
- Stabil bir duruma hızlı bir geçiş gösteren oturma süresi, 2 saniyeden az olmalıdır.
- Girişteki değişikliklere hızlı bir yanıt gösteren yükselme süresi, 1 saniyeden az olmalıdır.
- İstenen çıkışın doğru bir şekilde izlenmesini sağlamak için sabit durum hatası %2'den az olmalıdır.

5.4 Kontrol Edilebilirlik ve Gözlemlenebilirlik

Kontrol edilebilirlik (Controllability): Sisteme verilen girdinin temelde cevap verip vermediğinin göstergesi kontrol edilebilirlik olarak adlandırılır. Yüksek hızlı İHA'ya aileron sapma açısı verildiğinde İHA'nın yuvarlanması kontrol edilebilirlik olarak gösterilir. Bir İHA'nın kontrol edilebilirliği durum-uzay matrislerinin değerlendirilmesi ile yapılır.

$$C = [B \ AB \ A^2B \ \dots \ A^{n-1}B] \quad (5.2)$$

$$\text{rank}(C) = n \quad (5.3)$$

Denklem (5.2)'de C matrisi kontrol edilebilirlik matrisidir ve bir ayrık zamanlı (lineer) sistemin kontrol edilebilirlik matrisinin- rankı sistemin derecesine (n) eşitse bu ayrık zamanlı sistem kontrol edilebilirdir.

Gözlenebilirlik (Observability): Bir sistem ölçüm olup olmadığının göstergesi gözlemlenebilirlik olarak adlandırılır. Yüksek hızlı İHA'nın aileron kontrol yüzeyine sapma açısı verildiğinde İHA'nın yuvarlanması fakat bunun herhangi bir sensör ile ölçülememesi sistemin gözlenemez olduğunu gösterir.

$$Q = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

$$\text{rank}(Q) = n \quad (5.5)$$

Denklem (5.4)'te Q matrisi kontrol edilebilirlik matrisidir ve bir ayrık zamanlı (lineer) sistemin kontrol edilebilirlik matrisinin- rankı sistemin derecesine (n) eşitse bu ayrık zamanlı sistem kontrol edilebilirdir.

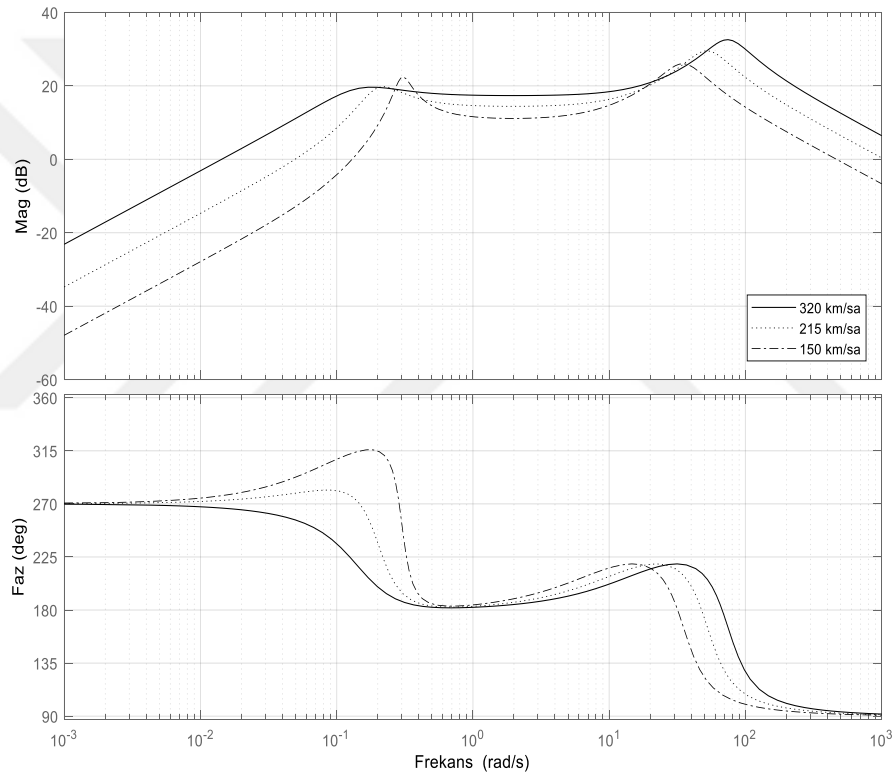
Yüksek hızlı İHA'nın C ve Q matrislerinin rankı sistem derecesine eşit olduğundan İHA hem kontrol edilebilirdir hem de gözlemlenebilirdir.

5.5 Yunuslama (Pitch) İçin PID Kontrolcü Tasarımı

Yunuslama açısının kontrolü düzlemsel yöndeki uçuş kararlılığının en kritik parametrelerinden biridir. Özellikle denge uçuşlarına dışarıdan gelen bir bozuntunun (örneğin ters rüzgar, kontrol yüzeyi girdisi, vs.) kısa sürede sönümlenmesi gerekir. Açık çevrim uçuş benzetimlerinde yüksek hızlı İHA doğal kararlı olduğu için bu bozukluğun sönümlendiği gözlemlense de bu süre İHA görev profili için fazladır. Dolayısıyla düzlemsel kararlılığın daha hızlı sağlanabilmesi için yunuslama açısının (*ing. theta*) kontrolü önem arz etmektedir. Bu sebeple 150, 215 ve 320 km/saat seyir hızlarında ve 2000 metre irtifada denge konumunda uçmakta olan İHA için lineerleştirilmiş hareket denklemleri üzerinden durum-uzay matrisi elde edilerek elevator girdisine bağlı yunuslama oranı çıktısı olan transfer fonksiyonları elde edilmiştir.

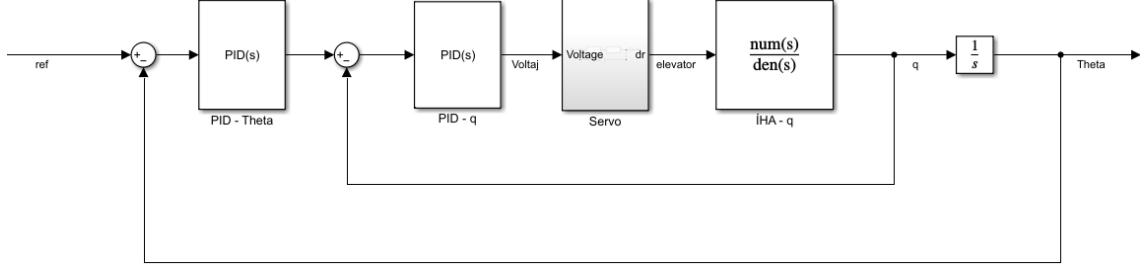
$$\begin{aligned}
\frac{q}{\delta_{e_{150 \text{ km/sa}}}} &= \frac{-461.1s^3 - 4268s^2 - 449.2s}{s^4 + 23.98s^3 + 1233s^2 + 104.9s + 111.7} \\
\frac{q}{\delta_{e_{215 \text{ km/sa}}}} &= \frac{-1043s^3 - 1.44e04s^2 - 2087s}{s^4 + 35.97s^3 + 2773s^2 + 376s + 114} \\
\frac{q}{\delta_{e_{320 \text{ km/sa}}}} &= \frac{-2091s^3 - 4.08e04s^2 - 8244s}{s^4 + 50.92s^3 + 5556s^2 + 1094s + 118.2}
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Yunuslama oranı transfer fonksiyonlarının Bode diyagramı Şekil 5. 2’de verilmiştir. Sistemin faz ve kazanç marjleri kararlı bölgede olduğunu göstermektedir.

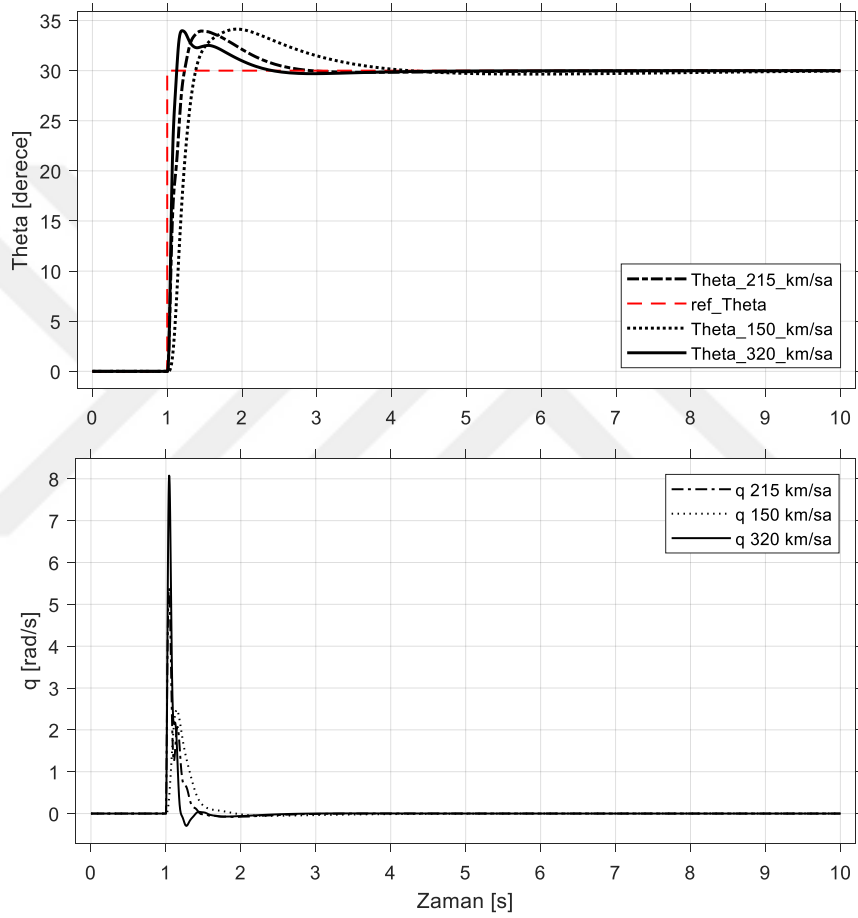


Şekil 5. 2. Yunuslama oranı transfer fonksiyonunun Bode diyagramı

Yunuslama açısının daha gürbüz kontrolü için iç içe iki geri besleme döngüsü kurulmuş ve yunuslama oranı (*ing. pitch rate*) iç geri beslemede yunuslama açısı ise dış geri beslemede olmak üzere kontrol tamamlanmıştır. Eyleyici modeli yunuslama açısı kontrolcüsünden voltaj değerini alarak elevator için sapma açısı değeri komutunu üretmektedir (Şekil 5. 3). Yunuslama açısı PID kontrolcüsünün farklı hızlardaki denge koşulları için 30° referans açısına bağlı sistem cevapları ve bu cevaplar için elevator sapma açıları Şekil 5. 4’te verilmiştir.



Şekil 5. 3. Yunuslama açısı için PID kontrolcüsü blok diyagramı



Şekil 5. 4. Yunuslama açısı için PID kontrolcüsü sistem cevabı

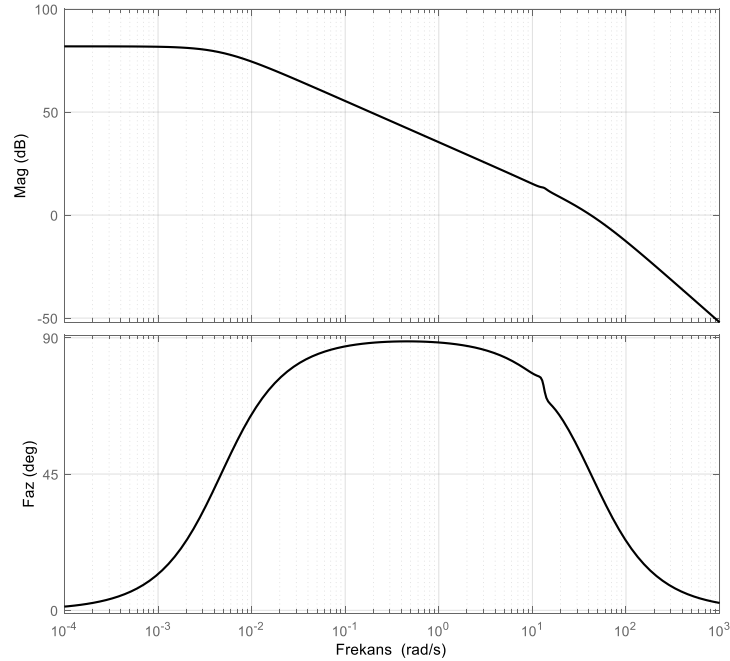
Yunuslama açısı için PID kontrolcüsü 1.5 saniyede %14'lük bir aşma göstermiştir. Sistem gereksinimlerini karşılayan PID kontrolcüsü elevator için orta seviyeli bir efor belirlemiştir. Yüksek hızlardaki dengeli uçuş koşulunda zaten -6.2° olan elevator açısı 30° 'lik yunuslama açısının aynı seyir hızında tutulmaya devam etmesi için 4° 'ye kadar çıkmıştır. Yunuslama oranı (q) yüksek seyir hızlarında aynı referans takibi için daha yüksek değerlere ulaşmaktadır. Yükselme süresi 0.72 saniyedir ve 1 saniyelik gereksinim değerinin altında kalmayı başarmıştır.

5.6 Yuvarlanma (Roll) İçin PID Kontrolcü Tasarımı

Yüksek hızlı İHA daha sonra belirlenecek koordinat noktalarının takibi için gerekli manevraların birçoğunu yuvarlanma-dönüş (*ing.* bank-to-turn) metodu ile almaktadır. Bu sebeple yuvarlanma açısının kontrolü önem arz etmektedir. Daha önce yapıldığı gibi yanal durum-uzay matrisinde aileron girdisine bağlı olarak yuvarlanma oranı (*ing.* roll rate) çıktısının transfer fonksiyonu elde edilmiştir. Bu fonksiyon için uygun PID kontrolcü katsayıları optimizasyon yöntemi ile bulunmuştur.

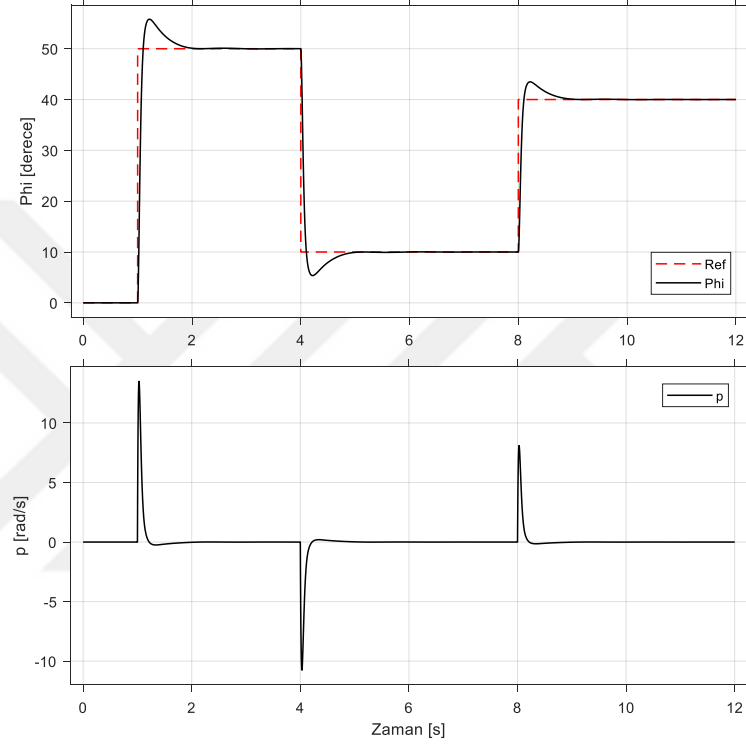
$$\frac{\phi}{\delta_a} = \frac{-2560s^3 - 6371s^2 - 4.385e05}{s^4 + 44.93s^3 + 275.2s^2 + 7476s - 35.31} \quad (5.7)$$

Yuvarlanma kontrolcüsünün faz ve kazanç marjınları Şekil 5. 5’da verilmiştir. Sistemin faz ve kazanç marjınları kararlı bölgede olduğunu göstermektedir. Yuvarlanma açısının dayanıklı kontrolü için iç içe iki geri besleme döngüsü kurulmuş ve yuvarlanma oranı iç geri beslemede yuvarlanma açısı ise dış geri beslemede olmak üzere kontrol tamamlanmıştır. Yuvarlanma açısı PID kontrolcüsünün 30° referans açısına bağlı sistem cevabı ve bu cevap için aileron sapma açısı sırası ile Şekil 5. 5 ve Şekil 5. 6’da verilmiştir.



Şekil 5. 5. Yuvarlanma açısı transfer fonksiyonunun Bode diyagramı

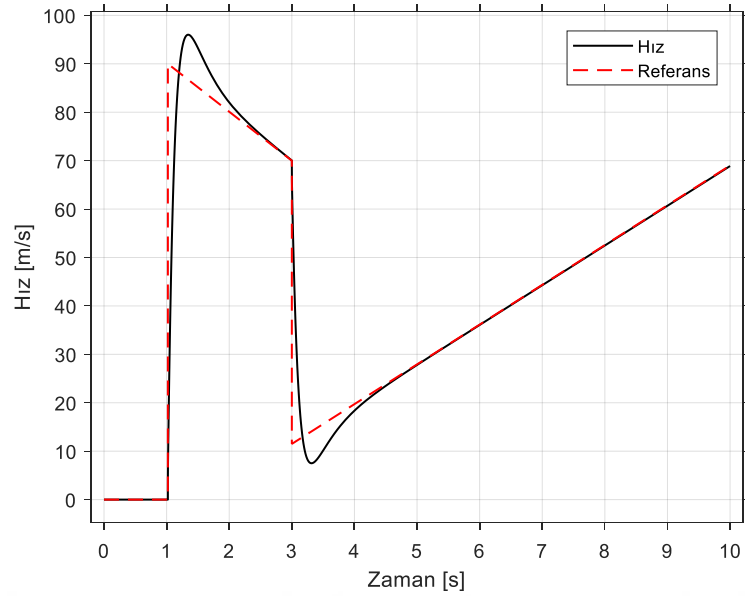
Yuvarlanma açısı için PID kontrolcüsü 1.2 saniyede %14'lük bir aşma göstererek referans değeri takip etmeyi başarmıştır. Kalıcı hata oranı %2'nin altındadır. Yükselme süresi ise 0.65 saniyedir. Sistem gereksinimlerini karşılayan PID kontrolcüsü aileron için orta seviyeli bir efor belirlemiştir. Uçuş esnasında farklı referans isterleri için kontrolcü başarılı bir şekilde takibini gerçekleştirmiştir. Yunuslama oranı referans isterinin büyüklüğüne bağlı olarak anlık en fazla 13 rad/s değerini almıştır.



Şekil 5. 6. Yuvarlanma açısı için PID kontrolcüsü sistem cevabı

5.7 Toplam Gerçek Hız İçin PID Kontrolcü Tasarımı

Yüksek hızlı İHA daha sonra geliştirilecek otopilot tasarımında koordineli dönüş manevrası (*ing.* coordinated level turn) yapacağından toplam gerçek hızın kontrolü önem arz etmektedir. Gerçek hızın kontrolü PID ile gerçekleştirilmiştir (Şekil 5. 7). Mevcut motor pervane ikilisi en yüksek devir oranında en fazla 21 N itki üretmektedir. Bu itki ile İHA seyir uçuşlarında 320 km/sa hızlara ulaşırken dalış manevralarında 500 km/sa hıza gelebilmektedir. Daha sonraki bölümlerde bahsedilecek olan otopilot tasarımlarında hız kontrolü PID kontrolcüler ile gerçekleştirilecektir.



Şekil 5. 7. PID lineer hız kontrolcüsü

5.8 LQR (Lineer-Quadratic-Regulator) Kontrolcü

LQR, lineer, zamanla değişmeyen (*ing.* time-invariant) sistemlerin optimal kontrolünü ele alır. Temel amaç, bir maliyet fonksiyonunu minimize ederek kontrol stratejisi tasarlamaktır. Bu maliyet fonksiyonu genellikle bir performans ölçütüyle uyumlu olan terimler toplamını içerir. Örneğin, kontrol sinyali enerji tüketimini minimize etmek istendiğinde enerji tüketimi terimi eklenir.

LQR tasarımı, genellikle birkaç adımdan oluşur:

- i. *Sistem modeli:* Sistemin matematiksel modeli, lineer diferansiyel denklemlerle ifade edilir. Bu denklemler, sistemin durumunu ve kontrol girişini tanımlar.
- ii. *Maliyet Fonksiyonu:* LQR tasarımının temelini oluşturan maliyet fonksiyonu, kontrol sinyali ve sistem durumları arasında bir ağırlıklı kombinasyonu içerir. Bu ağırlıklar, tasarım hedeflerini yansıtmak için seçilir.
- iii. *Riccati Denklemi Çözümü:* LQR tasarımında kritik bir adım, Riccati denkleminin çözülmesidir. Bu denklem, optimal kontrolcünün matematiksel formülasyonunu içerir. Riccati denklemi, kontrolcü matrisinin ağırlıklı versiyonunu ve sistemin dinamik matrisini içerir.
- iv. *Kontrolcü Tasarımı:* Riccati denkleminin çözümü, optimal durum geri besleme kontrolcüsünün (LQR kontrolcüsü) kazanç matrisini sağlar. Bu kontrolcü, sistem durumlarını ölçerek ve hata sinyalini kullanarak kontrol sinyalini üretir.

Sürekli zamanlı lineer bir sistem için durum-uzay gösterimi için bir maliyet fonksiyonu belirlenir (J_m).

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (5.8)$$

$$y = Cx + Du \quad (5.9)$$

$$J_m = \int_0^t (X^T Q X + u^T R u) dt \quad (5.10)$$

Maliyet fonksiyonunun değerini en aza indiren geri besleme kontrol teorisi aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$u = -Kx \quad (5.11)$$

K tarafından verilen ifade şu şekildedir:

$$K = R^{-1}(B^T P(t) + N^T) \quad (5.12)$$

$P(t)$ sürekli zamanlı Ricatti diferansiyel denklemi çözülerek bulunur. LQR tasarımı, geniş bir literatürde ve kontrol teorisi kitaplarında detaylı bir şekilde incelenmiştir. Bu tasarımın avantajları arasında analitik bir çözüm sunması, geniş uygulama alanlarına sahip olması ve stabilizasyon ile performans optimizasyonunu birleştirmesi bulunmaktadır. Ancak, lineer sistemlere dayanması ve belirli durumlar altında performans garantisi vermemesi gibi bazı sınırlamaları vardır.

5.9 LQR Yunuslama Kontrolcü

Yüksek hızlı İHA'nın yunuslama açısı için LQR kontrolcüsü geliştirilmiştir. LQR kontrolcüsü lineer bir kontrolcü olduğundan öncelikle denge şartı belirlenmiştir.

- İrtifa kontrolü için 165 km/saat seyir hızı ve 2000 metre irtifa denge koşulu seçilmiştir. Bu durumda gerekli hücum açısı 0.7° olarak belirlenmiştir.

