



T.C.  
NECMETTİN ERBAKAN  
ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



EAŞ ZAMANLI ÖĞRENME KONTROL TEKNİĞİ İLE DÖRT PERVANELİ  
BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK KUVVETLERİNİN  
ARAŞTIRILMASI

Burak Demirtaş

YÜKSEK LİSANS TEZİ  
Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak - 2024

KONYA

Her Hakkı Saklıdır

## TEZ KABUL VE ONAYI

Burak Demirtaş tarafından hazırlanan "*EŞ ZAMANLI ÖĞRENME KONTROL TEKNİĞİ İLE DÖRT PERVANELİ BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK KUVVETLERİNİN ARAŞTIRILMASI*" adlı tez çalışması 19/01/2024 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı'nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

### Jüri Üyeleri

### İmza

Danışman

**Prof. Dr. Muammer Özgören**

\_\_\_\_\_

Üye

**Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ**

\_\_\_\_\_

Üye

**Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan Çopur**

\_\_\_\_\_

Üye

**Dr. Öğr. Üyesi Volkan ATEŞ**

\_\_\_\_\_

Üye

**Dr. Öğr. Üyesi İbrahim Halil CİHAN**

\_\_\_\_\_

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun .../.../20.. gün ve ..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Şerife Yurdağül KUMCU

FBE Müdürü

## **TEZ BİLDİRİMİ**

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

## **DECLARATION PAGE**

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

---

Burak Demirtaş  
Tarih: 03/01/2023

## ÖZET

### YÜKSEK LİSANS TEZİ

# EŞ ZAMANLI ÖĞRENME KONTROL TEKNİĞİ İLE DÖRT PERVANELİ BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ AERODİNAMİK KUVVETLERİNİN ARAŞTIRILMASI

**Burak Demirtaş**

**Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı**

**Danışman: Prof. Dr. Muammer Özgören**

**2024, 83 Sayfa**

**Jüri**

**Prof. Dr. Muammer Özgören**

**Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ**

**Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR**

**Dr. Öğr. Üyesi Volkan ATEŞ**

**Dr. Öğr. Üyesi İbrahim Halil CİHAN**

Bu çalışmada, uyarlamalı kontrol yöntemlerinden biri olan eş zamanlı öğrenme kontrol tekniği ile dört pervaneli bir insansız hava aracına etki eden aerodinamik kuvvet ve momentlerin kestirimi yapılarak kontrolü gerçekleştirilmiştir. Bu yöntemin uygulanması için öncelikle dört pervaneli hava aracının öteleme ve dönme hareketi için insansız hava aracı üzerine etkiyen kuvvet ve momentlerin toplamı içeren dinamik modeli oluşturulmuştur. Bahsi geçen kuvvet ve momentler; pervaneler tarafından üretilen itki kuvveti, yer çekimi kuvveti, hava aracının gövdesi üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler, yatış momentinden oluşmaktadır. Kontrol tasarımı yapılırken öteleme ve dönme hareketleri için hata sinyallerinden oluşan bir hata sinyal dinamiği tasarlanmıştır. Sistem dinamiği, tasarlanmış olan hata sinyal dinamiğinde yerine konularak açık döngü dinamiği

elde edilmiştir. Tasarlanmış olan kontrol sinyali ve parametre kestirim kuralı açık çevrim dinamiğinde yerine konularak, kapalı çevrim dinamiği türetilmiştir. Lyapunov tabanlı kararlılık analizi kullanılarak, insansız hava aracı hem parametre kestirim hatası hem de yörünge takip hatasının küresel üstel olarak yakınsaması ispatlanmıştır. Kontrol sinyali içerisine yerleştirilmiş olan parametre kestirim kuralı ile insansız hava aracının üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler, momentler, yerçekimi kuvveti ve atalet momentleri çevrimiçi olarak kestirilebilmektedir. Bu şekilde uçuş sırasında gerçekleşen herhangi bir uçuş koşulu değişikliği için uyarlamalı olarak yörünge takibi yapılabilmekte ve taşıtın ani değişen koşullara karşı gövdesi üzerine etkiyen aerodinamik ve yapısal parametrelerin çevrimiçi olarak kestirimi sağlanabilmektedir. Ek olarak dört pervaneli insansız bir hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentlerin diğer kuvvetlere ve momentlere kıyasla hangi oranda etkili olduğu araştırılmıştır. Ayrıca bu yöntem sayesinde, geleneksel çevrimiçi parametre kestirim yöntemlerinden farklı olarak, sürekli uyarılma koşuluna gerek kalmaksızın sadece sınırlı bir zaman diliminde sistemin uyarılması şartıyla, küresel üstel kararlılığa ulaşılabilmiştir ve belirsiz parametreler tahmin edilebilmiştir. Sistem dinamiğinde bulunan aerodinamik pervane sürüklenme kuvvet katsayısı %0.2, aerodinamik yatış momenti katsayısı %0.6, yer çekimi kuvveti %0.1, atalet momentleri ise maksimum %15 hata ile tahmin edilmiştir. Elde edilen sonuçlar yapılan diğer kaynaklarla kıyaslandığında yakınsama miktarının daha iyi olduğu görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Aerodinamik kuvvet tahmini, dört pervaneli insansız hava aracı, eş zamanlı öğrenme kontrol tekniği, küresel üstel kararlılık, uyarlamalı kontrol