Hem düzlemsel hem de yanal yönde durum-uzay matrisleri yazılan İHA için yunuslama kontrolcüsü için ağırlık matrisleri Q ve R aşağıdaki gibi seçilmiştir:

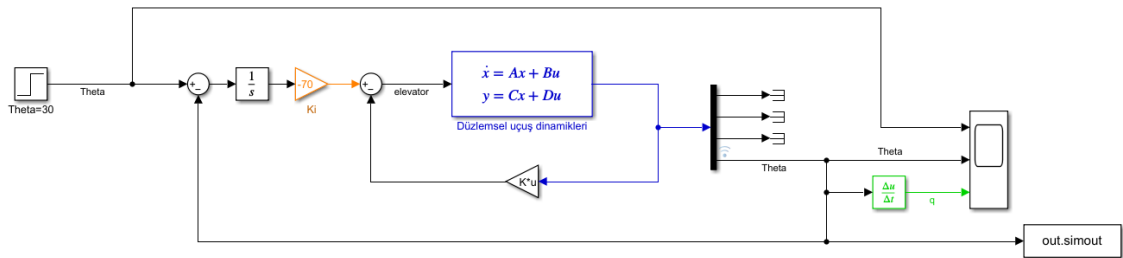
$$Q = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 11 \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$R = 0.1 \quad (5.14)$$

Belirlenen ağırlık matrislerinden sonra yunuslama açısı kontrolcüsü için ideal çarpım matrisi K aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$K = [-23.01 \quad 3.024 \quad -2.74 \quad -69.89] \quad (5.15)$$

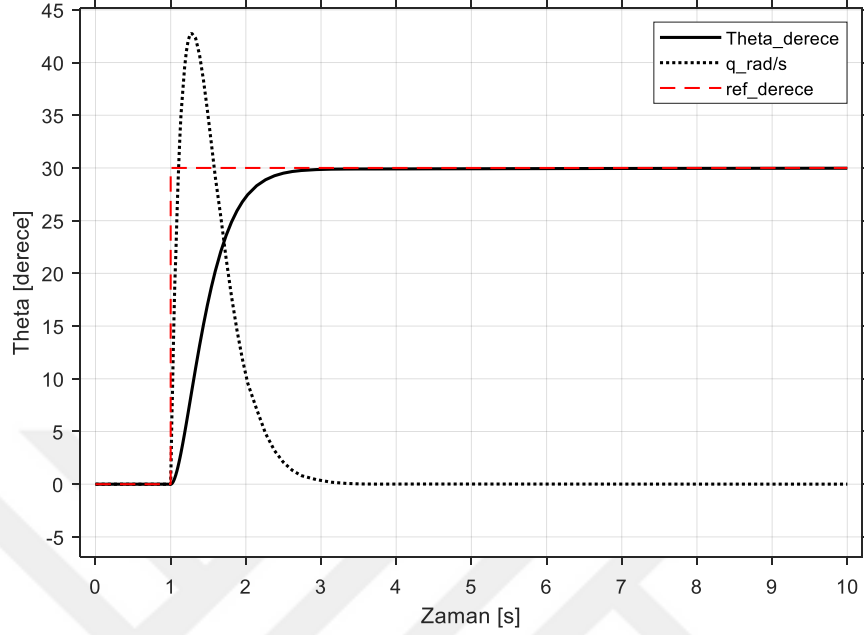
LQR kontrolcüde kalıcı durum hatasını düşürmek için çarpımsal (*ing.* integral) genel sisteme eklenmiştir ve sistem blok diyagramı Şekil 5. 8’da verilmiştir. Bu durumda 30° referans bir yunuslama açısı için LQR kontrolcünün yüksek hızlı İHA üzerindeki sistem cevabı ve bu referans takibi için elevatorun almış olduğu sapma açıları değerleri Şekil 5. 9’da verilmiştir.



Şekil 5. 8. Yunuslama açısı LQR kontrolcü blok diyagramı

Yunuslama açısı için LQR kontrolcüsü, PID kontrolcüye göre iki kat daha yavaş bir oturma süresine sahiptir. Sistem cevabında herhangi bir aşma mevcut değildir. Sistem gereksinimlerine ve yüksek hızlı İHA’nın uçuş karakteristiğine çok uygun olmayan LQR kontrolcüsü oldukça dayanıklı (*ing.* robust) bir cevap sağlamıştır. Kontrolcü daha yavaş cevap verdiği için elevator eforu da PID kontrolcüye göre daha yavaştır. 30° ’lik

yunuslama açısının devamlı tutulması için elevator açısı uçuşun 20. saniyesinde 16° sapma açısı olarak sabit kalmıştır.



Şekil 5. 9. Yunuslama açısı LQR kontrolcü sistem cevabı

5.10 LQR Yuvarlanma Açısı Kontrolcüsü

Yuvarlanma kontrolcüsü için yuvarlanma açısı 30° olacak şekilde denge koşulu belirlenmiştir. Bu durumda İHA için yunuslama kontrolcüsü için ağırlık matrisleri Q ve R aşağıdaki gibi seçilmiştir:

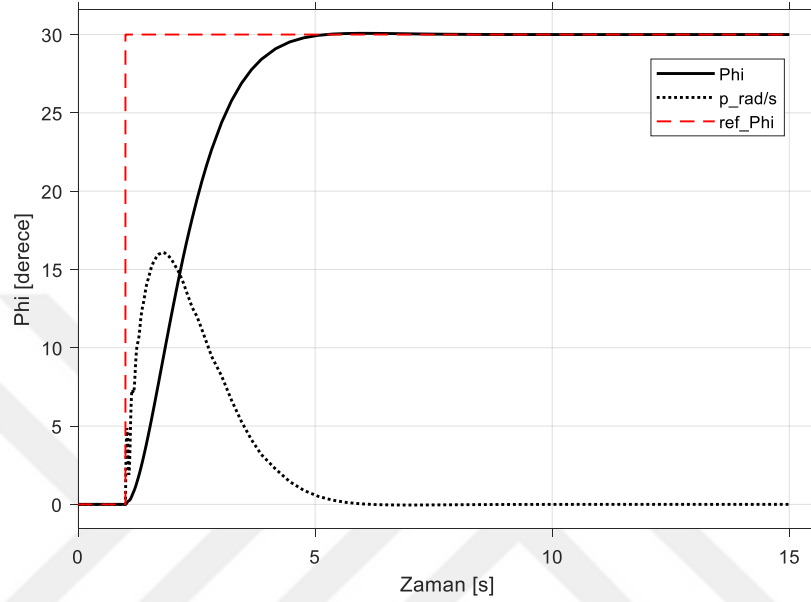
$$Q1 = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 11 \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$R1 = 0.1 \quad (5.14)$$

Belirlenen ağırlık matrislerinden sonra yunuslama açısı kontrolcüsü için ideal çarpım matrisi K aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$K1 = \begin{bmatrix} 1.179 & -3.1047 & 0.3287 & 4.9625 \\ 1.002 & -8.779 & 1.5847 & 1.2172 \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

Bu şartlar ve matrisler altında LQR kontrolcüsünün yuvarlanma açısına verdiği sistem cevabı Şekil 5. 10'de verilmiştir.



Şekil 5. 10. Yuvarlanma açısı LQR kontrolcü sistem cevabı

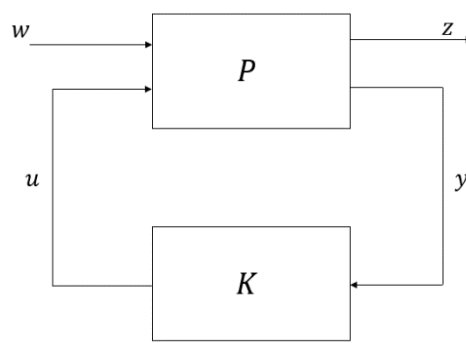
Yuvarlanma açısı için LQR kontrolcüsü, PID kontrolcüye göre oldukça yavaş bir oturma süresine sahiptir. Sistem cevabında herhangi bir aşma mevcut değildir. Sistem gereksinimlerine ve yüksek hızlı İHA'nın uçuş karakteristiğine çok uygun olmayan LQR kontrolcüsü oldukça dayanıklı bir cevap sağlamıştır. Kontrolcü daha yavaş bir cevap verdiği için elevator eforu da PID kontrolcüye göre daha yavaştır. 30°'lik yuvarlanma açısının devamlı tutulması için aileron açısı uçuşun 6. Saniyesinden itibaren 1.6° sapma açısı olarak sabit kalmıştır. Aileron açısının küçük sapma açılarında kalma sebebi düzlemsel ve yanal eksenler arasındaki etkileşimin lineer sistemler için yok sayılmasından kaynaklanmaktadır.

5.11 Dayanıklı (Robust) Kontrolcü

1930'lardan beri geleneksel kontrol teknikleri kullanılmaktadır. Bu yöntemler, çoğunlukla frekans düzleminde tasarlanan kontrolcü yapılarından oluşur ve yüksek mertebeli olmayan sistemlere kolayca uygulanabilir. Geleneksel kontrol yöntemlerinin

yüksek mertebeli sistemler için istenilen düzeyde kontrolcü performansı sağlayamaması ve çok giriş ve çok çıkışlı sistemler için beklenen performans değerlerini verememesi önemli bir problem olarak değerlendirilebilir. 1960'larda ortaya çıkan çağdaş kontrol teknikleri bu sorunları önemli ölçüde çözmüştür. Bununla birlikte, nominal sistem için tasarlanan bu kontrolcülerin, sistemde meydana gelebilecek değişiklikler altında da benzer performans standartlarını karşılamaları gereken yeni bir sorun ortaya çıkmıştır. Bu nedenle, sistemin yapısında meydana gelen değişikliklerden etkilenmeden çalışabilmeleri için kontrolcü yapıları gereklidir [70]. Dayanıklı kontrolcü, tasarladığı sistemler için performans ve kararlılık isteklerini belirli zamanlarda sistem üzerinde meydana gelebilecek değişiklikler altında ayarlayabilir. 1988'de yayınlanan bir makalede Riccati Denklemi ile kontrolcü tasarım probleminin çözülebileceği anlatılmıştır. 1989 yılına gelindiğinde ise genel çözüm yöntemini ortaya koymuşlardır [71].

Şekil 5. 11, dayanıklı kontrol yönteminde problemi matematiksel olarak ifade etmek için kullanılan blok diyagramını göstermektedir.



Şekil 5. 11. Gürbüz kontrol problemi

Bu şekilde; P genelleştirilmiş İHA sistemini, K ise kontrolcüyü temsil etmektedir. Bu çalışmada teorik ve pratik olarak incelenen tüm sistemler, sonlu dereceli ve zamanla değişmeyen doğrusal sistemlerdir.

Referans sinyali, bozucu etki ve gürültü sinyalleri, Şekil 5. 11'de blok diyagramda gösterilmektedir. Çıkış sinyali y , kontrol sinyali u ve hata sinyali z ile gösterilmektedir ve bu gösterim yöntemi "LFT" olarak tanımlanır. Bu yöntem ile belirsizlikler ve bozucu etkiler altında, giriş sinyalinden hata sinyallerine tanımlanan çeşitli transfer fonksiyonlarının normlarının en aza indirilmesi hedeflenir.

Gülbüz kontrol yönteminde performans ve kararlılık, sisteme ait çeşitli normlara bakılarak tanımlanır. Genel olarak $\| \cdot \|$ fonksiyonunun norm olarak ifade edilebilmesi için aşağıdaki şartları sağlıyor olması gerekir:

- i. $\| \cdot \| \geq 0$
- ii. $\|x\| = 0$
- iii. $\|ax\| = \|a\| \cdot \|x\|$
- iv. $\|x + y\| \leq \|x\| + \|y\|$

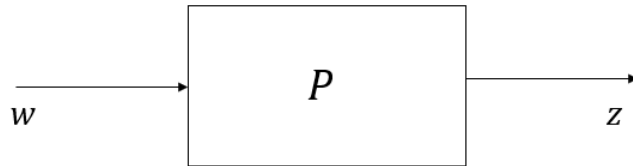
Bu denklemlerde x ve y birer vektör uzayıdır.

Bir sisteme ait normlar RMS büyüklüklerinin hesaplanması ile bulunabilir.

Zamana bağlı bir sinyalin RMS değeri şu şekilde hesaplanır:

$$\|u\| \triangleq \sqrt{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\infty}^{\infty} (u(t))^2 dt} \quad (5.16)$$

Bu denklemde görüldüğü gibi, RMS hesaplama yöntemi, belirtilen sistem standartlarını sağlamamaktadır. Bu nedenle, RMS değerini bulmak yarı normal hesaplama olarak da bilinir. Genelleştirilmiş bir sistemin Şekil 5. 12’de gösterilmiştir ve yapısı için RMS değeri Denklem 5.17’de verildiği gibi hesaplanır.



Şekil 5. 12. Genelleştirilmiş sistem

$$\|P\|_{rms} \triangleq \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |G(j\omega)|^2 S_{\omega}(\omega) d\omega} \quad (5.17)$$

Bu denklemde $S_{\omega}(\omega)$ giriş sinyallerinin güç yoğunluğu dağılımı olarak adlandırılır ve $\|P\|_{rms}$ değeri “ortalama güç” olarak bilinmektedir. Zamanla değişmeyen sistemler için farklı tipte normlar tanımlanabilir (H_2, L_1, H_{∞}). Sistemde kullanılan norma göre kontrolcü isimlendirilir. Yüksek hızlı İHA için H_{∞} normları kullanıldığından bu çalışmada gülbüz kontrolcü olarak H_{∞} tasarımları gerçekleştirilmiştir. Bir sinyalin H_{∞}

normu aşağıda verildiği gibi hesaplanır. Bu denklemde P sisteminin en büyük genliğini göstermektedir.

Daha önce Şekil 5. 12’te verilmiş genelleştirilmiş sistem yapısı için P şu şekilde tanımlanır:

$$P = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

Sistem giriş çıkışları da daha önce tanımlanmıştı. Buna göre denklem düzenlenirse aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\begin{bmatrix} z \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ u \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

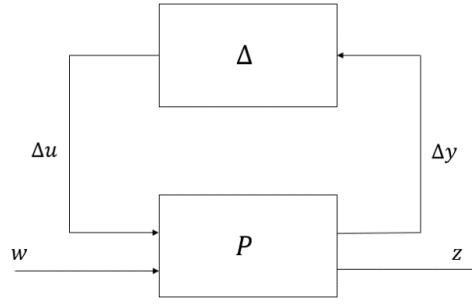
Genelleştirilmiş sistem üzerindeki gösterimde gerekli işlemler yapıldığında w ’den z ’ye transfer fonksiyonu yazılabilir. Bu durumda LFT , $F_l(P, K)$ gösterimi için aşağıdaki denklemde verildiği gibi elde edilir.

$$F_l(P, K) = P_{11} + P_{12}K(I - P_{22}K)^{-1}P_{21} \quad (5.20)$$

Benzer şekilde UFT işlemi için de Denklem 5.21 kullanılır ve genel gösterimi Şekil 5. 13’te verilmiştir.

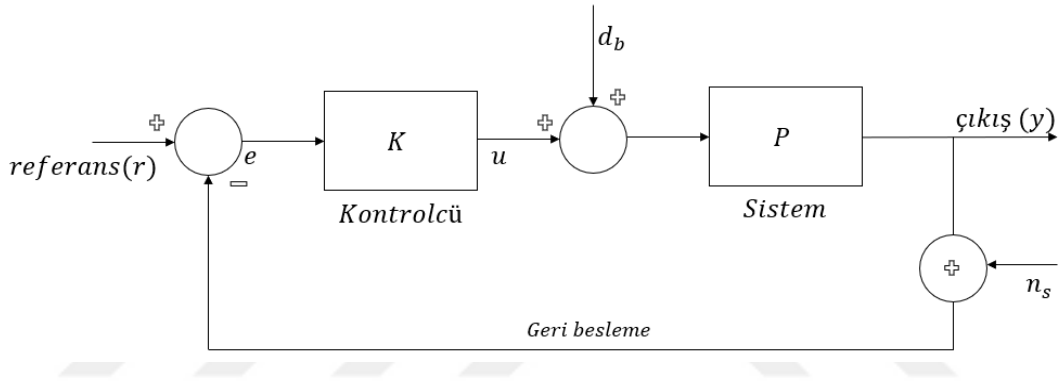
$$F_u(P, \Delta) = P_{22} + P_{21}K(I - P_{11}K)^{-1}P_{12} \quad (5.21)$$

P , genelleştirilmiş sistem yapısının ve K , kontrolcünün yukarıda gösterilen dönüşümler ile belirlenmesinin ardından diğer kontrolcü yapılarında olduğu gibi gürbüz kontrol yöntemi Şekil 5. 14’te verildiği gibi gösterilir.



Şekil 5. 13. UFT genel gösterimi

Genelleştirilmiş sistem üzerindeki gösterimde gerekli işlemler yapıldığında w 'den z 'ye transfer fonksiyonu yazılabilir. Bu durumda LFT, $F_1(P, K)$ gösterimi için aşağıdaki denklemde verildiği gibi elde edilir.



Şekil 5. 14. Gürbüz kontrol yöntemi genel blok diyagramı

Gürbüz kontrolcünün genel gösteriminde, e ile hata sinyali, r referans girişi, d_b bozucu etki girişi, n_s ise gürültüyü göstermektedir. Bu sistemin transfer fonksiyonu aşağıda verildiği gibidir.

$$y = P(K(r - (y + n_s))) + db \quad (5.22)$$

Bu transfer fonksiyonu üzerinde gerekli matematiksel düzenlemeler yapılırsa aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$y = (PK + I)^{-1}PKr - (PK + I)^{-1}n_s + (PK + I)^{-1}Pd_b \quad (5.23)$$

Bu denklemde $(PK + I)^{-1}PK$ tamamlayıcı duyarlılık, $(PK + I)^{-1}P$ ise duyarlılık fonksiyonu olarak adlandırılır. Duyarlılık ve tamamlayıcı duyarlılık, H_∞ kontrolcü tasarımında önemli rol oynayan iki temel kavramdır.

Duyarlılık (sensitivity):

- H_∞ kontrolcü tasarımında duyarlılık, sistemin giriş değişimlerine karşı ne kadar hassas olduğunu ifade eder.
- Duyarlılık, kontrolcü tarafından belirlenen performans özelliklerini etkileyen bir faktördür.
- Hedef, sistemin mümkün olan en düşük duyarlılığa sahip olmasını sağlamaktır, bu da dışsal bozucuların ve belirsizliklerin etkilerine karşı dirençli bir kontrol sistemi elde etmeyi amaçlar.

Tamamlayıcı Duyarlılık (Complementary Sensitivity):

- Tamamlayıcı duyarlılık, kontrol sisteminin kapalı döngü yapısındaki çıkış hatasına karşı hassasiyeti ifade eder.
- H_∞ kontrolcü tasarımında, tamamlayıcı duyarlılık, istenen performans özelliklerini sağlarken aynı zamanda dışsal bozucuların etkilerini minimize etmeyi hedefler.
- İdeali, tamamlayıcı duyarlılık fonksiyonu düşük frekansta küçük, yüksek frekansta ise büyük olmalıdır.

H_∞ kontrolcü tasarımında, H_∞ normu kullanılarak bir performans ölçütü elde edilir ve bu norm, duyarlılık ve tamamlayıcı duyarlılık fonksiyonlarını optimize etmeyi amaçlar. Tasarım sürecinde, sistemin model belirsizlikleri ve dışsal bozucular göz önüne alınarak bir performans sınırlaması getirilir.

Bu yöntem, özellikle belirsizliklere ve değişkenlere karşı dirençli, dayanıklı kontrol sistemlerinin tasarımında kullanılır. H_∞ kontrolcü tasarımı genellikle karmaşık sistemlerde, mekanik hareket uygulamalarında, İHA'larda kanatçık kontrol mekanizmalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Bu çalışmadaki söz konusu İHA ise yüksek hızlara ulaştığından ötürü model belirsizlikleri ve bozuntu miktarı fazla bir sistem olduğundan farklı uçuş parametreleri için H_∞ kontrolcü tasarımları gerçekleştirilmiştir.

5.11.1. Model Belirsizlikleri

Dayanıklı kontrolcü tasarımı, bir kontrol sisteminin belirli model belirsizlikleri ile başa çıkma yeteneğini vurgular. Bu belirsizlikler, genellikle sistem dinamikleri veya

parametrelerindeki belirsizlikleri içerir. Gürbüz kontrolcü tasarımında yaygın olarak karşılaşılan model belirsizlikleri şunlar olabilir:

1. *Parametre Belirsizlikleri:*

- Sistem dinamiklerini tanımlayan matematiksel denklemlerdeki parametrelerin tam olarak bilinmemesi durumunda ortaya çıkar.
- Örneğin, bir robotun kütlesi, sürtünme katsayıları veya sensörlerin hassasiyeti gibi parametreler belirsiz olabilir.

2. *Yapısal Belirsizlikler:*

- Sistem dinamikleri veya kontrol yasalarının tam yapısının bilinmemesi durumunda ortaya çıkar.
- Örneğin, sistemdeki belirli bir dinamik etkileşimi tam olarak modellemek zor olabilir.

3. *Dışsal Bozucular:*

- Sistemdeki dışsal etkilerin (gürültü, rüzgar, titreşim vb.) belirsizlikleri.
- Dışsal bozucular kontrol sistemi performansını olumsuz etkileyebilir ve bu bozucuların belirsiz olması durumunda sistem daha az tahmin edilebilir hale gelir.

4. *Model Parametre Değişkenlikleri:*

- Zamanla değişen sistem parametreleri veya dinamikleri.
- Sistemdeki belirli parametrelerin zaman içinde değişebileceği durumlar, model belirsizliği yaratabilir.

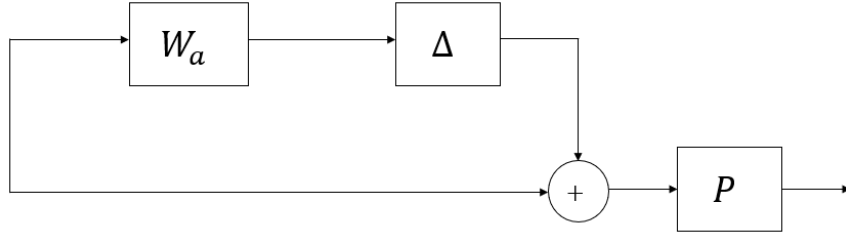
H_∞ kontrol yönteminde iki çeşit belirsizlik tanımlama yöntemi kullanılmıştır.

Çarpımsal model belirsizliği: Çarpımsal belirsizlik, sistem transfer fonksiyonlarında çarpanlar veya çarpanlar matrisi olarak ifade edilir. Genellikle, belirli bir frekansta sistem parametrelerindeki belirsizlikler veya yapısal değişiklikler çarpımsal bir çarpanla ifade edilir.

$$\tilde{P} = (1 + \Delta W_m)P \quad (5.24)$$

Bu denklemde P ile nominal sistem, Δ seçilen değişken W_m ise model belirsizliğini tanımlamaktadır.

Çarpımsal formda tanımlanan sistem belirsizliği blok diyagramı Şekil 5. 15’da verilmiştir.

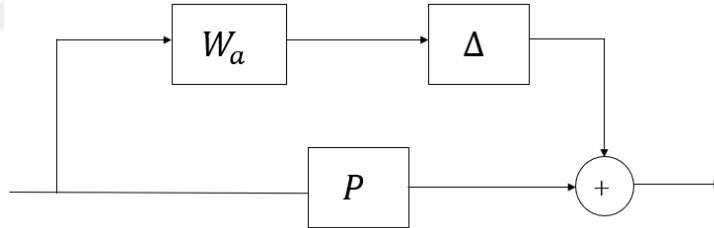


Şekil 5. 15. Çarpımsal model belirsizliği

Toplamsal model belirsizliği: Toplamsal belirsizlik, sistem transfer fonksiyonlarında eklenen belirli terimler veya terimler matrisi olarak ifade edilir. Genellikle, belirli bir frekansta sisteme eklenen belirsizlik terimleri veya yapısal değişiklikler toplamsal bir terimle ifade edilir.

$$\tilde{P} = (P + \Delta W_a) \quad (5.25)$$

Bu denklemde W_a toplamsal model belirsizliğini ifade eder ve genel blok diyagramı Şekil 5. 16'da verilmiştir.



Şekil 5. 16. Toplamsal model belirsizliği

Bu tez çalışmasında, sistemin farklı transfer fonksiyonlarını elde etmek için gürbüz kontrolcü tasarımı yapıldığından, model belirsizlikleri çarpımsal belirsizlik olarak adlandırılmıştır.

5.11.2. Yüksek Hızlı İHA için Gürbüz Kontrolcü

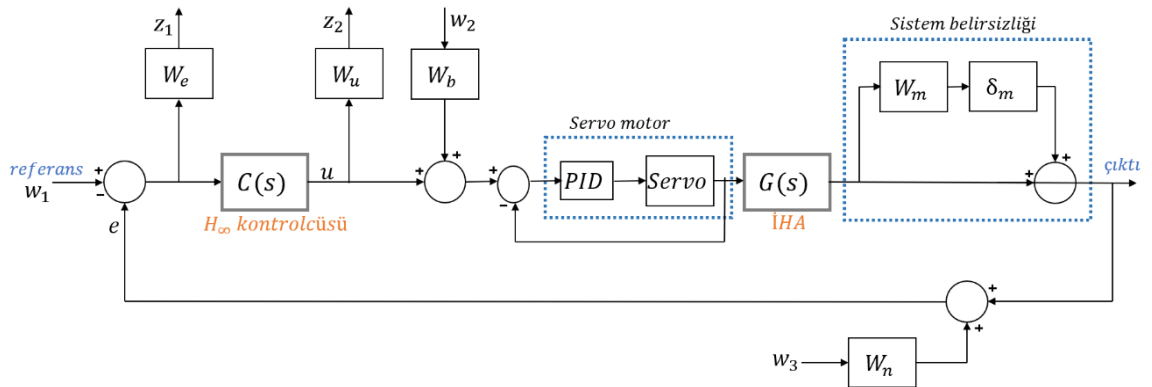
Geleneksel kontrol yöntemlerinin performansı, sistem yapısında bulunan bozucu etkiler ve belirsizlikler nedeniyle düşmektedir. Yüksek hızlı İHA'nın görev profilleri bu tarz bozucu etki ve belirsizlikleri büyük oranda içermektedir. Bu durumlarda sistemde

olabilecek muhtemel değişimlerin kontrolcü performansını düşürmesini engellemek için dayanıklı kontrolcü tasarımları gerçekleştirilmiştir. Kontrolcü tasarlanırken temel amaç diğer kontrol yöntemlerinde olduğu gibi sistemi istenilen başarı kriterleri düzeyinde çalıştırmak ve sistemin var olan gürültü, bozucu etki ve belirsizlik etkilerinin izin verilen değerin altında tutulmasını sağlamaktır. H_∞ dayanıklı kontrolcüsünün temel amacı K kontrolcüsünün uygun ve gerçekleştirilebilir olmasını sağlamak ve sistem giriş sinyalleri'nden (w) sistem çıkış sinyalleri'ne (z) olan transfer fonksiyonunu H_∞ normunu en düşük değere indirmektedir.

Çalışmada tasarlanana H_∞ dayanıklı kontrolcüsü MATLAB yazılımında “*hinf syn*” fonksiyonu ile geliştirilmiştir. Bu şartlar altında aşağıdaki hususlar önem arz etmektedir:

- MATLAB’da (w) sistem girişlerinin birim büyüklükte bir sinyal olduğu bilinmelidir.
- MATLAB yazılımında hazır bulunan fonksiyonlar yardımıyla kontrolcü tasarlanırken bütün frekans değeri için birim büyüklükte bir sinyal olduğu kabul edilir.

Frekans aralığı ve bant genişliği, dayanıklı kontrolcü tasarımı yapılacak sistemin çalışması için biliniyorsa, ağırlık fonksiyonlarının frekansa bağılı olarak seçilmesi daha uygun bir yaklaşımdır. Bu nedenle, baskın frekans değeri daha iyi sonuçlar verir. Yüksek hızlı İHA için H_∞ kontrolcüsü için referans blok diyagramı Şekil 5. 17’de verilmiştir.



Şekil 5. 17. H_∞ kontrolcüsü sistem blok diyagramı

Blok diyagramında yer alan ağırlık fonksiyonları ve diğer detaylar Çizelge 5. 1’de özetlenmiştir. Sistem belirsizliği, İHA’nın hareket denklemleri türetilme işlemleri

sırasında matematiksel modeli oluşturulurken yapılan hataları ve kabullerden kaynaklı eksiklikleri ile aerodinamik verilerin elde edilmesinde oluşan hataları kapsar. Sistem belirsizliği, blok diyagramına çarpımsal metot ile entegre edilmiştir.

Çizelge 5. 1. H_∞ ağırlık fonksiyonları tanımları

Sinyal	Tanım
W_e	Hata ağırlık fonksiyonu
W_u	Kontrol yüzeyi hareket limiti ağırlık fonksiyonu
W_b	Bozucu ağırlık fonksiyonu
W_m	İHA model belirsizliği
w_1	Referans komutu
w_2	Rüzgar bozucu girişi
w_3	Kodlayıcı üzerindeki gürültü
z_1	Hata sinyali çıkışı
z_2	Kontrol sinyali çıkışı

Genelleştirilmiş sistem, giriş ve çıkış sinyalleri Şekil 5. 11’de sunulmuştur ve matematiksel olarak yazılımı ise şu şekildedir:

$$\begin{bmatrix} z_\Delta \\ z_p \\ e \end{bmatrix} = P \begin{bmatrix} w_\Delta \\ w_p \\ u \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

Bu denklemde Δ yapısal veya aerodinamik kestirim belirsizliği olarak tanımlanabilir, P genelleştirilmiş sistem yapısıdır, $w_\Delta: z_\Delta$ belirsizlik kanalı, $w_p: z_p$ ise performans değerlendirmesi olarak düşünülür.

Gülbüz kontrolcü tasarımının matematiksel olarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$\min_K = \|T_{zw}\|_\infty \quad (5.27)$$

Burada T_{zw} , P ve K ’nın doğrusal kesirli dönüşümüdür.

$$T_{zw} = LFT(P, K) \quad (5.28)$$

$$\begin{bmatrix} z_\Delta \\ z_p \end{bmatrix} = P * K \begin{bmatrix} w_\Delta \\ w_p \end{bmatrix} \quad (5.29)$$

H_∞ dayanıklı kontrolcüsü w 'den z 'ye olan transfer fonksiyonunun T_{zw} 'nin sonsuz normunu (Y) 1'in altında tutarak kontrolcü kararlılığı ve performans isterlerini sağlar.

Dayanıklı kontrolcü sentezi için ağırlık fonksiyonlarının belirlenmesi kontrolcünün performansı ve başarısı için oldukça kritiktir. Ağırlık fonksiyonları, sistemin gereksinimlerini, sınırlarını, bozucu etkilerini ve belirsizliklerini ifade eder. Kontrolcü sentezi veya analiz sonucu bu ağırlıklara bağlıdır. Ağırlık bloklarının yerleştirilmesi, ağırlık fonksiyonlarının tipi ve nümerik değerleri, sistemin genel yapısının tasarlandığı blok diyagramda çok önemlidir.

Ağırlık fonksiyonlarının seçiminde doğrudan belirlenmiş net bir yöntem bulunmamaktadır [72]. Kabul edilmiş metot, sistem gereksinimleri ve operasyon yetenekleri dikkate alınarak literatür ve tecrübeye bağlı isabetli seçimdir. Bu sebeple yüksek hızlı İHA'nın uçuş rejimi ve karakteristiği dikkate alınarak ağırlık fonksiyonları belirlenmiştir. Örneğin dalış manevrası için sabit bir yunuslama açısında ve dalış hızında aerodinamik verilerin kestirim hataları, 6SER hareket denklemlerinin çözüm yanıışları ve ani esebilecek rüzgâr girdileri ağırlık fonksiyonlarının seçiminde önemli etkiye sahip olmuştur.

Giriş ve çıkış sinyallerinin tamamı, H_∞ dayanıklı kontrolcü tasarımının genelleştirilmiş sistem yapısında birim büyüklüğe normalize edilmektedir. MATLAB, kontrolcü matrislerini hesaplamak için birim sinyal değerlerini referans alır. H_∞ dayanıklı kontrolcü tasarım yönteminde, giriş ve çıkış sinyallerinin RMS (*ing.* Root Mean Square, Kök Orta Kare) değerleri kullanılarak normalleştirilmesi gerekir. Ağırlık fonksiyonları belirlenirken de bu bilgiler kullanılmıştır.

5.11.3. Ağırlık Fonksiyonlarının Belirlenmesi

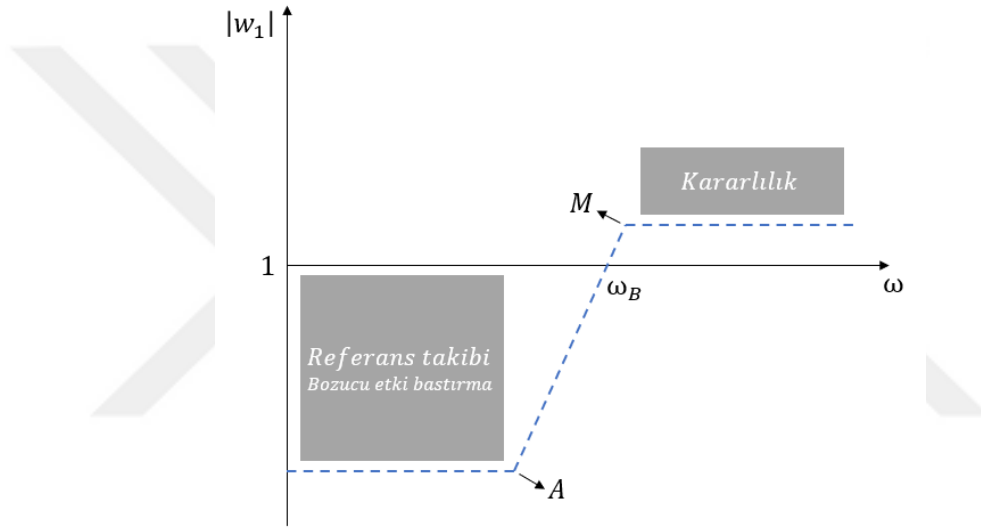
Yüksek hızlı İHA için H_∞ kontrolcü tasarımında ağırlık fonksiyonları seçimi, özellikle İHA'nın dinamik özellikleri, manevra yeteneği ve en yüksek hıza ulaşmak için tasarım hedefleri göz önüne alınarak yapılmıştır. Belirlenen ağırlık fonksiyonları aşağıdaki matematiksel şartı sağlıyor olmalıdır.

$$\|WX\|_\infty < 1 \quad (5.30)$$

$$X(j\omega) < \frac{1}{|W(j\omega)|} \quad (5.31)$$

Bu denklemde X sisteme ait bir fonksiyondur. Her frekans için duyarlılık fonksiyonu $|S|$, tersine ağırlık fonksiyonu W 'nin altında olmalıdır. Ağırlık fonksiyonları belirlenirken bu ifadelerin tersinin Bode diyagramları çizdirilmiştir ve duyarlılık eğrilerini kapsayıp kapsamadığı kontrol edilmiştir.

Ağırlık fonksiyonu seçimi yapılırken referans takibi ya da bozucu etkilerin bastırılması seçeneklerinden biri üzerine yoğunlaşılabilir. Yüksek hızlı İHA, dalış manevralarında yüksek hızlara ulaşma amacı güttüğünden elevatörün eforundan ziyade referans takibi olan hız verisini yakalaması daha önemlidir. Ağırlık fonksiyonlarının belirlenmesi için Şekil 5. 18'de verilen durum için değerlendirme yapılır.



Şekil 5. 18. Ağırlık fonksiyonu parametre tanımları

Şekilde;

- A kalıcı durum hatası (*ing.* steady-state erro)
- ω_B en düşük bant genişliği
- M en yüksek duyarlılık kazancı

olarak ifade edilmiştir. Bu kriterler altında ağırlık fonksiyonu seçimi için genel olarak aşağıdaki denklem kullanılmıştır.

$$W(s) = \frac{s}{\frac{s}{M} + \omega_B} \quad (5.32)$$

5.11.4. Model Belirsizliğinin Tanımlanması

Fiziksel sistemler genellikle durağan değildir ve ortam koşullarına ve zamana bağlı olarak şekillenir. Kontrolcülerin farklı ortamlarda çalışması istenen sistemler tasarlanırken bu durum dikkate alınmalıdır. Dayanıklı kontrol yönteminin en büyük avantajı, sistem üzerinde meydana gelebilecek olası değişiklikler altında istenilen performansı sağlamasıdır. Dayanıklı kontrolcü tasarlanırken kullanılan model, sistem bileşenlerinde veya doğrudan sistem genelinde oluşabilecek nominal değerden sapmaları tanımlar. Bu bağlamda yüksek hızlı İHA'da model belirsizliğini oluşturan iki temel belirlenmiştir:

- Aerodinamik veri tabanı elde edilirken yapılmış hatalar,
- 6SER hareket denklemleri çözülürken biriken sapmalar.

Düzlemsel yönde tasarlanan dayanıklı H_∞ kontrolcüsü için düzlemsel uçuş dinamiklerini öncelikli olarak etkileyen parametreler model belirsizliği olarak tanımlanabilir. Sistemin aerodinamik katsayılarındaki değişimi göz önüne alındığında statik düzlemsel türevi (Cm_α) ve düzlemsel sönümleme türevi (Cm_q) en kritik katsayıların başında gelir. Bu nedenle, model belirsizliği tanımlanırken söz konusu bu türevlerin %15 artı eksi yönde değiştiği kabulü yapılmıştır. Ayrıca hareket denklemlerinin çözümünde kullanılan ode1 ve RungaKutta ode4 yöntemleri arasındaki fark %1 olarak öngörülmüştür. Söz konusu bu değişimler için aşağıda verilen genel transfer fonksiyonu uygulanmıştır.

$$P_m^{\#} = \frac{K_m^{\#}}{s(T_m^{\#} * s + 1)} \quad (5.33)$$

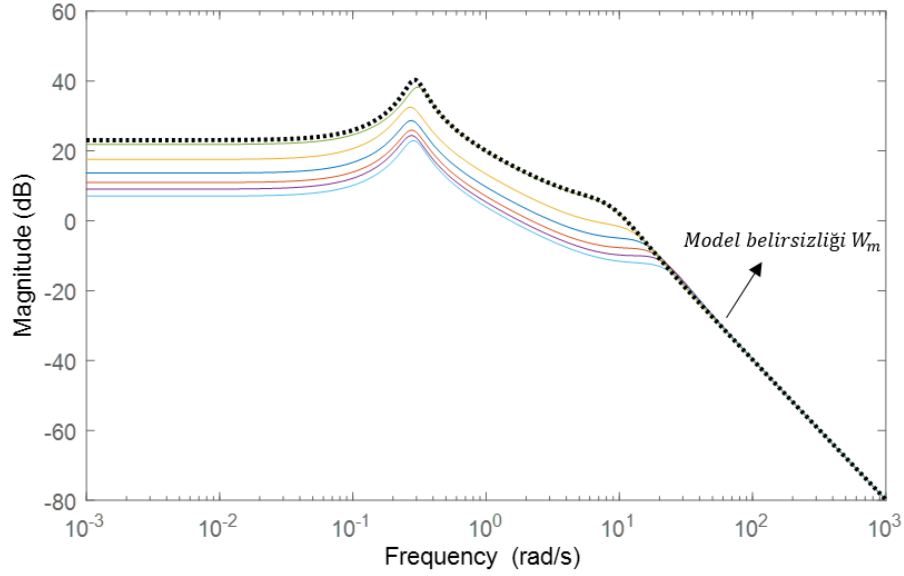
Burada K_m ve T_m sırası ile aerodinamik veri tabanı elde edilirken yapılmış hataları ve 6SER hareket denklemleri çözülürken biriken sapmaları ifade etmektedir. Nominal modele çarpımsal belirsizlik eklendiğinde aşağıdaki durum oluşur.

$$\{(1 + \Delta W_m)P : \|\Delta\|_\infty \leq 1\} \quad (5.34)$$

Bu denklemde model belirsizliği yalnız bırakılırsa aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\left| \frac{P_m^\#(j\omega)}{P_m(j\omega)} - 1 \right| \leq |W_m(j\omega)| \quad (5.35)$$

Söz konusu parametreler belirli aralıkla değiştirilip her bir uçuş koşulu için hesaplanan değerler grafik olarak çizdirilmiştir (Şekil 5. 19). W_m fonksiyonunun Bode diyagramı ile parametre değişimlerine göre belirlenen $\left| \frac{P_m^\#(j\omega)}{P_m(j\omega)} - 1 \right|$ ifadesi aynı grafik üzerinde çizdirilerek gösterilmiştir. W_m , parametre değişimlerinden kaynaklanan belirsizliklerin tamamını kapsayacak şekilde (Bode eğrilerinin en üstünde olanı) seçilmiştir.



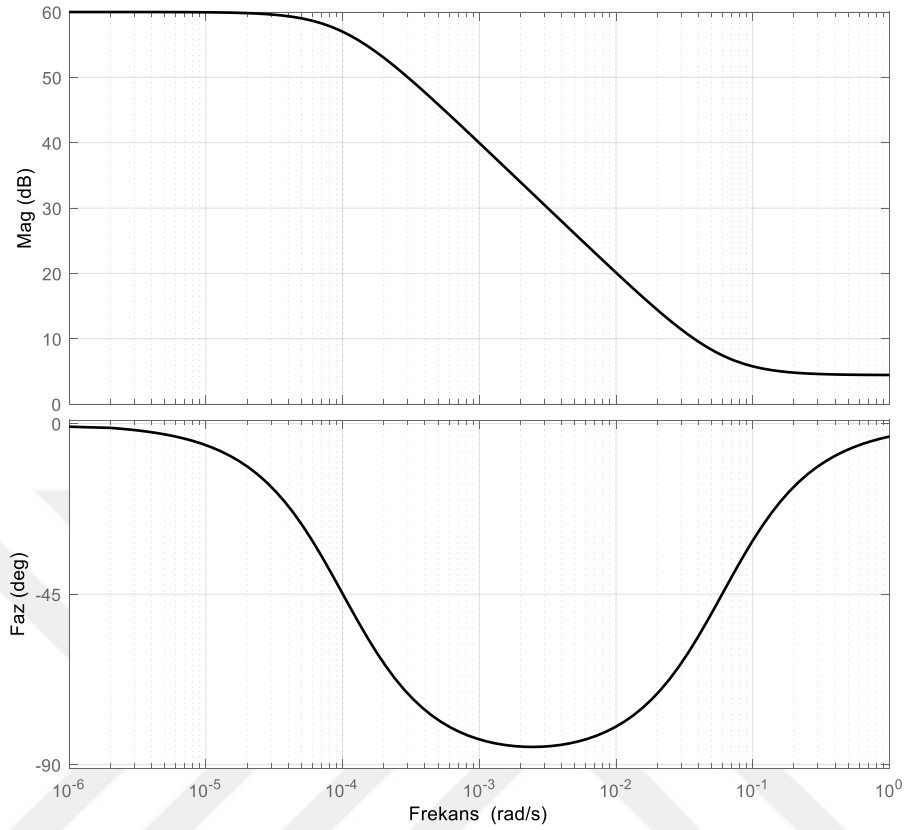
Şekil 5. 19. Model belirsizliği için Bode diyagramları

5.11.5. Kontrolcü Çıkış İşareti İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (W_u)

Kontrolcü çıkış ağırlık fonksiyonu eyleyici limitlerini tanımlamak için belirlenmiştir. Bu blok sayesinde moment çıkışları kontrol edilerek servo motorların çok akım çekmesi engellenir. Eyleyicinin düşük frekanslarda daha çok moment üretmesi istenirken yüksek frekanslarda eyleyici performansının düşeceği ve aşırı kontrolden kaynaklanan titreşimlerin engellenmesi için 1.5 akım uygulanmasına izin verilmiştir.

$$W_u = \frac{1.667s + 1}{s + 1e - 4} \quad (5.36)$$

Bu ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı Şekil 5. 20’de çizdirilmiştir.