## **ABSTRACT**

**Ms THESIS**

# **INVESTIGATION OF AERODYNAMIC FORCES OF A QUADCOPTER UNMANNED AERIAL VEHICLE WITH A CONCURRENT LEARNING BASED ADAPTIVE CONTROL TECHNIQUES**

**Burak Demirtaş**

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF  
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY  
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE IN AERONAUTICAL  
ENGINEERING**

**Advisor: Prof. Dr. Muammer OZGOREN**

**Year, 83 Pages**

**Jury**

**Prof. Dr. Muammer OZGOREN**

**Asst. Prof. Hasan Hüseyin BİLGİÇ**

**Asst. Prof. Engin Hasan ÇOPUR**

**Asst. Prof. Volkan ATEŞ**

**Asst. Prof. İbrahim Halil CİHAN**

In this study, the aerodynamic forces and moments acting on a four-propeller unmanned aerial vehicle were estimated with the concurrent learning control technique, which is one of the adaptive control methods. Firstly, a dynamic model containing the sum of the forces and moments acting on the unmanned aerial vehicle for the translational and rotational movements of the four-propeller aircraft was developed. The mentioned forces and moments can be listed as the thrust force produced by the propellers, the gravitational force, the aerodynamic forces acting on the body of the aircraft and the rolling moment. An error system dynamics for translational and rotational movements of unmanned aerial vehicle was developed. Open loop dynamics was obtained by substituting the dynamics

into the designed error system dynamics. For translational and rotational movements of the unmanned aerial vehicle is also placed in the dynamics by substituting the designed control signal and adaptation rule in the open loop dynamics, the closed loop dynamics was obtained. Using Lyapunov-based stability analysis, global exponential convergence of both parameter estimation error and trajectory tracking error of the unmanned aerial vehicle is ensured. With the parameter estimation rule embedded in the control signal, the aerodynamic forces, moments, gravitational force and moments of inertia acting on the unmanned aerial vehicle can be estimated online. In this way, trajectory tracking can be guaranteed for any flight condition changes during the flight, and online estimation of the aerodynamic and structural parameters affecting the vehicle's body against suddenly changing conditions can be provided. In addition, unlike traditional online parameter estimation methods, global exponential stability can be achieved and uncertain parameters can be estimated, provided that the system is excited only in a finite time period without the need for persistence of excitation condition. The aerodynamic propeller drag force coefficient, the aerodynamic rolling moment coefficient, the ground gravity force and the moments of inertia acting on the system were respectively estimated rate by 0.2%, 0.6%, 0.1% and 15%. It was seen that the performance of parameter estimation is significantly improved when the results obtained were compared with the literature.

**Anahtar Kelimeler:** Adaptive control, aerodynamic force estimation, exponential global stability, integral concurrent learning, quadrotor unmanned aerial vehicle,

## ÖNSÖZ

Yüksek Lisans öğrenimim sırasında bilgi ve tecrübesi ile yardımlarını eksik etmeyen saygıdeğer danışman hocam Prof. Dr. Muammer ÖZGÖREN'e teşekkürlerimi ve saygılarımı sunarım. İkinci danışmanım çok sevgili hocam Dr. Öğr. Üyesi Serhat OBUZ'a bu yorucu süreçte verdiği tüm desteklerden dolayı teşekkürlerimi borç bilirim.

Tez savunma jürisinde yer alan ve kıymetli destekleriyle ufkumu genişleten hocalarım Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ'e, Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR'a, Dr. Öğr. Üyesi Volkan ATEŞ'e ve Dr. Öğr. Üyesi İbrahim Halil CİHAN'a sonsuz teşekkür ederim.

Bütün bu süreçte desteklerini hep hissettiren ve bugünlere gelmeme olanak sağlayan annem Şükran DEMİRTAŞ, babam Mecit DEMİRTAŞ, abim Uğur DEMİRTAŞ ve kardeşim Aysima DEMİRTAŞ verdikleri bu destek ve sonsuz sevgi için teşekkür ederim.

Motivasyonum düştüğünde, yardım ve desteğe ihtiyacım olduğunda "Hadi!" diyerek devam etmeme yardımcı olan başta Mehmet ERDEM, Emre GÜLER, İhsan Emrecan ŞAHİN, Mehmet Said KAYA, Yasin KOÇ ve Ömer ADIGÜZEL olmak üzere bütün mesai arkadaşlarıma teşekkürü borç bilirim.

Dostluğun, her başarının arkasındaki etkisini ispatlayan kadim dostlarım Selçuk YÜK, Koray AKSOY, Aziz BAYRAKÇI, Yusuf AKAN, Abdülkadir DERE ve Mustafa Alp EREN'e teşekkür ederim.