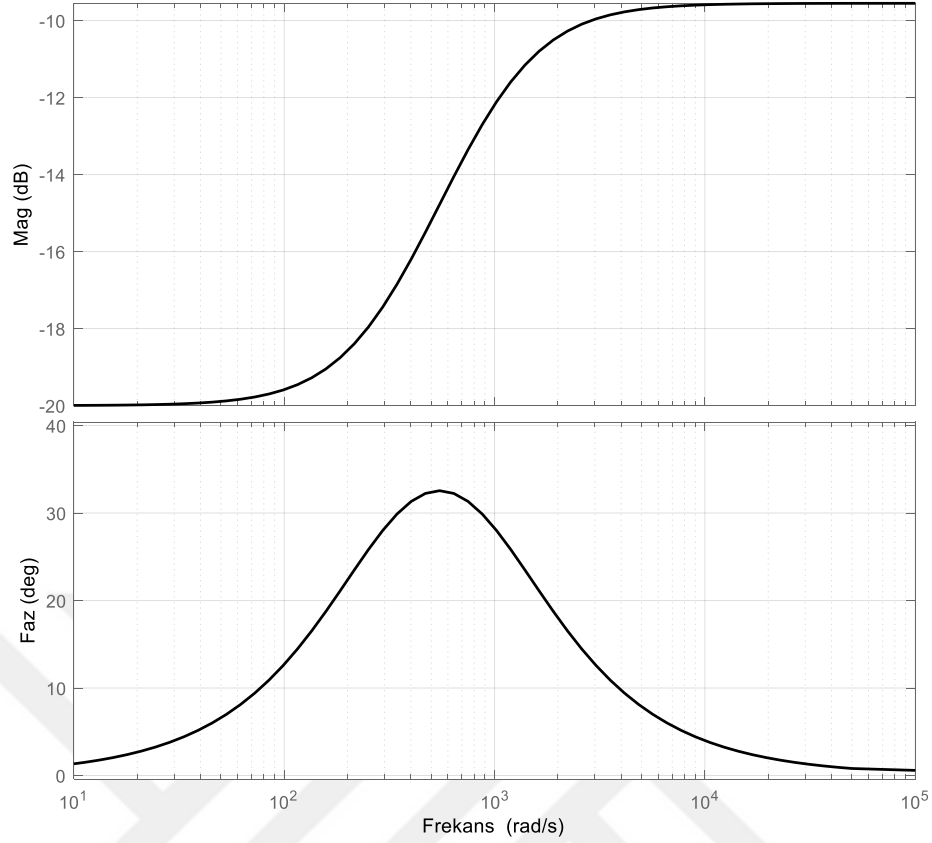


Şekil 5. 20. Kontrolcü çıkışı ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı

5.11.6. Hata İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (W_e)

Yüksek hızlı İHA seyir ve dalış manevralarında yüksek hızlara çıkan bir sistem olduğundan düşük frekanslarda yüksek genlikli, yüksek frekanslarda düşük genlikli olacak şekilde çalışması istenmiştir. Özellikle düzlemsel yöndeki kararlılığı ve ani değişimleri düşük hata paylı olması beklenmiştir. Bu sebeple hata için ağırlık fonksiyonu Denklem 5.36’daki gibi belirlenmiştir. Elde edilen hata sinyali ceza fonksiyonunun Bode diyagramı Şekil 5. 21’de verilmiştir.

$$W_e = \frac{0.333s + 100}{s + 1000} \quad (5.36)$$



Şekil 5. 21. Hata ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı

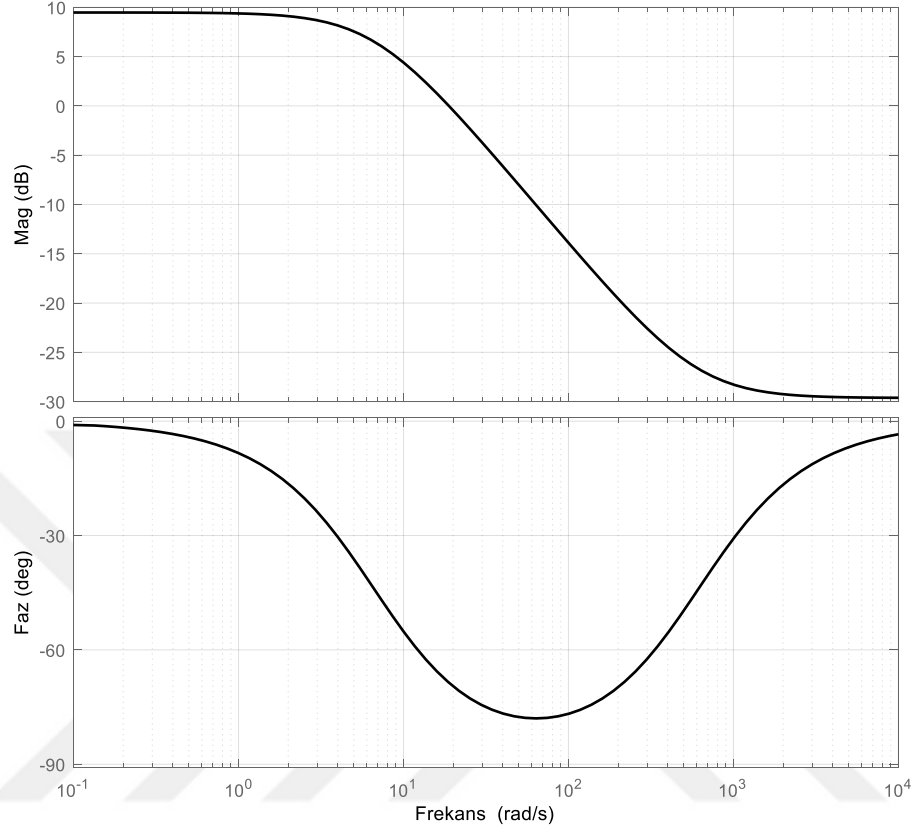
5.11.7. Bozucu Etken İçin Ağırlık Fonksiyonu Seçimi (W_b)

Yüksek hızlı İHA üzerine gelen aerodinamik kuvvet ve momentler uçuş boyunca değişmektedir. Özellikle ani ters yönden esen rüzgar hücum açısında ani değişimler ile birlikte aerodinamik yükleri değiştirmektedir. Dolayısıyla blok girişine bozucu moment değerleri verilmiştir. Bozucu momentler İHA üzerindeki hücum açısı ve yana kayma açısını anlık olarak değiştirebileceği için kontrol yüzeyleri de bu değişikliklere maruz kalır. Blok girişine motor voltaj değeri çıkış olarak da ilgili uçuş düzlemindeki kontrol yüzeyi sapma açısı kullanılarak W_b belirlenmiştir.

En yüksek ters rüzgâr değeri 9 m/s olarak belirlenmiş ve böyle bir durumda İHA'nın görebileceği maksimum hücum açısı 15° olarak tahmin edilmiştir. Buna göre W_b düşük geçirgen bir transfer fonksiyonu yapısında tanımlanmıştır.

$$W_b = \frac{0.033s + 20}{s + 6.72} \quad (5.36)$$

Elde edilen hata sinyali ceza fonksiyonunun Bode diyagramı Şekil 5. 22’de verilmiştir.



Şekil 5. 22. Bozucu etken ağırlık fonksiyonu için Bode diyagramı

5.11.8. H_∞ Kontrolcü Tasarımı

Dayanıklı H_∞ tasarımın temel amacı, sistem için bir kontrolcü bulmaktır, böylece kapalı çevrim sistem dayanıklı (*ing. robust*) olacaktır. Kontrolcünün amacı ve yöntemi daha önce açıklandığı gibi gerekli ve yeterli şartları sağlayan K değerinin bulunmasıdır.

H_∞ dayanıklı teoremine göre eğer aşağıda verilen üç koşul sağlanıyorsa, bir kontrolcü bulunabilir, öyle ki $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$ (Denklem 5.27).

- i. Verilen denklem için $X_\infty > 0$ mevcuttur.

$$X_\infty A + A^* X_\infty + X_\infty \left(\frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^* - B_2 B_2^* \right) X_\infty + C_1 C_1^* = 0$$

- ii. Verilen denklem için $Y_\infty > 0$ mevcuttur

$$Y_\infty A + A^* Y_\infty + Y_\infty \left(\frac{1}{\gamma^2} C_1 C_1^* - C_2 C_2^* \right) Y_\infty + B_1 B_1^* = 0$$

$$\text{iii. } \rho(X_\infty, Y_\infty) < \gamma^2$$

Bu koşullar sağlandığında H_∞ kontrolcüsü için K değeri aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$K(s) = \begin{bmatrix} A_\infty & -Z_\infty L_\infty \\ F_\infty & 0 \end{bmatrix} \quad (5.37)$$

Burada;

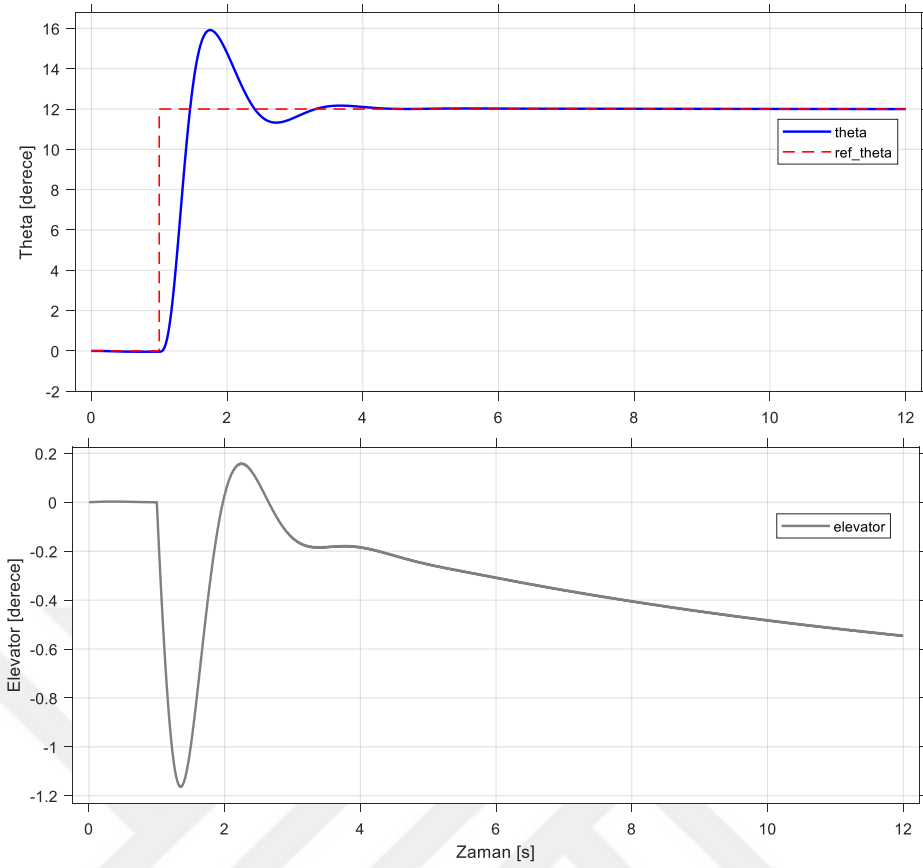
- $A_\infty = A + \left(\frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^*\right) X_\infty + B_2 F_\infty + Z_\infty L_\infty C_2$
- $F_\infty = -B_2^* X_\infty$
- $L_\infty = -C_2^* Y_\infty$

olarak alınmıştır. Teorem sonuçlarının türetilmesi için aşağıdaki varsayımlar yapılmalıdır.

- 1) (A, B_2) dengelenebilir
- 2) (A, C_2) gözlenebilir
- 3) $D_{12}^* [C_1 \ D_{12}] = [0 \ I]$
- 4) $\begin{bmatrix} B_1 \\ D_{12} \end{bmatrix} D_{21}^* = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}$

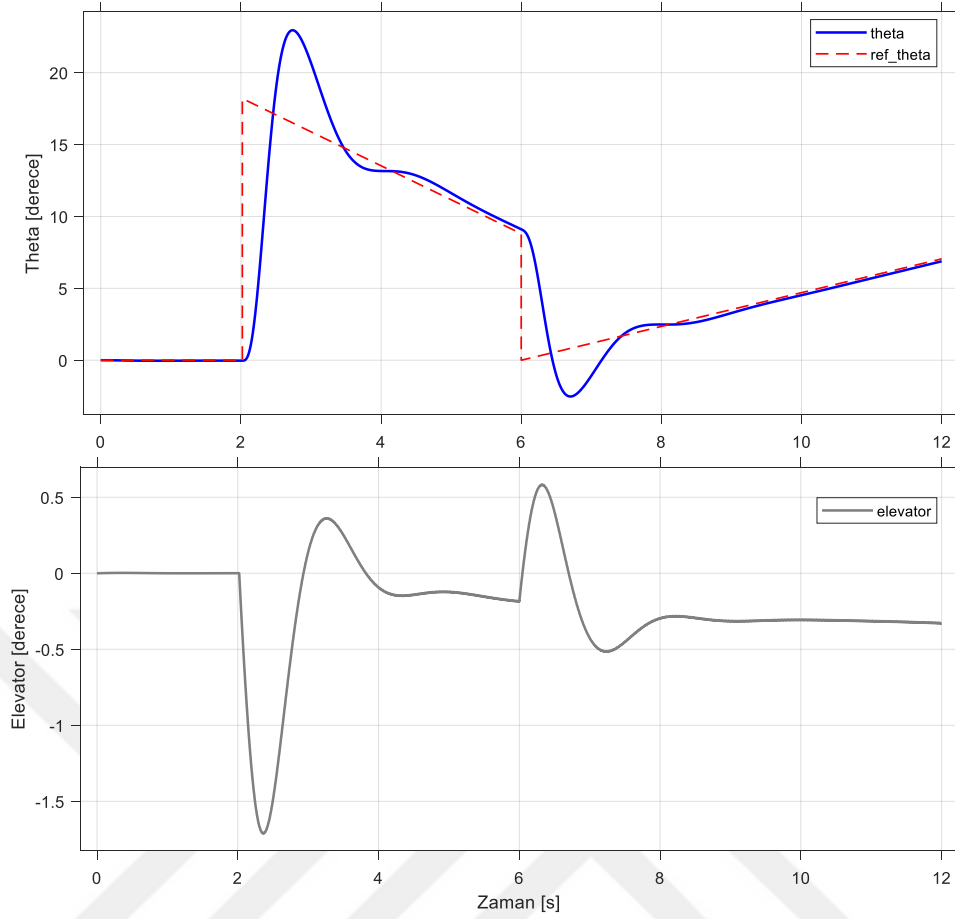
H_∞ kontrolcüsünün detaylı matematiksel açıklamaları ve genel çözümü [73] ve [74] çalışmalarında yer almaktadır.

Yüksek hızlı İHA'nın yunuslama açısı için söz konusu model belirsizlikleri, rüzgâr bozuntuları, sensör gürültüleri ve diğer girdiler için dayanıklı H_∞ kontrolcüsü farklı uçuş parametreleri için tasarlanmıştır. Özellikle yönlenim açılarının kontrolünde başarılı olan kontrolcü daha sonra geliştirilecek otopilotta kullanılacaktır. Yunuslama açısı için geliştirilen dayanıklı kontrolcünün sistem cevabı ve bu cevap için elevatorun eforu Şekil 5. 23'de verilmiştir.



Şekil 5. 23. Yunuslama açısı için H_{∞} kontrolcü cevabı ve elevator eforu

Kontrolcü yaklaşık 1.3 saniyede cevaba oturmayı başarmış ve kararlı bir şekilde referans değeri takip etmiştir. Elevator sapma değeri 12° 'lik referans yunuslama açısı için -3.2° 'de sabit kalmıştır. Referans için aşma %25'nin altında olmuş ve kontrolcünden beklenen isterler karşılanmıştır. Ayrıca agresif bir manevra referans takibi için H_{∞} kontrolcüsünün cevabı Şekil 5. 24'de sunulmuştur. Kontrolcü ani ve agresif isterleri çok başarılı bir şekilde kısa sürede takip etmeyi başarmıştır. Kontrolcün eksik sayılabileceği kısmı, aşma değerlerinin diğer kontrolcülere göre daha fazla olmasıdır. Bu durum tasarlanan İHA'nın uçuş dinamikleri ile de alakalı olup yüksek manevra yeteneği ile servo mekanizmasının hızlı tepki süresinin bir sonucudur.



Şekil 5. 24. Yüksek manevra için H_∞ kontrolcü cevabı ve elevator eforu

5.12 Kontrolcülerin Karşılaştırılması

Yüksek hızlı İHA için geliştirilen üç farklı kontrolcü karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak;

- PID kontrolcü her şart altında ve her uçuş parametresi için en doğru ve hızlı cevabı veren kontrolcü olmuştur.
- LQR kontrolcü hiçbir uçuş parametresi için aşma yapmamış fakat oturma süresi diğer kontrolcülere göre yaklaşık olarak iki kat daha yavaş olmuştur.
- H_∞ dayanklı kontrolcüsü sistem takip hızı ve kontrol yüzeyi eforu arasında seçim imkânı sağlaması ve sistemdeki tüm belirsizlikleri yenebilme kabiliyeti sebebi ile referans takibine belirli bir aşma ile cevap verse dahi oldukça başarılı olmuştur.

Bundan sonraki bölümde yüksek hızlı İHA için birden fazla kontrolcünün aynı anda çalıştığı ve belirlenmiş koordinatlar dizisinin takibi istendiği bir otopilot tasarımı

yapılacaktır. LQR kontrolcü sisteme referans cevap hızı bakımından ayak uyduramadığı için kullanılmamıştır.



6. OTOPILOT TASARIMI

Otopilot, İHA'nın planlandığı şekilde uçuşmasını sağlayan ve sorumlu kontrol istasyonu tarafından sağlıklı çalışıp çalışmadığının sürekli izlendiği bir sistemdir. Uçuş planını takip edebilen bu sistem, hız ve irtifanın yanı sıra İHA'nın burnunun baktığı yeri (*ing. heading*) de kontrol edebilir. Otopilot birden çok İHA uçuş parametresini kontrol eden kontrolcüler toplamından oluşur. Bu çalışmada yüksek hızlı İHA'nın hızlarının ve konumlarının PID kontrolcü ile, yönlenim açılarının ise H_∞ kontrolcü ile kontrol edildiği ve aynı zamanda belirtilen noktalara gitme ve takip etme güdüm algoritmasının içinde bulunduğu bir “otopilot” tasarımı geliştirilmiştir.

6.1 Otopilot için PID ve H_∞ Kontrolcüler

Yüksek hızlı İHA için tasarlanan otopilot “Sequential quadratic programming algorithm” optimizasyon seçeneği tekniği ile geliştirilmiştir. Otopilot için aşağıda verilen uçuş parametrelerin PID ve H_∞ kontrolcüler ile kontrolü aynı anda sağlanarak İHA'nın güdüm algoritması ile belirli koordinatları takip etmesi istenmiştir.

- İHA'nın üç yöndeki hız vektörü (u,v,w)
- İHA'nın üç yöndeki pozisyonu (x,y,z)
- İHA'nın üç yöndeki açısal hızları (p,q,r)
- İHA'nın baş açısı (*heading*)
- İHA'nın yuvarlanma açısı (*roll*)
- İHA'nın yunuslama açısı (*pitch*)

Lineer olmayan İHA hareketine bağlı 12 adet uçuş parametrelerinin farklı kontrolcüler ile eşzamanlı kontrol edilmesiyle otopilot tasarımı gerçekleştirilmiştir. Otopilot ayrıca İHA'nın uçuşunun anlık olarak incelenmesine olanak sağlayan, birbirlerine bağlı (*ing. couple*) parametrelerin etkilerini aynı anda kontrol eden ve İHA'nın belirtilen uçuş noktalarına gidip gitmediğinin takibini yapan detaylı bir uçuş benzetim ortamını sunmaktadır. Otopilotta hız ve pozisyon kontrollerinden PID, açısal hız ve yönlenim (ψ, θ, ϕ) kontrollerinden H_∞ sorumlu tutulmuştur. Ayrıca, otopilot algoritması değişen rüzgar hızları altında İHA'nın gaz ayarını yönetme yeteneğine sahiptir.

6.1.1. Otopilot Algoritması

Bir sistem için hareket denklemleri karmaşık hale geldiğinde, genellikle matematiksel karmaşıklığı önemli ölçüde azaltan ancak sistemin temel davranışını hala yakalayan tasarım modelleri geliştirmek gereklidir. Daha önceki bölümlerde geliştirilen 6SER hareket denklemleri modeli, tasarlanan kontrolcüler ve bahsi geçen sensörler tamamen değerlendirildiğinde ortaya çıkan model son derece karmaşıktır. Bu bölümde, kapalı çevrim İHA sisteminin performansını yaklaşık olarak yakalayan ve İHA için daha yüksek seviyeli otopilot ve güdüm stratejilerinin tasarımı için uygun olan “azaltılmış-seviyeli tasarım modeli” geliştirilmiştir. Bu tez çalışmasında güdümden kasıt, İHA için belirlenmiş koordinatları takip etme komutlarını üreten ve hareket denklemlerine dahil edilen bir algoritmadır.

6.1.2. Güdüm Algoritmasının Kinematik Modeli

Azaltılmış-seviyeli güdüm modeli türetirken yapılan temel basitleştirme, kuvvet ve moment dengesi hareket denklemlerini ortadan kaldırmaktır. Böylece, İHA üzerinde etkili olan karmaşık aerodinamik kuvvetlerin hesaplanma ihtiyacı ortadan kalkar [79]. Bu genel denklemler, koordineli bir dönüşün belirli uçuş koşulları için türetilmiş daha basit kinematik denklemlerle değiştirilir.

İHA'nın ataletsel (*ing.* inertial) koordinat sistemi ile olan hız vektörü, iz açısı (*ing.* track angle, χ) ve uçuş yörünge açısı (*ing.* flight path angle, γ) terimleri kullanılarak şu şekilde ifade edilebilir:

$$V_g^i = V_g \begin{bmatrix} \cos\chi\cos\gamma \\ \sin\chi\cos\gamma \\ -\sin\gamma \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

V_g yer hızı olarak kullanılmaktadır. Dolayısıyla kinematik şu şekilde verilebilir:

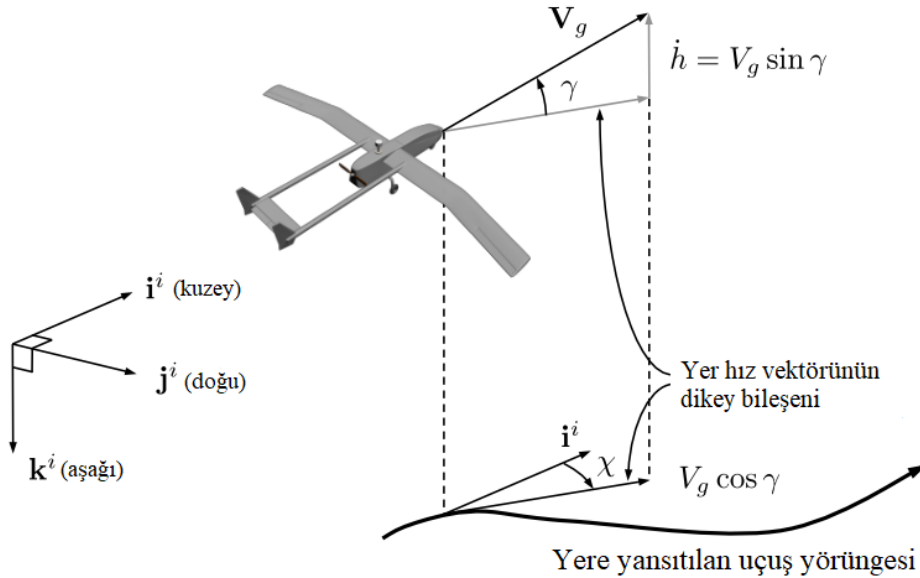
$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = V_g \begin{bmatrix} \cos\chi\cos\gamma \\ \sin\chi\cos\gamma \\ \sin\gamma \end{bmatrix} \quad (6.2)$$

Burada p_n, p_e ve h İHA'nın sırasıyla kuzey, doğu ve yükseklik (irtifa) konumlarını ifade etmektedir. Bu çalışmada nokta takibi sırasında İHA'nın baş verme açısı (*ing. heading*) ve kendi hızı kontrol edildiğinden Denklem 6.2 rüzgar bileşenlerinin (w_x, w_y, w_z) de eklenmesi ile şu şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\gamma_a \\ \sin\psi \cos\gamma_a \\ \sin\gamma_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ -w_z \end{bmatrix} \quad (6.3)$$

İHA'nın nokta takibi boyunca aynı irtifada ilerlediği ve aşağı yönlü rüzgar bileşeni olmadığı kabulü yapılmıştır ve Denklem 6.3 basitleştirilerek şu şekilde yazılmıştır:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{h} \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} \cos\psi \\ \sin\psi \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6.4)$$



Şekil 6. 1. Güdüm algoritması için bazı uçuş parametreleri

6.1.3. Koordineli Dönüş Manevrası

İHA'nın baş verme açısı (*ing. heading*, ψ), dikey yöndeki açısal hız, yatay yöndeki açısal hız, yunuslama açısı ve yuvarlanma açısı durumlarına bağlıdır. Her biri, birer

normal diferansiyel denklem tarafından yönetilir. Fiziksel olarak, baş verme hızı İHA'nın yuvarlanması ile ilişkilidir. Koordineli dönüş manevrası koşulu bu ilişkiyi sağlar. Koordineli dönüş sırasında, İHA'nın gövde-eksen takımında yan yönde bir ivme olmaz ve İHA yan kayma yapmadan (*ing. skid*) dönüşünü gerçekleştirir. Koordineli dönüşün varsayımı, baş verme hızı ile bank açısı arasında bir ilişki geliştirilmesine olanak sağlar [23]. Koordineli dönüş sırasında, bank açısı ϕ , İHA üzerinde net bir yan kuvvet olmaması için ayarlanır. Şekil 6. 2'de koordineli dönüş manevrası için serbest cisim diyagramında gösterildiği gibi, İHA üzerine etki eden santrifüj kuvveti, kaldırma kuvvetinin yatay bileşenine eşittir ve zıt yönlüdür. Yatay yönde kuvvetlerin toplamı şöyle ifade edilir:

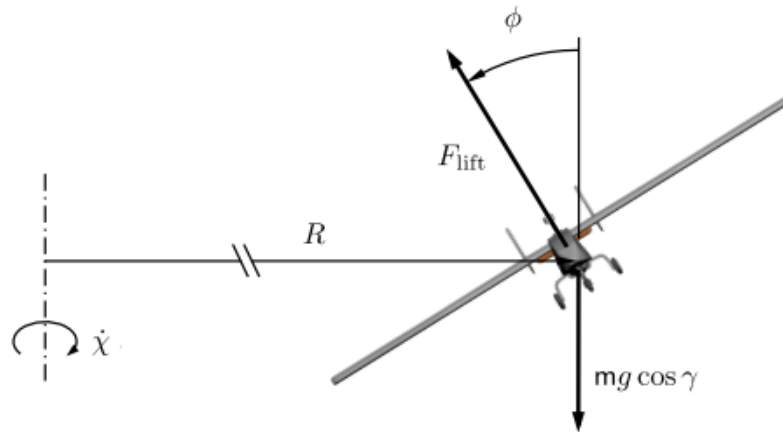
$$F_{taşıma} \sin \phi = m \frac{v^2}{R} \quad (6.5)$$

$$F_{taşıma} \cos \phi = mg \cos \gamma \quad (6.6)$$

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_g} \tan \phi \quad (6.7)$$

Dönüş çapı denkleme girildiğinde ve yana kayma açısı ve hız bileşenlerinin olmadığı durumda koordineli dönüş için aşağıdaki daha genel kullanılan denklem yazılabilir:

$$\psi = \frac{g}{V} \tan \phi \quad (6.8)$$



Şekil 6. 2. Koordineli dönüş manevrası

6.1.4. Kinematik GÜDÜM Modeli

Rüzgârı doğru şekilde modellemek kinematik bir model kullanılarak zor olduğundan hız vektörü, hava hızı, baş verme ve hava kütlesi referanslı uçuş yörüngesi açısı terimleri açısından ifade edilebilir (Denklem 6.3). İHA'ların güdüm algoritmalarında genellikle hız, baş verme açısı (heading) ve yörünge açısı kontrolleri gerçekleştirilir. Dolayısıyla Denklem 6.2'yi kullanmak daha mantıklı ve güvenlidir.

Geliştirilen güdüm algoritmasında otopilot doğrudan İHA'nın hızını, baş verme açısını (heading), yuvarlanma açısını (roll) ve irtifasını kontrol etmektedir. Bu durum ile alakalı yanal hareket denklemleri şöyledir:

$$\begin{aligned}
 \dot{p}_n &= V \cos \psi + w_x \\
 \dot{p}_e &= V \sin \psi + w_y \\
 \dot{\chi} &= \frac{g}{V_g} \tan \phi \\
 \ddot{h} &= b_h(\dot{h}^c - \dot{h}) + b_h(h^c - h) \\
 \dot{V} &= b_V(V^c - V) \\
 \dot{\phi} &= b_\phi(\phi^c - \phi)
 \end{aligned} \tag{6.9}$$

Burada b_V ve b_ϕ otopilot ve kontrolcü tasarımlarına bağlı pozitif sabitleri ifade eder. Bu ifadeler genelde hız-tutucu ve yuvarlanma-tutucu olarak birinci derece modeller olarak temsil edilir. Ayrıca h^c güdüm algoritması tarafından komut verilmiş irtifayı, V^c komut verilmiş İHA hızını ve ϕ^c ise komut verilmiş yuvarlanma açısını temsil etmektedir.

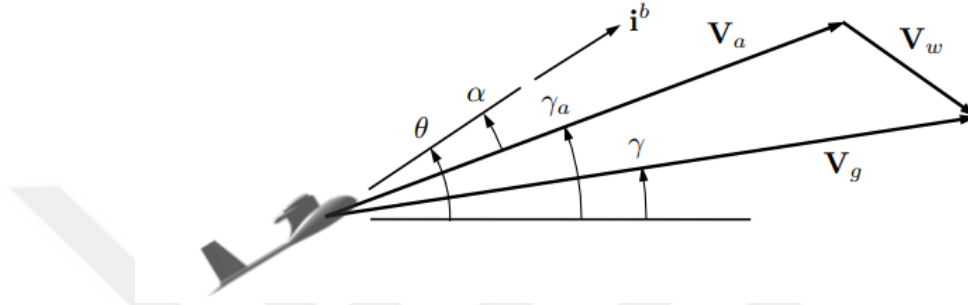
Düzlemsel hareket için, irtifa genellikle uçuş yörüngesi açısı üzerinden dolaylı olarak kontrol edilir. Bu durumda, şu güdüm modeli kullanılmıştır:

$$\begin{aligned}
 \dot{p}_n &= V \cos \psi \cos \gamma_a + w_x \\
 \dot{p}_e &= V \sin \psi \cos \gamma_a + w_y \\
 \dot{h} &= V \sin \gamma_a - w_z \\
 \dot{\chi} &= \frac{g}{V_g} \tan \phi \\
 \dot{\gamma} &= b_\gamma(\gamma^c - \gamma)
 \end{aligned} \tag{6.10}$$

$$\dot{V} = b_V(V^c - V)$$

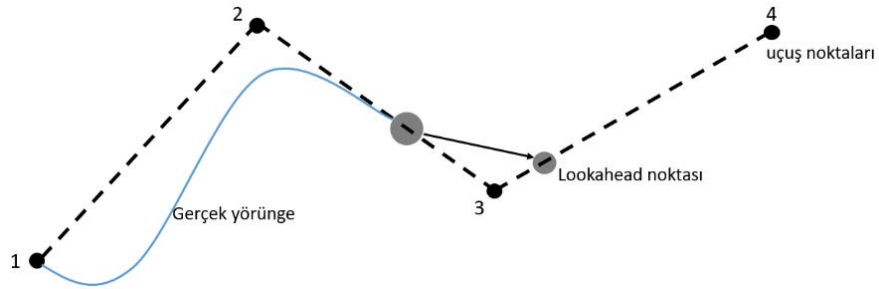
$$\dot{\phi} = b_\phi(\phi^c - \phi)$$

Burada b_γ otopilot ve kontrolcü tasarımlarına bağlı pozitif bir sabiti, γ^c ise komut verilmiş yörünge uçuş açısını ifade eder. Not olarak γ rüzgar varken yörünge uçuş açısını γ_a ise rüzgar yokken yörünge uçuş açısını göstermektedir Şekil 6. 3.



Şekil 6. 3. Yörünge açıları

Yüksek hızlı İHA Şekil 6. 4'te verilen 1-2-3-4 gibi noktaları yüksek hızı sebebi ile keskin olarak takip edemez. Noktalara varmadan güdüm algoritması devreye girer, İHA manevraya başlar, lineer hızlar ile baş verme açısının kontrolü gerçekleştirilir ve noktaya vardiktan sonra manevra tamamlanır. Güdüm algoritması, bir nokta görevi tamamladıktan sonra diğer nokta çizgisi üzerinde bulunan başka bir noktayı “lookahead uzaklığı” ile hesaplar ve yeni uçuş noktasının takibi için uçuş komutlarını hazırlar. Fakat bu noktanın hesabının doğru yapıbilmesi için güdüm algoritması İHA'nın bulunduğu pozisyonu merkez olarak bir çember çizer ve şayet hesapladığı yeni nokta bu çember içerisinde ise İHA'ya o noktaya doğru gitmesi üzere komut verir [75].



Şekil 6. 4. Lookahead noktası ve yörünge takibi

6.2 Otopilot Sonuçları

Yüksek hızlı İHA'nın lineer olmayan hareket denklemlerini ihtiva eden simulasyon ortamında tasarlanan kontrolcüler, bu kontrolcülerin farklı uçuş parametreleri için senkronize çalıştığı otopilot ve geliştirilen güdüm algoritması ile farklı koordinatlarda yer alan altı adet noktanın takibi istenmiştir. İHA'nın bu görev profili için başlangıç koşulları şu şekildedir:

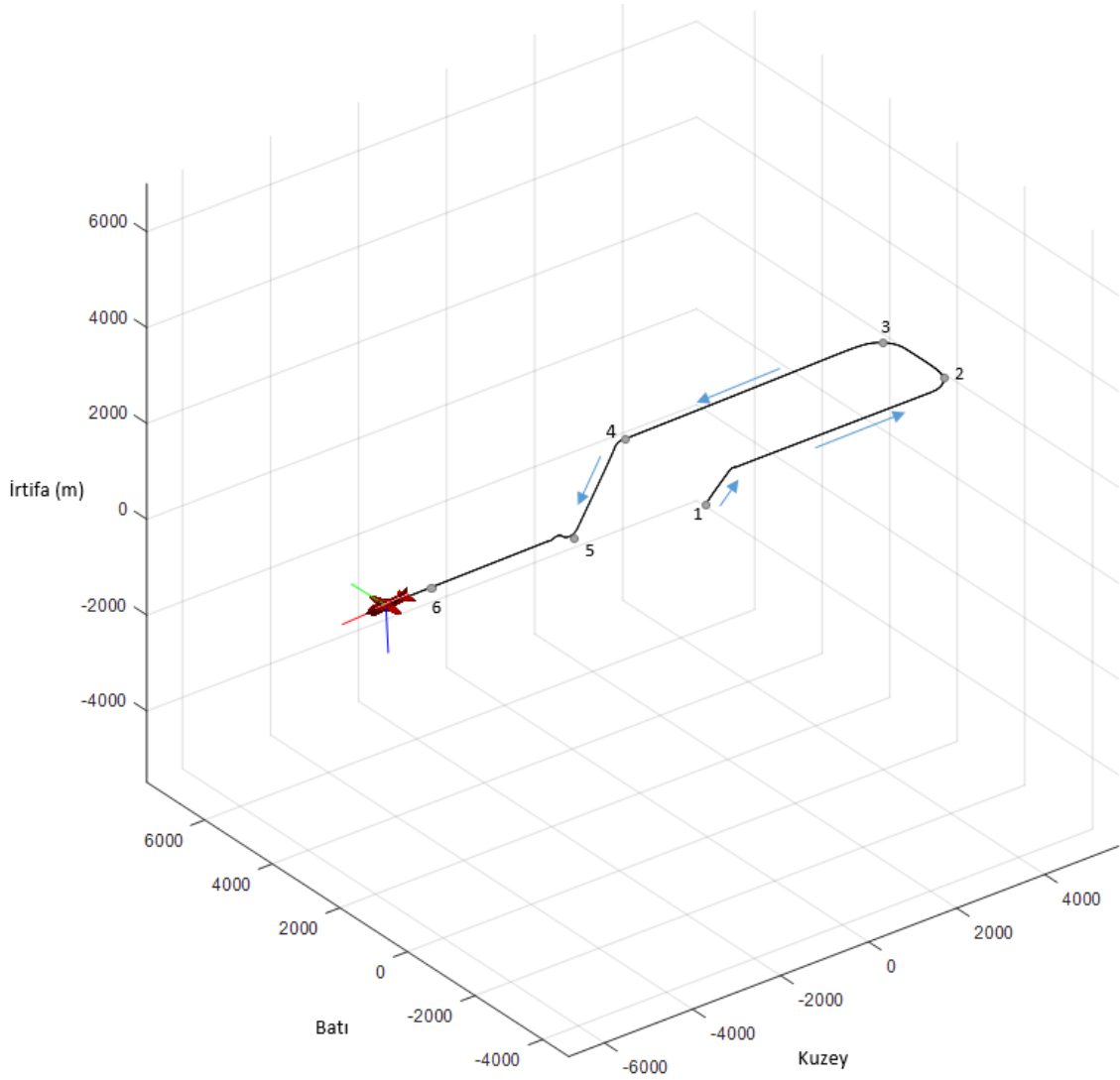
- Denge uçuş hızı = 66 m/s
- Denge uçuş irtifası = 1520 m
- Elevator trim açısı = 5.9°
- Denge hücum açısı = -2.1°

İHA için bu başlangıç koşulları için aşağıda verilen uçuş görevi istenmiştir:

- 1. noktadan başlangıç koşulu ile 500 metre kadar belirli bir hızda tırmanma
- 2000 metreye tırmandıktan sonra sabit hızda 2 noktasına kadar seyir uçuşu
- 2. noktada aynı irtifada yuvarlanma-manevrası (*ing. bank-to-turn*)
- 2 noktasından 3 noktasına aynı irtifada seyir uçuşu
- 3. noktada yuvarlanma manevrası
- 3. noktadan 4. noktaya aynı irtifada seyir uçuşu
- 4. noktada sert dalış manevrası (ful gaz)
- 5. noktada dalış manevrasından kurtarma (500 metre irtifada)
- 5. noktadan 6. noktaya yüksek hızda aynı irtifada seyir uçuşu

Yüksek hızlı İHA belirtilen uçuş görev profilini tüm koordinat noktalarının takibini başarılı bir şekilde gerçekleştirerek tamamlamıştır.

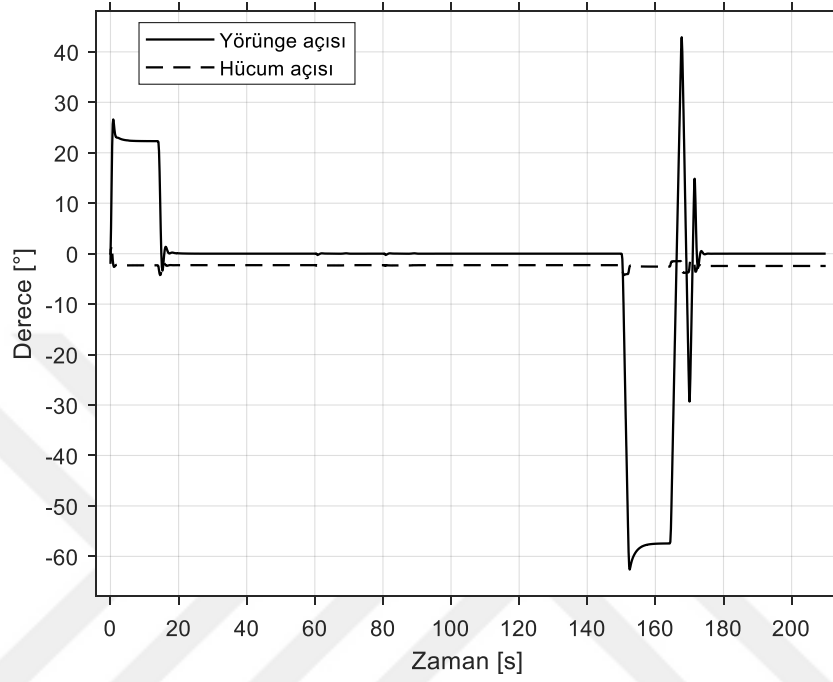
Geliştirilen güdüm ve otopilot algoritması ile İHA istenilen tüm uçuş noktalarına ulaşmıştır. Yuvarlanma-manevrası için gerekli referans başverme açısı geliştirilen bir hesaplama metodu ile elde edilmiştir. İHA'nın tüm uçuşu boyunca yönlenim açıları (*ing. Euler*) dayanaklı H_∞ kontrolcüler ile gerçekleştirmişlerdir. İHA'nın üç yöndeki hızı ve pozisyonu PID kontrolcüler ile sağlanmıştır. İrtifa kontrolü birlikte çalışan PID ve dayanaklı H_∞ kontrolcüler ile sağlanmıştır. Uçuş boyunca İHA'nın yük faktörü, tırmanma hızı, seyir hızı, dönüş oranı gibi uçuş performans parametreleri zamana bağlı olarak irdelenmiştir. Bu uçuş profiline ait yörünge takibi Şekil 6. 5'te sunulmuştur.



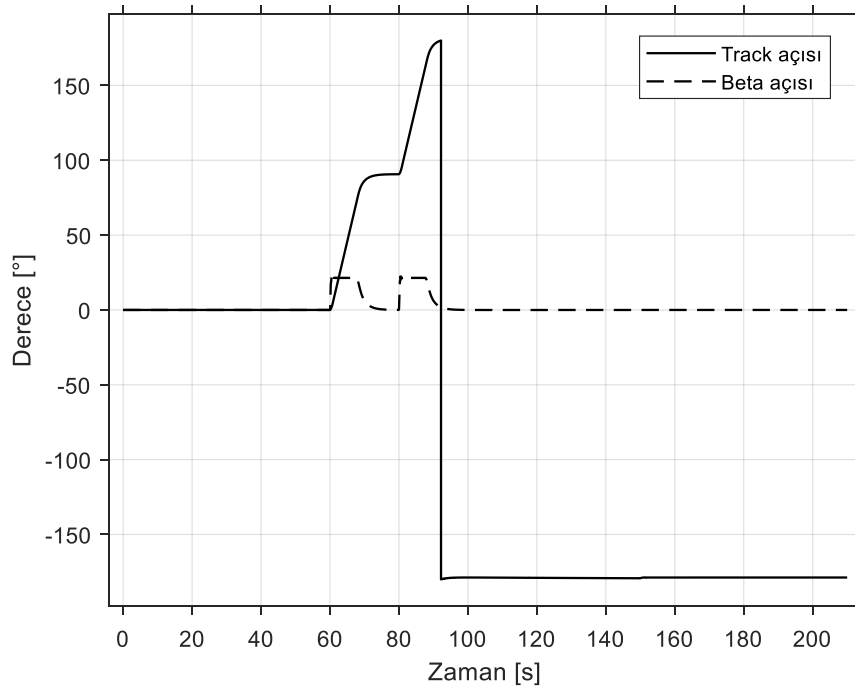
Şekil 6. 5. Yüksek hızlı İHA'nın yörünge takibi ve farklı manevraları

Söz konusu uçuş profilinde İHA, denge uçuş koşulundan (66 m/s ve 1524 m) ortalama 30 m/s tırmanma hızı ile 2000 m irtifaya yükselmiştir. Bu noktada PID hız kontrolcüsü İHA'yı 90 m/s hıza ulaştırarak İHA'nın 2 noktasına kadar seyir uçuşu komutlarını üretmiştir. İHA 2 noktasında aynı hız ile 450 m yarıçaplı yüksek hızlı bir yuvarlanma manevrası gerçekleştirmiştir. 3 noktasına kadar 90 m/s hız ile seyrine devam etmiştir ve 3 noktasında yine aynı hızda dönüş manevrası gerçekleştirmiştir. Bu manevralar için İHA'nın dönüş oranı (ing. turn rate) 0.67 rad/s'dir. 3 noktasından 4 noktasına kadar seyir uçuşu tamamlanmış ve 4 noktasında yüksek hızlı İHA 90 m/s hız ile gaz seviyesini en yüksek seviyeye getirmiş ve 500 m irtifaya dalış manevrası gerçekleştirmiştir. Dalış manevrası sonrası İHA'nın hızı 500 km/s değerine ulaşmış ve PID- H_∞ kontrolcüsü İHA'yı dalış manevrasından belirli osilasyonlar ile kurtarmıştır. Bu kurtarma manevrasında elevator 12° 'ye kadar sapma açısı almıştır. Aynı zamanda

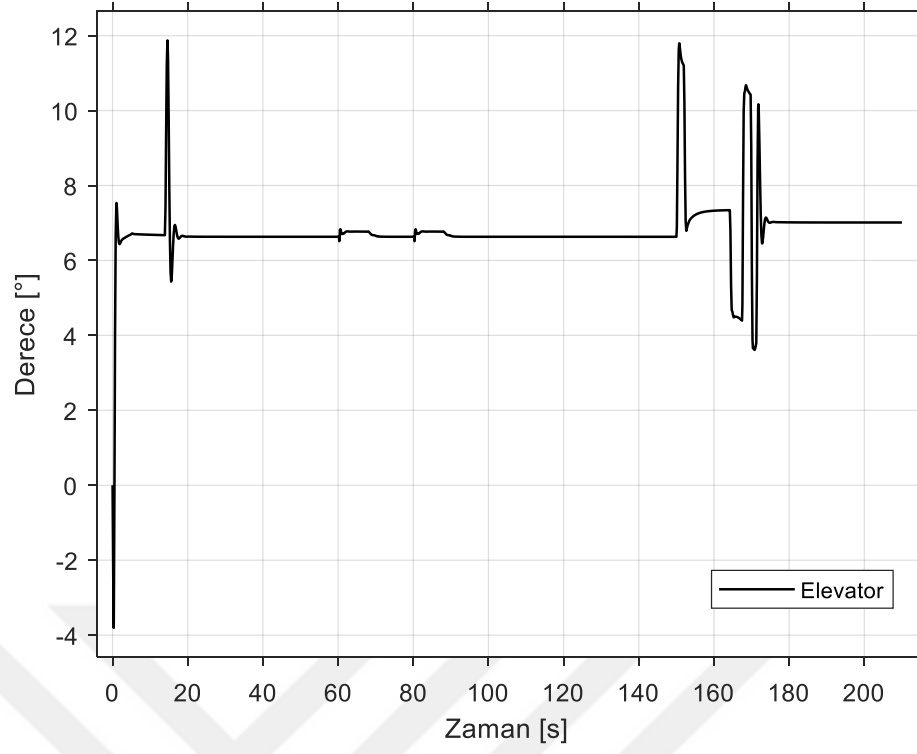
uçuş boyunca en yüksek yük faktörü dalış manevrasında yaklaşık 8-g olarak hesaplanmıştır. Dönüş manevralarında ise İHA en fazla 2-g kadar manevra çekmiştir. 210 saniyelik uçuş boyunca İHA'nın almış olduğu tüm uçuş parametrelerinin zamana bağlı değişimi Şekil 6. 6'da sunulmuştur.



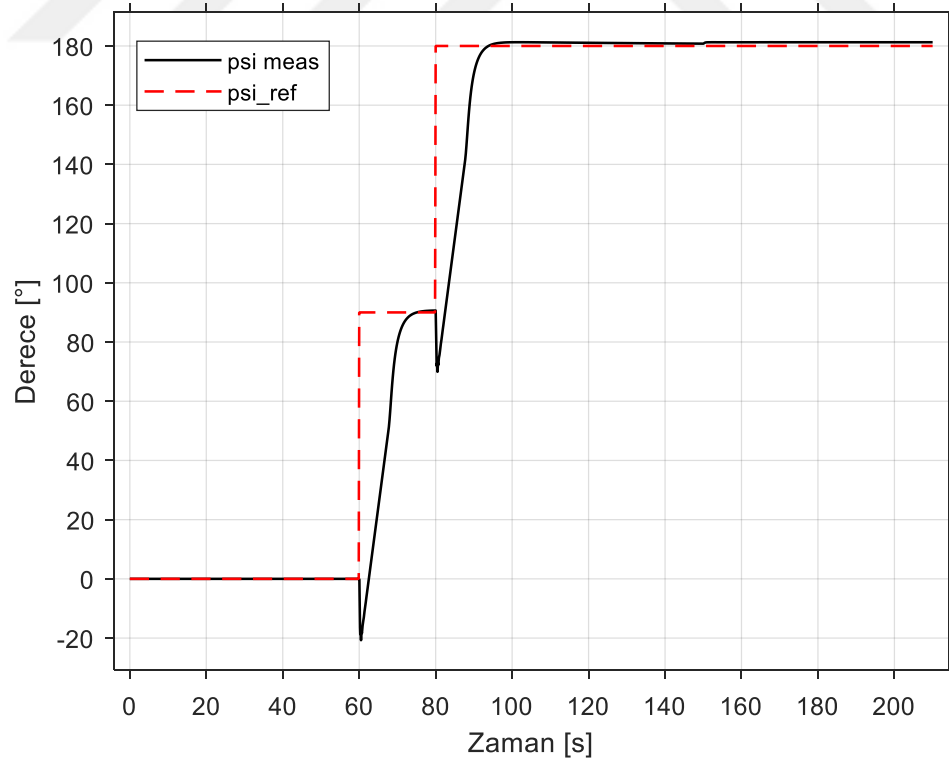
(a) Yörünge açısı ve Hücüm açısı (Theta)



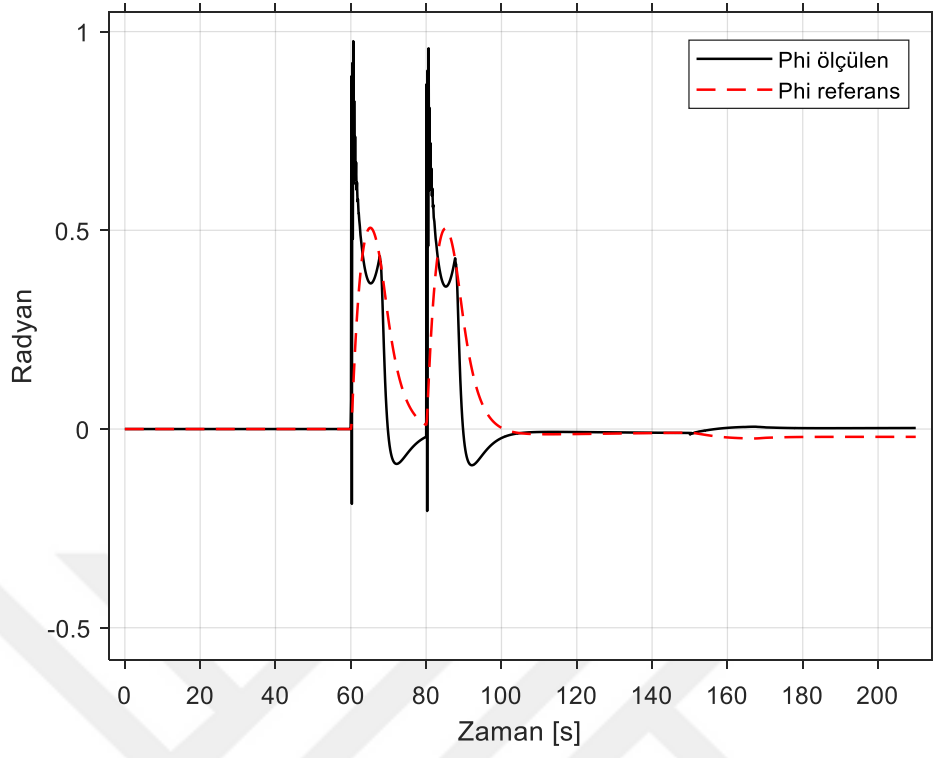
(b) Yanal yörünge açısı (Track) ve yana kayma açısı (Beta)



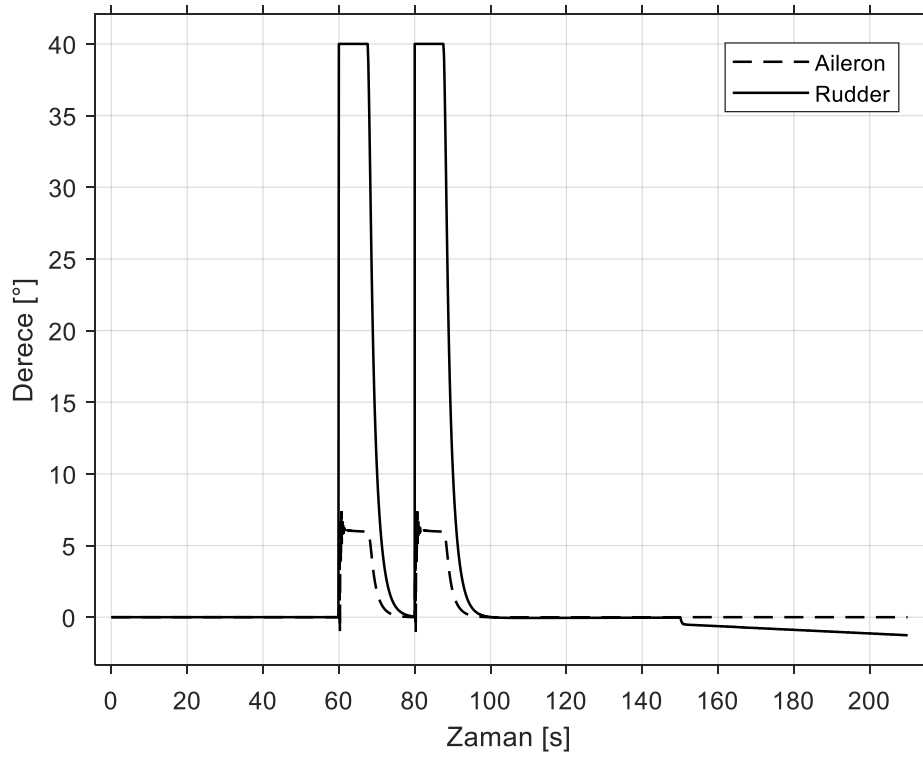
(c) Elevator sapma açısı



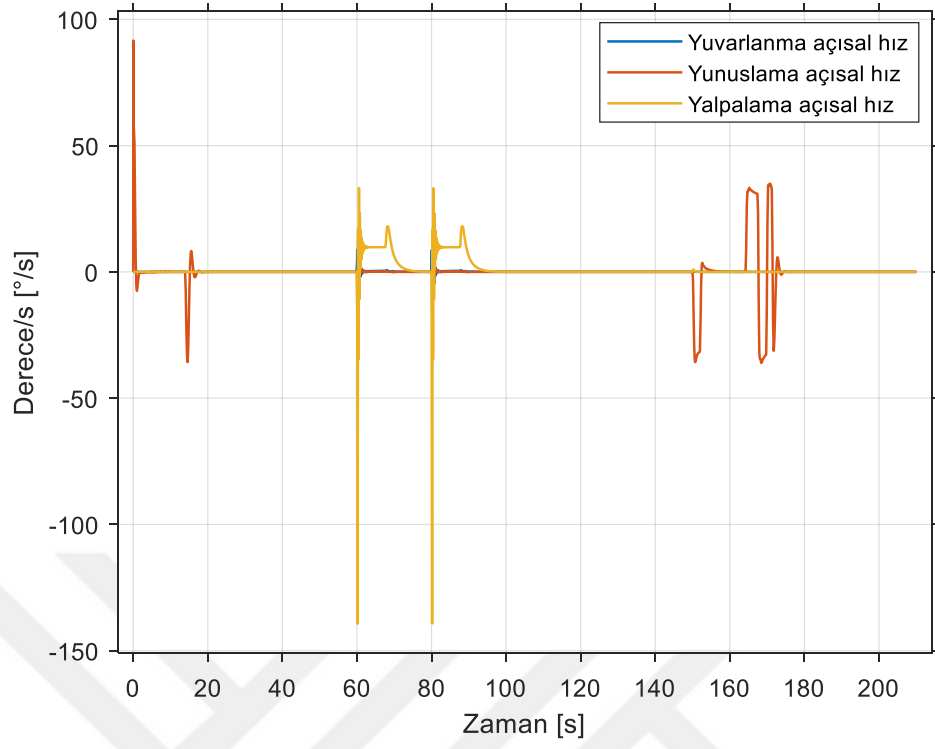
(d) Yanal yönlenim açısı



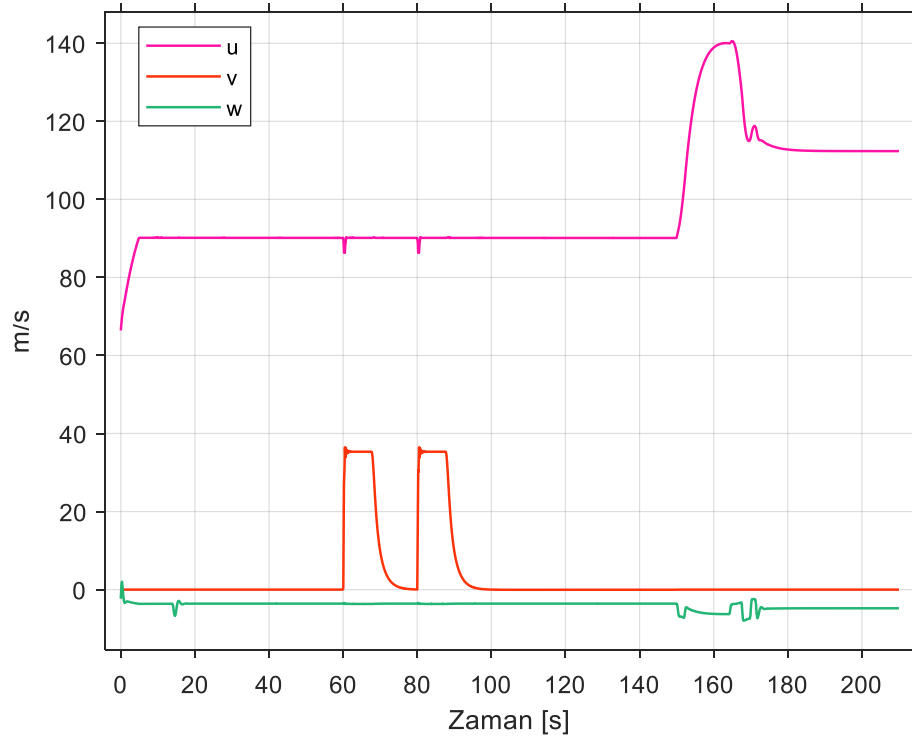
(e) Yuvarlanma açısı



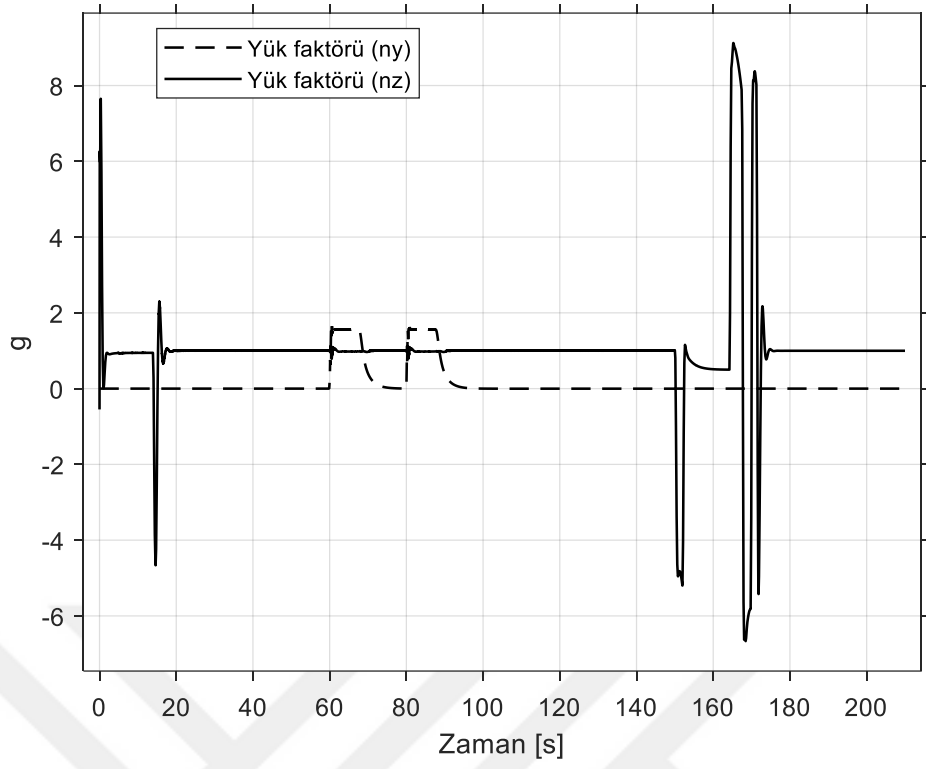
(f) Aileron ve rudder sapma açıları



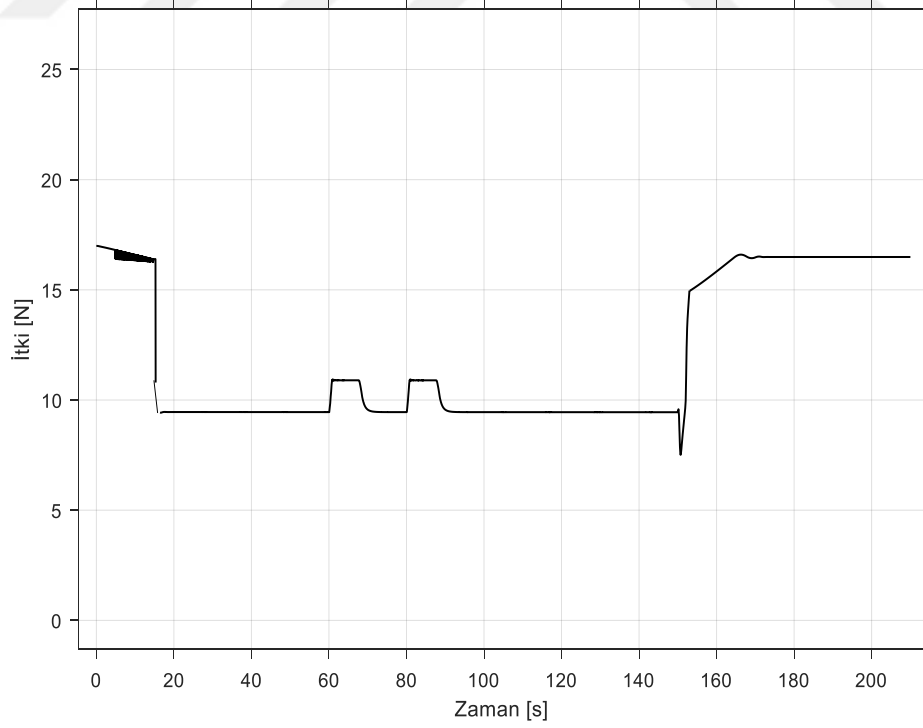
(g) Açısal hızlar



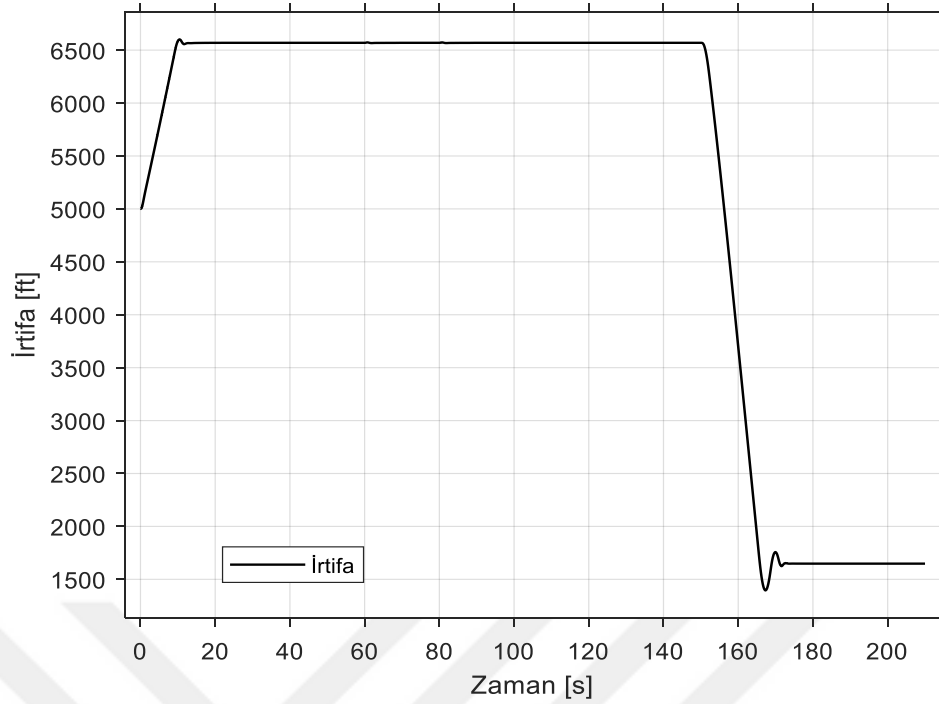
(h) Lineer hızlar



(i) z ve y eksenleri için yük faktörü



(j) Uçuş boyunca motor-pervane itki miktarı



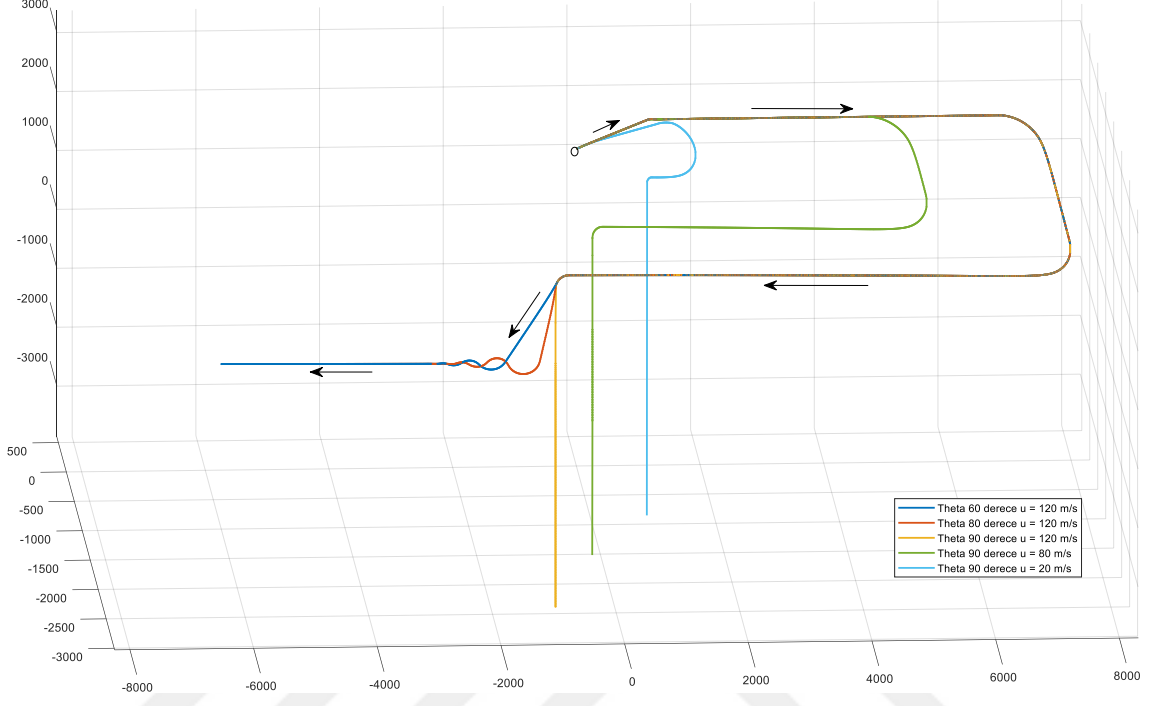
(k) Uçuş boyunca irtifa

Şekil 6. 6. Otopilot için uçuş benzetimi: ilgili uçuş parametreleri

210 saniye süren bu uçuş benzetiminde elde edilen sonuçlar şunlardır:

- Yüksek hızlı İHA seyir uçuşlarında 90 m/s hız ile ilerlemiştir.
- Yüksek hızlı İHA'nın tırmanma hızı ortalama 30 m/s'dir.
- Yüksek hızlı İHA'nın dönüş yarıçapı yaklaşık olarak 450 m'dir. Bu değer nispeten yüksek olması İHA'nın dönüş sırasındaki hızının yüksek olması ve dikey dengeleyici yüzey alanının İHA'nın boyutlarına göre düşük kalmasındandır. Dikey yüzey alanı sürüklenme kuvvetini azaltmak için düşük tutulmuştur.
- Yüksek hızlı İHA'nın dönüş oranı (*ing. turn rate*) 0.65 rad/s'dir.
- Dönüş manevralarında İHA 2-g yük çekmiştir.
- Yüksek hızlı İHA dönüş manevrasında 58° yuvarlanmış ve aynı irtifada üst üste 2 kez 90° baş vererek kuzeyden batıya dönmüştür. Yuvarlanma (ϕ) ve başverme (ψ) açılarının kontrolcülerini dayanaklı H_∞ 'dir.
- Yüksek hızlı İHA dalış manevrasına 2000 metre irtifadan 90 m/s hız ile girmiş ve 500 metre irtifada 139 m/s ile kurtulmuştur. Yunuslama açısal hızı (q) ve irtifa kontrolcüsü PID'dir, theta yunuslama açısı (θ) kontrolcüsü ise dayanaklı H_∞ 'dir.

- Yüksek hızlı İHA'nın dalış manevrasında yunuslama açısı negatif yönde 60° olmuştur ve gaz ayarı dalış ile birlikte en yüksek seviyeye getirilmiştir.
- Dalış manevrasında İHA 8-g kadar yük çekmiştir.



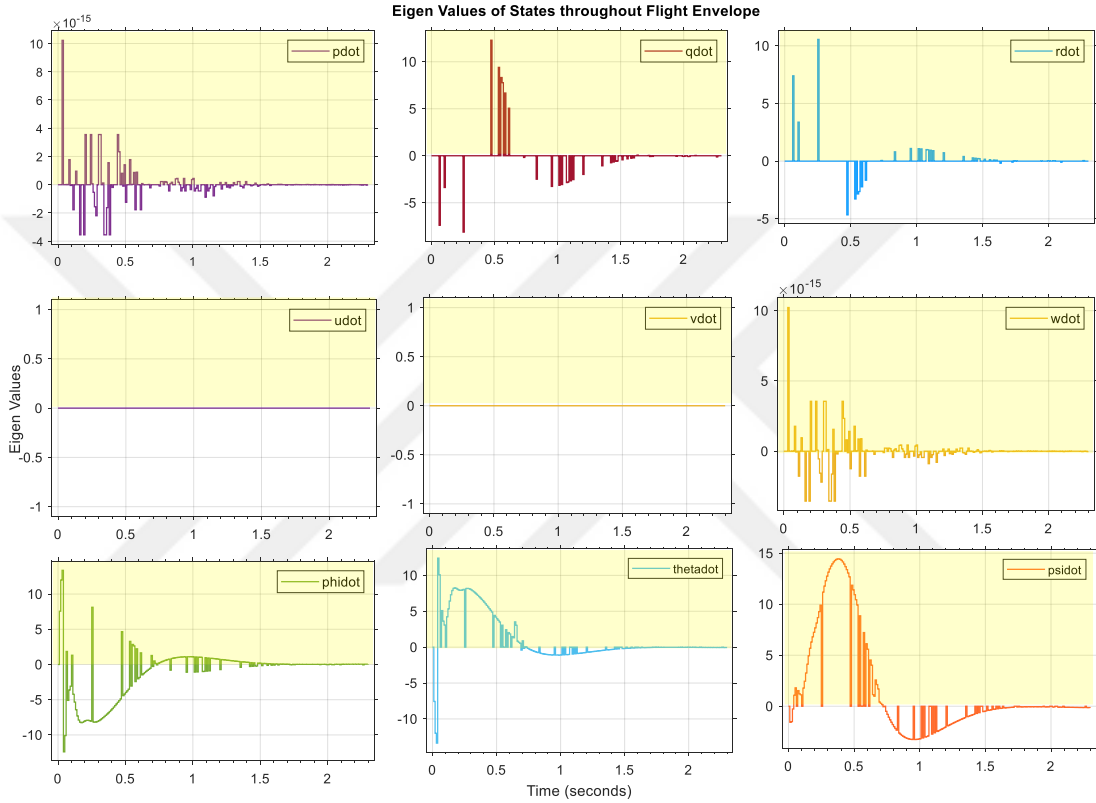
Şekil 6. 7. Farklı dalış açıları için benzetim sonuçları

Yüksek hızlı İHA bu uçuş benzetiminin aynı noktalarını farklı hızlar ve 4 noktasında farklı dalış açıları için gerçekleştirmiştir (Şekil 6. 7). 80° dalış açısında dahi kontrolcüler görevini başarı ile tamamlayarak İHA'yı dalıştan kurtarmayı başarmıştır. Dalış açısının 80° 'ye kadar yükselmesi İHA'nın çektiği yükü 10-g sınırına dayamıştır.

7.1 Otopilot Kararlılığı ve Performansı

Otopilot kararlılığı kapalı döngü dinamiklerinden elde edilmiş olan gerçek değerleri (*ing. eigen*) iredelenerek belirlenmiştir. Şekil 6. 8'de kontrolcüler tasarlanmış olan İHA'nın kapalı döngü dinamiklerinden elde edilmiş olan gerçek değerleri gözükmemektedir. Köklerin kararlı (*ing. stable*) bir cevap üretebilmesi için kompleks düzlemde imajinel eksen (*ing. imaginary axis*) sol yarı düzlemde olması gerekmektedir. Doğrusal olmayan hareket denklemleri Taylor serisi ile doğrusallaştırılarak Jacobian matrisi elde edilmiştir. Elde edilen Jacobian matrisi kapalı

döngü sistemin durumları (*ing. state*) ile beslenerek kapalı döngü sistemin kontrolcü performansları tüm uçuş fazı boyunca değerlendirmeye alınmıştır. Sistemin tüm uçuş zarfı boyunca elde edilen köklerin sadece reel kısımları grafiğe eklenmiştir. Bunun sebebi imajinel kısımların kararlılıkta etkisinin olmamasıdır. İmajinel kısımların olması gerçek değerlerinin reel kökü olmadığını, dolayısıyla sistemin osilasyonlu olduğunu göstermektedir. İmajinel kısmın etkisi faz portresinde gözükmemektedir.



Şekil 6. 8. Uçuş zarfı boyunca kapalı döngü sistemin gerçek değerleri (sarı bölgeler: kararsız)

Lineer olmayan sistemler genellikle şu şekilde temsil edilirler:

$$\frac{dx(t)}{dt} = f[x(t), u(t)] \quad (7.1)$$

Burada $x(t)$ durum vektörü, $u(t)$ girdi vektörü $f[x(t), u(t)]$ ise durum ve girdi vektörlerinin fonksiyonunu ifade etmektedir. $i = 1, 2, 3, \dots, n$ olmak üzere,

$$\dot{x}_i(t) = f_i(x_0, u_0) + \sum_{j=1}^n \left. \frac{\partial f_i(x, u)}{\partial x_j} \right|_{x_0, u_0} (x_j - x_{0j}) + \sum_{j=1}^p \left. \frac{\partial f_i(x, u)}{\partial u_j} \right|_{x_0, u_0} (u_j - u_{0j}) \quad (7.2)$$

$$\begin{aligned} \Delta x_i &= x_i - x_{0i} \\ \Delta u_j &= u_j - u_{0j} \\ \Delta \dot{x}_i &= \dot{x}_i - \dot{x}_{0i} \text{ ve } \Delta \dot{x}_{0i} = f_i(x_0, u_0) \end{aligned} \quad (7.3)$$

Olduğundan denklem 7.2 şu şekilde düzenlenir:

$$\dot{x}_i(t) = \sum_{j=1}^n \left. \frac{\partial f_i(x, u)}{\partial x_j} \right|_{x_0, u_0} \Delta x_j + \sum_{j=1}^p \left. \frac{\partial f_i(x, u)}{\partial u_j} \right|_{x_0, u_0} \Delta u_j \quad (7.4)$$

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u \quad (7.5)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (7.6)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_p} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial u_p} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \frac{\partial f_n}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_p} \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

7.2 Faz Portresi

Faz portreleri, doğrusal olmayan sistemlerin analizinde temel araçlar olarak kullanılmaktadır ve sistemin durum uzayındaki yörüngelerin görsel bir temsilini sunar. Özellikle doğrusal olmayan ilişkilerle karakterize edilen dinamik sistemlerle ilgili olan bu portreler, sistem davranışının kapsamlı bir şekilde anlaşılmasını kolaylaştırır. Sistemin

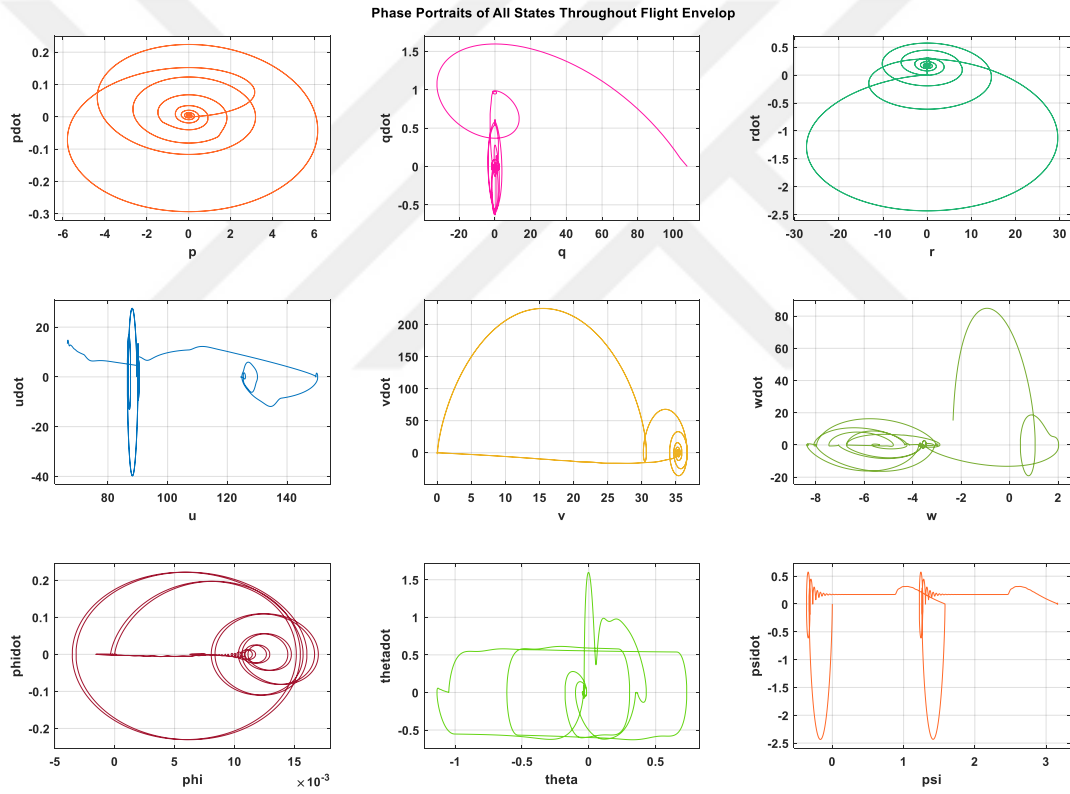
değişmeden kaldığı kritik noktalar olan dengeler kolaylıkla tanımlanabilir ve kararlı, kararsız veya eyer noktaları olarak sınıflandırılabilir. Kararlı dengeler yörüngeleri çekerken, istikrarsız dengeler onları iter. Ek olarak faz portreleri, sınır döngüleri (*ing.* limit cycle) gibi periyodik davranışların tespit edilmesinde önemli bir rol oynar ve bunların özellikleri ve stabilitesi hakkında bilgi sağlar. Parametre değişimleri nedeniyle sistem davranışında niteliksel değişikliklerin meydana geldiği çatallanma (*ing.* bifurcation) noktalarının belirlenmesi, faz portresi analizinin bir diğer önemli katkısıdır. Çekicilerin, iticilerin, çoklu kararlı durumların ve kaotik davranışın anlaşılmasını kapsayan küresel davranış analizi, tüm aşama portresinin kapsamlı bir şekilde incelenmesiyle kolaylaştırılır. Dahası, faz portreleri geçici dinamiklerin tahmin edilmesine katkıda bulunarak bir sistemin değişen koşullar altında başlangıç durumundan son duruma nasıl evrimleştiğine ışık tutar.

Faz portreleri, İHA'nın durum uzayındaki yörüngelerin görsel bir temsilini oluşturarak, İHA sistemlerinin doğasında bulunan karmaşık doğrusal olmayan davranışlara ilişkin bilgiler sunar. İHA dinamiğinin önemli bir yönü olan stabilite analizi, bu dengeler etrafındaki yörüngelerin davranışının görsel olarak değerlendirilmesiyle geliştirilir ve böylece tasarım ve kontrol optimizasyon süreçlerine yardımcı olur. Ayrıca, faz portreleri periyodik davranışların tespit edilmesine, geçici dinamiklerin tahmin edilmesine ve parametre değişimlerinin İHA'nın yörüngesi üzerindeki etkisinin ortaya çıkarılmasına yardımcı olarak İHA sisteminin davranışının kapsamlı bir şekilde anlaşılmasını sağlar ve sağlam ve etkili kontrol stratejilerinin geliştirilmesine yardımcı olur.

Yüksek hızlı İHA'ya ait faz portresi Şekil 6. 9'da verilmiştir. Buna göre gövde eksenli hızlarının oranları ($\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$) ve yuvarlanma açısal konumunun çift türevi olan $\ddot{p}$ durumları hiçbir zaman kararsız duruma düşmemişlerdir. $\dot{q}, \dot{r}, \dot{\phi}, \dot{\theta}$, ve $\dot{\psi}$ durumları ise çok kısa süreler içerisinde (maksimum 2 saniye) kararsız olsa da tekrar kararlı hale geçip referans değerine yakınsamıştır (*ing.* converge). Yüksek hızlı İHA'nın rudder yüzeyinin nispeten küçük olması yuvarlanma dönüş manevrasında zorlanmasına sebebiyet vermektedir. Literatürde aynı sınıfta yer alan benzer İHA'ların yanal rudder katsayısı yaklaşık olarak 2 kat daha büyüktür [18]. Bu sonuç yüksek hızlara çıkan bir İHA için kabul edilebilir düzeydedir. Çünkü yüksek hızlara ulaşmak için öncelik olarak sürüklemenin düşük tutulması istenmiştir.

Şekil 6. 9 incelendiğinde $\dot{p} - p, \dot{q} - q, \dot{r} - r, \dot{\phi} - \phi, \dot{\theta} - \theta, \dot{\psi} - \psi$ ve $\dot{v} - v$, durumları için çizilen faz portresinin 0 noktasına kararlı spiral (*ing.* stable spiral) şeklinde

yakınsadığı görülmektedir. Bu durumların (*ing. states*) 0 noktasına gelmesi sistemin kararlı olduğunu göstermektedir. Faz portrelerinin spiral şeklinde belirlenen değere yakınsaması gerçek değerlerin real ve imajinel kısımlarının bulunmasından ve sistemin osilasyonlu olduğundan dolayıdır. $\dot{u} - u$ ve $\dot{w} - w$ faz portrelerinin de belirlenen uçuş fazında yörüngelerin sabit noktaya yakınsadığı görülmektedir. Gövde eksenine göre tanımlandığında x eksenindeki hızın serbest dalış fazında gaz ayarının serbest bırakıldığında en yüksek hıza ulaşması ve bu hıza ulaşırken ivmelenmesi belirtilmiştir. Ayrıca yuvarlanma dönüş fazındaki hız vektörünün gövde eksen takımına göre x ve y eksenleri arasında dönüşmesine sebebiyet vermektedir. Toplam hız incelendiğinde değişmediği görülmektedir. Faz portrelerinde sınır döngüsüne rastlanılmamıştır.



Şekil 6. 9. Otonom Sistemin Faz Portresi

7. SONUÇ

Bu tez çalışması kapsamında yüksek hızlı bir İHA tasarımı yapılmış ve bu İHA için birden çok kontrolcünün aynı anda çalıştığı otopilot ve güdüm algoritması geliştirilmiştir. Otopilotun çalıştığı ve doğrusal olmayan hareket denklemlerinin çözüldüğü ortam MATLAB/Simulink'tir. Belirlenmiş koordinat noktalarının takibi için geliştirilen güdüm algoritması İHA için gerekli komutları üretmektedir. Belirlenen uçuş profilini takip eden İHA'nın aynı anda tüm uçuş parametreleri zamana bağlı değerlendirilmiştir. İHA'nın yönlenim açıları dayanıklı H_∞ kontrolcüler ile hız ve pozisyon kontrolleri ise PID ile yapılmıştır. LQR kontrolcü yavaş sistem cevapları sebebi ile otopilotta kullanılmamıştır. Uçuş profili boyunca İHA'nın tüm uçuş parametreleri detaylı olarak incelenmiştir. Sistemin önemli özelliklerinden biri İHA'nın düzlemsel ve yanal düzlemdeki durumlarının birbirini etkilemesidir. Böylece etkileşimli uçuş dinamiği benzetimler boyunca değerlendirilmiştir.

Çalışmanın bundan sonraki aşamalarında geliştirilen otopilot uygun mikroişlemcilere gömülmesi ve bazı sensörlerin aynı mikroişlemciye entegre edilmesi ile uçuş kontrol kartı elde edilmesidir. Böylece yüksek hızlara ulaşabilen bir İHA için gerçek zamanlı uçuş testleri ile geliştirilen kontrolcüler ve otopilotun değerlendirmesi yapılacaktır.

8. KAYNAKLAR

- [1] Zang, M., Liang, C. and Mei, J., Robust guidance law for cooperative aerial target circumnavigation of UAVs based on composite system theory, *Aerospace Science and Technology*, vol. 140, no. 108439, 2023.
- [2] Espnoza, T., Dzul, A. E. and Lozano, R., Backstepping - Sliding Mode Controllers Applied to a Fixed-Wing UAV, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 73, pp. 67-79, 2014.
- [3] Albaker, B., M. and Rahim, A., N., Flight path PID controller for propeller-driven fixedwing unmanned aerial vehicles, *International Journal of the Physical Sciences*, vol. 6(8), pp. 1947-1964, 2011.
- [4] Panagiotou, P. and Yakinthos, K., Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs, *Aerospace Science and Technology*, vol. 99, no. 105575, 2020.
- [5] Coates, M. and Fossen, T., I., Geometric Reduced-Attitude Control of Fixed-Wing UAVs, *Applied Sciences*, vol. 11(7), no. 3714, 2021.
- [6] Trakas, P., S. and Bechlioulis, P., C., Robust Trajectory Tracking Control for Constrained Small Fixed-Wing Aerial Vehicles with Adaptive Prescribed Performance, *Applied Sciences*, vol. 13(13), no. 7718, 2023.
- [7] Khan, W., and Nahon, M., Real-time modeling of agile fixed-wing UAV aerodynamics, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, 2015.
- [8] Reinhardt, D., and Johansen, T., A., Control of Fixed-Wing UAV Attitude and Speed based on Embedded Nonlinear Model Predictive Control, *IFAC-PapersOnLine*, vol. 54, no. 6, pp. 91-98, 2021.
- [9] Liao, J., and Bang, H., Transition Nonlinear Blended Aerodynamic Modeling and Anti-Harmonic Disturbance Robust Control of Fixed-Wing Tiltrotor UAV, *Drones*, vol. 7(4), no. 255, 2023.
- [10] Reinhardt, D., and Johansen, T., A., Control of Fixed-Wing UAV Attitude and Speed based on Embedded Nonlinear Model Predictive Control, *IFAC-PapersOnLine*, vol. 54, no. 6, pp. 91-98, 2021.
- [11] Yang, J., Wang, X., Baldi, S., A software-in-the-loop implementation of adaptive formation control for fixed-wing UAVs, *Journal of Automatica Sinica*, vol. 6, no. 5, pp. 1230-1239, 2019.
- [12] He, T., and Su, W., Robust control of gust-induced vibration of highly flexible aircraft, *Aerospace Science and Technology*, vol. 143, no. 108703, 2023.

- [13] Gadewadikar, J., and Chen, B., M., Structured H-Infinity Command and Control-Loop Design for Unmanned Helicopters, *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 10, no. 4, 2023.
- [14] Ramesh, P., and Jeyan, M., L., Mini Unmanned Aerial Systems (UAV) - A Review of the Parameters for Classification of a Mini U ameters for Classification of a Mini UAV, *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 10, no. 4, 2023.
- [15] Funk, H., Meisner, J., Bursch, P., and Radke, K., Flight Control Maintenance Diagnostic System (FCMDS) Field Testing Results and Future Plans, *SAE Technical Paper*, 941173, 1994.
- [16] Yayli, U. C., Kimet, C., Duru, A., Cetir, O., Torun, U., Aydogan, A. C., Padmanaban, S., & Ertas, A. H., Design optimization of a fixed wing aircraft, *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 4(1), 65–80, 2017.
- [17] Zhang, B., Sun, X., Lv, M., Liu, S., & Li, L. (2022, September). Distributed Adaptive Fixed-Time Fault-Tolerant Control for Multiple 6-DOF UAVs With Full-State Constraints Guarantee. *IEEE Systems Journal*, 16(3), pp. 4792–4803, 2022.
- [18] Harvey, B., & O'Young, S. (2018, January 15). Acoustic Detection of a Fixed-Wing UAV. *Drones*, 2(1), 4.
- [19] Zhang, B., Sun, X., Liu, S., Lv, M., & Deng, X., Event-Triggered Adaptive Fault-Tolerant Synchronization Tracking Control for Multiple 6-DOF Fixed-Wing UAVs, *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 71(1), 148–161, 2022.
- [20] Ramanan, G., Radha Krishnan, P., & Ranjan, H., An aerodynamic performance study and analysis of SD7037 fixed wing UAV airfoil, *Materials Today: Proceedings*, 47, 2547–2552, 2021.
- [21] Burston, M. T., Sabatini, R., Clothier, R., Gardi, A., & Ramasamy, S., Reverse Engineering of a Fixed Wing Unmanned Aircraft 6-DoF Model for Navigation and Guidance Applications, *Applied Mechanics and Materials*, 629, 164–169, 2014.
- [22] Chen, L., Guo, Z., Deng, X., & Hou, Z., Aerodynamic performance and transition prediction of low-speed fixed-wing unmanned aerial vehicles in full configuration based on improved $\gamma - Re$ model, *Aerospace Science and Technology*, 107, 106281, 2020.
- [23] Ulus, A., & Eski, K., Neural network and fuzzy logic-based hybrid attitude controller designs of a fixed-wing UAV, *Neural Computing and Applications*, 33(14), 8821–8843, 2021.
- [24] Sartori, D., Quagliotti, F., Rutherford, M., & Valavanis, K., Design and development of a backstepping controller autopilot for fixed-wing UAVs, *The Aeronautical Journal*, 125(1294), 2087–2113, 2021.

- [25] Purnawan, H., Mardijah, & Purwanto, E. B., Design of linear quadratic regulator (LQR) control system for flight stability of LSU-05, *Journal of Physics: Conference Series*, 890, 012056, 2017.
- [26] Douklias, A., Karagiannidis, L., Misichroni, F., & Amditis, A., Design and Implementation of a UAV-Based Airborne Computing Platform for Computer Vision and Machine Learning Applications, *Sensors*, 22(5), 2049, 2022.
- [27] Unmanned Aerial Vehicle Path Following: A Survey and Analysis of Algorithms for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles, *IEEE Control Systems*, 34(1), 42–59, 2014.
- [28] Smith, J., Su, J., Liu, C., & Chen, W. H., Disturbance Observer Based Control with Anti-Windup Applied to a Small Fixed Wing UAV for Disturbance Rejection, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 88(2–4), 329–346, 2017.
- [29] Vogeltanz, T., Conceptual design and control of twin-propeller tail-sitter mini-UAV. *CEAS Aeronautical Journal*, 10(3), 937–954, 2019.
- [30] Deshpande, P., Vikraman, A., Anand, S., Antony, R., Dodamani, R., C. S., S., & Ajith Kumar, R., Experimental Investigation of Effect of Winglets on the Aerodynamic Performance of a Mini UAV, *Journal of Aerospace Engineering*, 34(1), 2021.
- [31] <https://www.avinc.com/uas/raven>
- [32] Girdwood, J., Stanley, W., Stopford, C., & Brus, D., Simulation and field campaign evaluation of an optical particle counter on a fixed-wing UAV, *Atmospheric Measurement Techniques*, 15(7), 2061–2076, 2022.
- [33] Güzelbey, B. H., Eraslan, Y., & Doğru, M. H., Numerical Investigation of Different Airfoils at Low Reynolds Number in terms of Aerodynamic Performance of Sailplanes by using XFLR5, *Karadeniz Fen Bilimleri Dergisi*, 8(1), 47–65, 2018.
- [34] Sandoval, P., Cornejo, P., & Tinapp, F., Evaluating the longitudinal stability of an UAV using a CFD-6DOF model, *Aerospace Science and Technology*, 43, 463–470, 2015.
- [35] Park, S., Modeling with vortex lattice method and frequency sweep flight test for a fixed-wing UAV, *Control Engineering Practice*, 21(12), 1767–1775, 2013.
- [36] Li, R., Shi, Y., & Xu, H., Integrated PID controller design for an unmanned aerial vehicle with static stability, *ANZIAM Journal*, 54, 200, 2013.
- [37] Etkin, B. (2012, August 29). *Dynamics of Atmospheric Flight*. Courier Corporation.
- [38] Xi, Y., Liao, G., Lu, N., Li, Y., B., Study on the Aeromagnetic System between Fixed-Wing UAV and Unmanned Helicopter, *Minerals*, 13(5), 700, 2023.

- [39] Shen, J., Su, Y., Laing, Q., Zhu, X., Calculation and Identification of the Aerodynamic Parameters for Small-Scaled Fixed-Wing UAVs, *Sensors*, 18(1), 206, 2018.
- [40] Bhagwandin, V. A., & Sahu, J., Numerical Prediction of Pitch Damping Stability Derivatives for Finned Projectiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 51(5), 1603–1618, 2014.
- [41] Trajkovski, K., K., Grigillo, D., Petrovic, D., Optimization of UAV Flight Missions in Steep Terrain, *Remote Sensing*, 12(8), 1293, 2020.
- [42] Wang, Y., Ragamani, R., Direction cosine matrix estimation with an inertial measurement unit, *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 109, pp. 268–284, 2018.
- [43] Bulka, E., Nahon, M., Automatic Control for Aerobatic Maneuvering of Agile Fixed-Wing UAVs, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 93, pp. 85–100, 2019.
- [44] Ülker, H., Baykara, C., & Özsoy, C. (2017, October 2). Design of MPCs for a fixed wing UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 89(6), 893–901.
- [45] Nicolosi, F., Della Vecchia, P., & Ciliberti, D. (2013, July). An investigation on vertical tailplane contribution to aircraft sideforce. *Aerospace Science and Technology*, 28(1), 401–416.
- [46] Yeonsik Kang, & Hedrick, J. (2009, September). Linear Tracking for a Fixed-Wing UAV Using Nonlinear Model Predictive Control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 17(5), 1202–1210.
- [47] Levy, D. W., & Roskam, J. (1984, March). Use of Differential Pressure Feedback in an Automatic Flight Control System. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 7(2), 250–251.
- [48] Dent, P. N. (1980, February). Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics Optimal Space Trajectories Airport Engineering - Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. Barnes W. McCormick. John Wiley & Sons, Chichester, 1979.
- [49] Beard, R. W., & McLain, T. W., *Small Unmanned Aircraft*. Princeton University, 2012.
- [50] Nelson, R. C. (1998, January 1). *Flight Stability and Automatic Control*.
- [51] Nguyen, L. T., Simulator study of stall/post-stall characteristics of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability, vol. 12854, *National Aeronautics and Space Administration*, 1979.
- [52] Zhang, C., Li, J., & Gao, Z., Attitude control of quadrotor UAV based on fuzzy PID control under small disturbance. *Highlights in Science, Engineering and Technology*, 53, 199–207, 2023.

- [53] Peter H. Zipfel, “Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics”, AIAA, 2007.
- [54] Bao, C., Guo, Y., Luo, L., Su, G., Design of a Fixed-Wing UAV Controller Based on Adaptive Backstepping Sliding Mode Control Method, *IEEE Access*, vol. 9, pp. 825-841, 2021.
- [55] Elijah, T., Jamisola, R. S., Tjiparuro, Z., & Namoshe, M., A review on control and maneuvering of cooperative fixed-wing drones, *International Journal of Dynamics and Control*, 9(3), 1332–1349, 2020.
- [56] Din, A. F. U., Mir, I., Gul, F., Mir, S., Alhady, S. S. N., Al Nasar, M. R., Alkhazaleh, H. A., & Abualigah, L., Robust flight control system design of a fixed wing UAV using optimal dynamic programming, *Soft Computing*, 27(6), 3053–3064, 2022.
- [57] Zhai, R., Zhou, Z., Zhang, W., Sang, S., & Li, P, Control and navigation system for a fixed-wing unmanned aerial vehicle, *AIP Advances*, 4(3), 2014.
- [58] Palframan, M. C., Fry, J. M., & Farhood, M., Robustness Analysis of Flight Controllers for Fixed-Wing Unmanned Aircraft Systems Using Integral Quadratic Constraints, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 27(1), 86–102, 2019.
- [59] Tao, Y., Design and Realization of Piecewise PID Controller with Deadzone for Micro UAV, *Acta Automatica Sinica*, 34(6), 716–720, 2009.
- [60] Ogata, Katsuhiko, “Modern Control Engineering”, Prentice Hall, 2002.
- [61] Luo, Y., Chen, Y., Di, L., & Chao, H., Lateral directional fractional order $(PI)\alpha$ control of a small fixed-wing unmanned aerial vehicles: controller designs and flight tests, *IET Control Theory & Applications*, 5(18), 2156–2167, 2011.
- [62] Castañeda, H., Salas-Peña, O. S., & León-Morales, J. D., Robust flight control for a fixed-wing unmanned aerial vehicle using adaptive super-twisting approach, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 228(12), 2310–2322, 2013.
- [63] L. Ljung, System Identification - Theory for the User, Prentice-Hall, 2nd ed., 1999.
- [64] Morari, Manfred, “Robust Process Control”, Prentice Hall, 1989.
- [65] Platonov, A., & Kazakova, R., Trajectory Corrections for Flight to Short-Period Comets in the Solar System in 1981-1991, *IFAC Proceedings Volumes*, 16(11), 157–164, 1983.
- [66] Aidan O’Dwyer, “Handbook of PI and PID Controller Tuning Rules”, Imperial College Press, London, 2003.
- [67] Carlos Basilio, J. (2006, April 6). Pid controllers for time-delay systems, Guillermo J. Silva, Aniruddha Datta and S. P. Bhattacharyya, Birkhäuser, Boston, 2005.

- [68] Ananthkrishnan, N., & Sinha, N. K., Compact and Accurate Phugoid Mode Approximation with Residualization, *Journal of Aerospace Sciences and Technologies*, 252–265, 2023.
- [69] Cheng-Ching Yu, “Autotuning of PID Controllers: A Relay Feedback Approach”, Springer, 2006.
- [70] Zhang, B., & Mao, Z., A robust adaptive control method for Wiener nonlinear systems, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 27(3), 434–460, 2016.
- [71] Zames, G., Dynamic Modeling, Guidance and Control of Missiles, [PhD dissertation] “Feedback and Optimal Sensitivity: Model Reference Transformation, Multiplicative Semi-norms and Approximate Inverses”, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. AC-26, pp.301-320, 1981.
- [72] Akmeşe, A., Aeroservoelastic Analysis and Robust Controller Synthesis for Air Vehicle Control Actuation Systems, [PhD dissertation] METU, Ankara, Turkey, 2006.
- [73] J. C. Doyle, K. Glover, P.P Khargonekar, B. A. Francis, State-space Solutions to Standard and Control Problems, *1988 American Control Conference*, AC-34:831–847, 1989.
- [74] Ariki, S., A new system invariant and an algebraic proof of the standard H_{∞} problem, *Proceedings of 35th IEEE Conference on Decision and Control*, 0191-2216, 2002.
- [75] Zhang, C., Pu, J., & Niu, X., An Autonomous Robotic Alignment Strategy Based on Visual Guidance, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 612(3), 2019.
- [76] Skogestad, ve S., Postlethwaite, I., Multivariable Feedback Control, John Wiley & Sons, 1997.
- [77] Asl, A., Esafilian, O., Arzati, M., A., Taghirad, D. H., System identification and H_{∞} based control of quadrotor attitude, *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 135, 106358, 2020.
- [78] Singh, N., K., Hota, S., Three-dimensional waypoint following for fixed-wing unmanned aerial vehicles in obstacle-filled environments, *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 234, no. 3, 2019.
- [79] Park, S., Deyst, J., How, J., A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2004.
- [80] W. F. Phillips, Mechanics of Flight. Hoboken, NJ: Wiley, 2nd ed., 2010.

EKLER

EK-1 Geliştirilen otopilotun STM Nucleo tipi bir mikroişlemciye gömülmesi uygulaması

Bölüm 6’da geliştirilmiş olan otopilotların Model Tabanlı Tasarım yöntemi ile uygulaması gerçekleştirilmiştir. Bunun için öncelikle MATLAB/Simulink ortamında tasarlanan otopilotlara Model in the Loop (MIL) tasarımı adı verilmiştir. Bu otopilotlar Software in the Loop (SIL) yöntemi ile C/C++ koduna dönüştürülmüştür. Dönüştürülen kodlar Process in the Loop (PIL) yöntemi ile daha önce belirlenen bir mikroişlemciye (STM32) gömülmüştür. Böylece MATLAB/Simulink ortamında tasarımı gerçekleştirilen otopilotlar mikroişlemci ile çalıştırılabilecek hale gelmiştir. Her dönüşüm sırasında gerekli birim testler gerçekleştirilmiş ve kontrolcülerin sistem cevapları hata farkları ile birlikte değerlendirilmiştir. Hata belli bir oranın altında kaldığında ya da sıfır olduğunda işlemler tamamlanmıştır. Birim test her bir sistem alt bileşeni (servo motor, batarya, H_∞ kontrolcü, vs.) için gerçekleştirilmiştir.

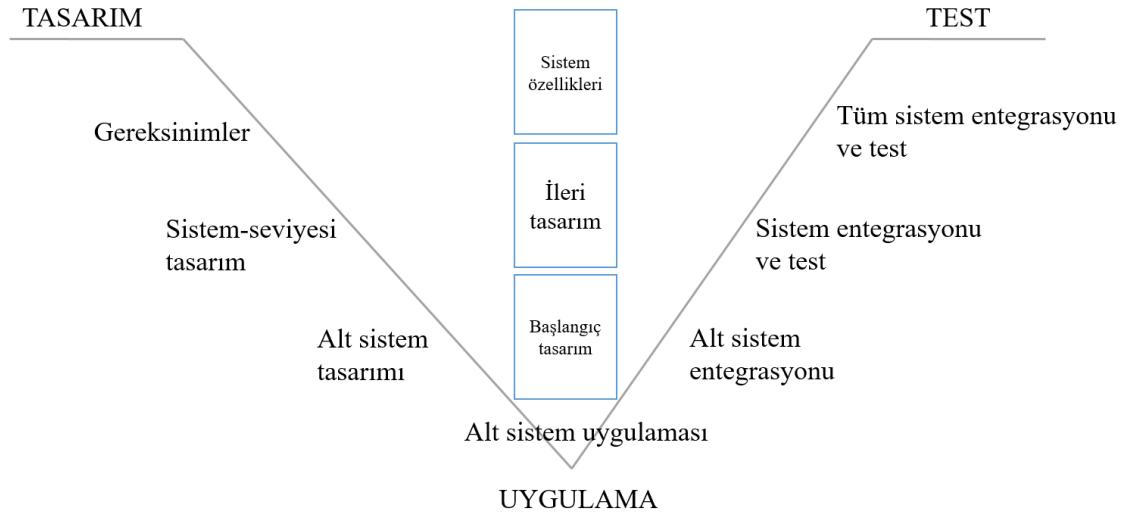
Model tabanlı tasarımın amacı, tasarımcıların etkileşimli yazılım uygulamalarını uygulama düzeyini derhal başlatmak yerine daha semantik odaklı bir seviyeden belirlemesine ve analiz etmesine olanak tanıyan üst düzey modelleri tanımlamaktır [76]. Ayrıca, karmaşık kontrol, sinyal işleme ve iletişim sistemlerinin tasarımı ile ilgili problemlerin odaklanması için matematiksel ve görsel bir yöntem olarak tanımlanmaktadır [77]. Bu yöntemle, tasarımcılar sürecin daha önemli yönlerine konsantre olurlar. Dolayısıyla, geliştirme ve iyileştirme süreçleri boyunca sık yapılan analizler sayesinde süreç daha sorunsuz bir şekilde yönetilebilmektedir. Buna ek olarak, tasarımcılar kısıtları karşılamak ve en iyi dengeyi bulmak için bu yöntemi kullanabilir.

Model tabanlı tasarım, diğer geleneksel yaklaşımlara kıyasla önemli avantajlar sunmaktadır. En önemlisi sistem değişikliğinin zaman ve maddi etkisi azaltıldığında sistem tasarımının erken evrelerindeki hataların bulunması ve düzeltilmesi mümkündür.

Model tabanlı tasarım, geliştirme sürecini (V-diyagramı) desteklerken, ürünün kontrol sistemlerinin de entegrasyonu model tabanlı tasarım ile yapılabilir. Bu, ürünün modellenmesi sonra kontrolcü analizi ve sentezini, çevrimdışı simülasyonu ve gerçek zamanlı simülasyonu, nihayetinde de gömülü kodun oluşturulup dağıtımını da içeren tümleşik bir yaklaşımdır.

V-döngüsü doğrulama modeli olarak da adlandırılan V-döngüsü sistem mühendisliği, sistemlerle ilgili karmaşıklığı basitleştirmek üzere tasarlanmış kavramsal modelden oluşan tasarım yöntemidir [78]. V-döngüsü konsept ve kavram geliştirme ile başlayarak, tasarım, uygulama ve entegrasyon sonrası test ve operasyon ile ürünün tüm yaşam çevrimini temsil eder. V-döngüsü modeli, basit ve kolay kullanımı ile gerekliliklerin ve hedeflerin açıkça tanımlandığı doktora çalışmaları için çok iyi çalışır.

Geleneksel tasarım yöntemleri ile model tabanlı tasarım paradigması arasındaki bir diğer fark ise karmaşık yapılar ve kapsamlı yazılım kodu yerine, model tabanlı tasarım yaklaşımının sürekli ve ayrık zamanlı yapı blokları kullanarak gelişmiş ve işlevsel özelliklere sahip modelleri tanımlayarak kullanıyor olmasıdır. Simülasyon yazılımları ile oluşturulmuş modeller, hızlı prototiplendirme, yazılım testleri ve sonuçları doğrulamaya yardımcı olabilir. Test ve doğrulama süreci gelişmiş olmakla kalmaz, aynı zamanda bazı durumlarda, yeni tasarım paradigması ile sistemdeki dinamik etkilerin geleneksel tasarım yöntemine kıyasla daha hızlı ve verimli bir şekilde elde edilmesini sağlar. V-döngü modeli aşağıda verilmiştir.



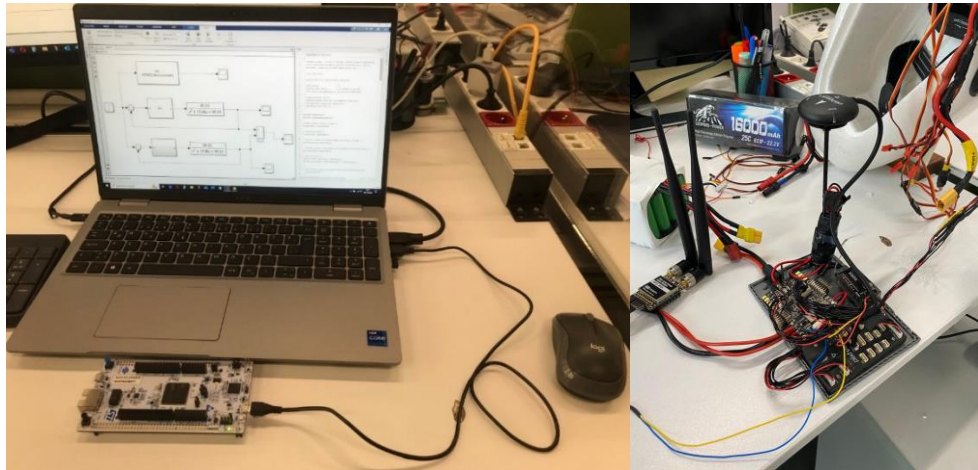
Yüksek hızlı İHA için aerodinamik ve kontrolcü tasarımları tamamlandıktan sonra 6SER uçuş benzetim modeli ile cevapları incelenmiştir. Tasarlanan kontrolcülerini barındıran bir otopilot sistemi geliştirilmiştir. Bu sistem C/C++ koduna dönüştürülerek belirlenmiş mikroişlemcilerle gömülmüştür. Geliştirilen sistemler ve tasarımı yapılan otopilotlar V-döngüsü içerisinde belirli noktlara oturtulabilir. Bu tez çalışması

kapsamında sistem döngüsü temelde MIL, SIL ve PIL test basamakları şeklinde tanımlanmıştır.

Model in the loop (MIL), MATLAB/Simulink ortamında tasarlanıp geliştirilen otopilotun kendisini tanımlamaktadır. Otopilot tamamen modelden oluşmaktadır ve elde edilen tüm sonuçlar benzetim ortamında kalmaktadır (Bölüm 6.1).

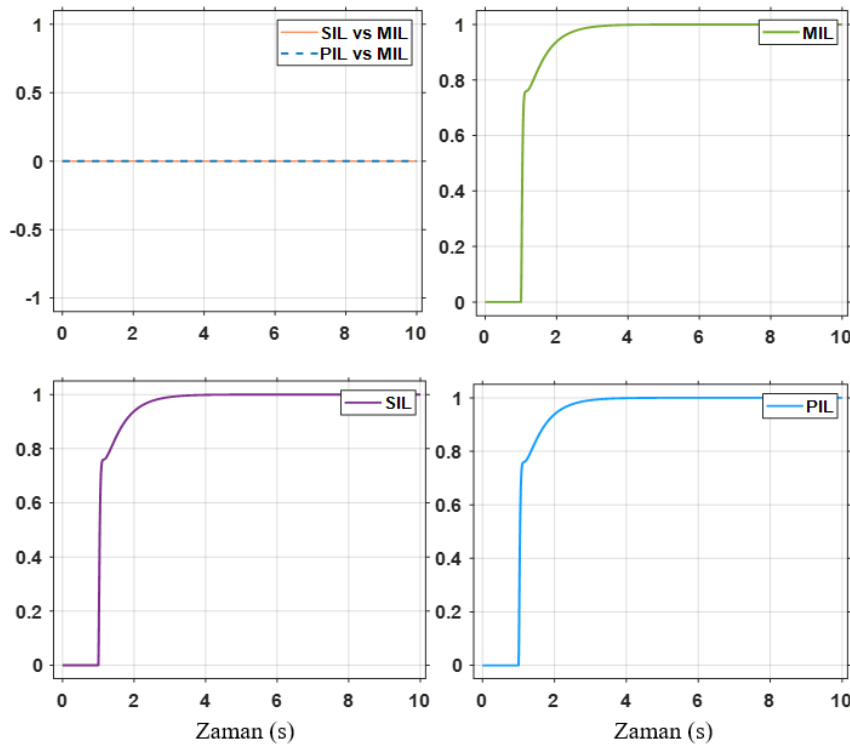
Software in the loop (SIL), hataları hızlı ve uygun maliyetli bir şekilde yakalamak ve kodun kalitesini artırmak için bir simülasyon ortamında kodu test etme ve doğrulama yöntemidir. Tipik olarak SIL testi, yazılım geliştirme sürecinin ilk aşamalarında gerçekleştirilir. Bu çalışmada SIL, MATLAB/Simulink ortamında tasarlanıp geliştirilen otopilotun C/C++ kod dönüşümünü tanımlar. Böylece benzetim ortamındaki model diskritize edilerek mikroişlemciye gömülmeden önce kod halini alır. Tüm alt bileşenler ve otopilotun kendisi MATLAB/Simulink ortamından kod dönüşümü gerçekleştirilerek mikroişlemciye gömülmeye hazır hale getirilmiştir.

Process in the loop (PIL), oluşturulan kaynak kodunu çapraz olarak derledikten sonra nesne kodunu indirip hedef donanımda çalıştırma işlemidir. Normal ve PIL simülasyon sonuçlarını karşılaştırarak, modelin ve üretilen kodun sayısal eşdeğerliği test edilir. Bir PIL simülasyonu sırasında, oluşturulan kod için kod kapsamı ve yürütme süresi ölçümleri değerlendirilebilir. PIL, bu tez kapsamında C/C++ koduna dönüştürülen otopilotun, daha önce belirlenen mikroişlemciye gömülmesini ve eşzamanlı simülasyon ortamından ve mikro işlemciden alınan sonuçların kıyaslanmasını tanımlar. Tüm alt bileşenler ve otopilotun kendisi MATLAB/Simulink ortamından kod dönüşümü gerçekleştirilerek mikro işlemciye gömülmeye hazır hale getirilmiştir. Bu tezde kullanılan mikro işlemciler, STM Nucleo H743ZI2 ve Pixhawk4 kartlarıdır ve aşağıda gösterilmiştir.

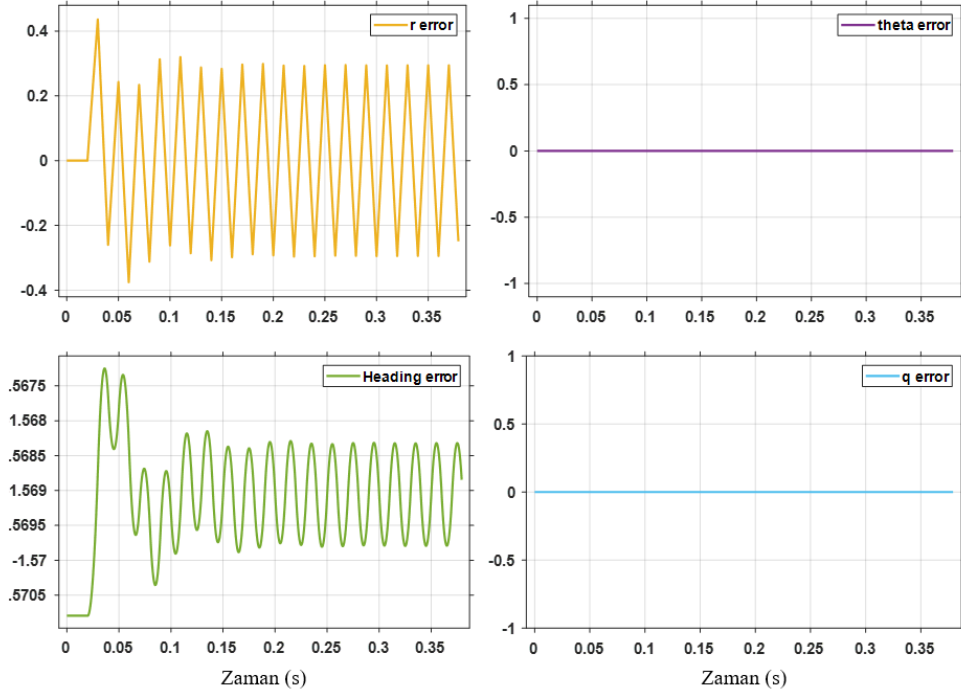


MIL, SIL ve PIL adımlarında otopilotun tamamı yerine altbileşenleri ve bazı kısımları birim teste (unit test) tabi tutulmuştur. Buradaki amaç yapılan işlemlerin doğruluğundan emin olmak ve tüm otopilotun dönüşümünü gerçekleştirmeden önce doğru ilerlendiğinden emin olmaktır. Buna göre ilk birim testi servo motor üzerinde denenmiştir.

Tez çalışması kapsamında kullanılan servo motorun transfer fonksiyonu elde edilmiştir (Bölüm 4.8) ve otopilottan gelen emirleri icra edebilmek için PID kontrolcü ile kontrolü gerçekleştirilmiştir. Bu model (MIL), öncelikle C/C++ koduna dönüştürülmüş (SIL) ve ardından mikroişlemciye gömülmüştür (PIL). Tüm durumlarda sistemin verdiği cevap aynı olmalıdır ya da fark çok küçük çıkmalıdır. Bu durum geliştirilen modelin gerçek zamanlı olarak da doğru çalışabilmesini garanti eder. Servo motor PID modeli MIL olarak tanımlanmıştır. Daha sonra bu model C/C++ kod dönüşümü ile SIL çalışması gerçekleştirilmiştir. Kod dönüşümü tamamlanan model, mikroişlemciye gömülerek PIL çalışması tamamlanmıştır. Tüm döngülerden gelen cevaplar hata farkları ile karşılaştırılmıştır. Servo motor için tüm MIL, SIL ve PIL cevapları aynıdır ve hata sıfırdır.



Servo motor için MIL, SIL ve PIL sonuçları



Otopilot için SIL testi sonuçları

Otopilot için yapılan SIL ve PIL testlerinde hata oranları kabul edilebilir seviyelerinde oldukça düşük çıkmıştır. Baş verme açısı değeri en fazla 1.5° sapma göstermiştir. Yanal açısal hız değeri ise en fazla 0.4 rad/s hata vererek kabul edilebilir seviyelerde kalmıştır.