Bütün bu desteklerin de yetmediği o en çıkmaz anımda verdiği huzur ve cesaret ile bu tez çalışmasını tamamlamamda en büyük etkisi olduğuna inandığım sırdaşım ve dert ortağım Damlanur ARI'ya sonsuz teşekkür ederim.

Burak Demirtaş

KONYA-2024

## İÇİNDEKİLER

<b>ÖZET</b> .....	iv
<b>ABSTRACT</b> .....	vi
<b>ÖNSÖZ</b> .....	viii
<b>ŞEKİLLER LİSTESİ</b> .....	xi
<b>ÇİZELGELER LİSTESİ</b> .....	xii
<b>SİMGELER VE KISALTMALAR</b> .....	xiii
<b>1. GİRİŞ</b> .....	1
1.1. Tezin Amacı .....	1
1.2. Tezin Önemi .....	5
<b>2. KAYNAK ARAŞTIRMASI</b> .....	7
2.1. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı Aerodinamiği .....	7
2.2. Dört Pervaneli İnsansız Hava Araçlarının Kontrolü .....	12
<b>3. MATERYAL VE YÖNTEM</b> .....	22
3.1. Öteleme Hareketi Dinamik Model .....	23
3.2. Denetleyici Tasarımı Sırasında Kullanılacak Matematiksel Varsayımlar ve Özellikler.....	26
3.3. Öteleme Hareketi İçin Kontrol Tasarımı.....	27
3.4. Öteleme Hareketi İçin Lyapunov Tabanlı Kararlılık Analizi .....	29
3.5. Referans Euler Açılarının Belirlenmesi .....	32
3.6. Dönme Hareketi Dinamik Modeli .....	33
3.7. Dönme Hareketi için Kontrol Tasarımı .....	36
3.8. Dönme Hareketi İçin Kararlılık Analizi .....	38
3.9. İnsansız Hava Aracı İçin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği .....	42
3.9.1. Dört Pervaneli Hava Aracının Aerodinamik Kuvvetlerinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Kullanılarak Hesaplanması.....	43
3.9.2. İnsansız Hava Aracı Üzerine Etkiyen Aerodinamik Kuvvetlerinin İki Boyutlu İtki Kuvveti Hesaplama Yöntemi ile Doğrulanması .....	48
3.9.3. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizlerinin Hazırlanması .	49

<b>4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA</b> .....	59
4.1. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Parametrelerinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi İle Elde Edilmesi .....	59
4.2. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı Denetleyicisi Simülasyonu Sonuçları .....	62
<b>5. SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	75
5.1. Sonuçlar .....	75
5.2. Öneriler .....	75
<b>KAYNAKLAR</b> .....	77



## ŞEKİLLER LİSTESİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1 İHA Kanat yapılarına göre sınıflandırılması	3
2.1 Pervane sürüklenme kuvveti şematığı	8
2.2 Akış hacmi görüntüsü	12
3.1 Dört pervaneli İHA referans açıları (Fink vd. (2015))	23
3.2 Sistemin blok diyagramı şematığı	23
3.3 Aerodinamik sürüklenme kuvveti (Gharib ve Moavenian (2016))	24
3.4 Akış hacmi	51
3.5 İHA katı modeli	51
3.6 Çözüm ağı sayısına bağlı itki değerleri	53
3.7 Akış alanı çözüm ağı yapısı	53
3.8 Pervane çözüm ağı yapısı	53
3.9 Çözüm metodu akış diyagramı	56
4.1 Pervane hızlarına bağlı sürüklenme katsayısı	61
4.2 Pervane hızlarına bağlı yatış momenti katsayısı	61
4.3 Öteleme hareketi pozisyon hataları	64
4.4 $x$ Ekseni yörünge takibi	65
4.5 $y$ Ekseni yörünge takibi	65
4.6 $z$ Ekseni yörünge takibi	66
4.7 Yer çekimi kuvveti yakınsama hatası	67
4.8 Yer çekimi kuvveti yakınsama hatası (Yakınlaştırılmış)	67
4.9 CH aerodinamik kuvvet katsayısı parametre yakınsama hatası	68
4.10 Parametre tahmin algoritması CH parametresi yakınsama başlangıcı	69
4.11 Dönme hareketi hataları	70
4.12 $\phi$ Ekseni yörünge takibi	70
4.13 $\theta$ Ekseni yörünge takibi	71
4.14 $\psi$ Ekseni yörünge takibi	71
4.15 CR aerodinamik moment katsayısı parametre yakınsama hatası	72
4.16 $x$ eksenli atalet momenti yakınsama hatası	73
4.17 $y$ eksenli atalet momenti yakınsama hatası	73
4.18 $z$ eksenli atalet momenti yakınsama hatası	74

## ÇİZELGELER LİSTESİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
3.1 Akış alanı gövde uzunluk oranları ve ölçüleri .....	50
3.2 Çözüm ağı sayısına bağlı değişen itki Kuvvetleri .....	52
3.3 Çözüm ağı kalite değerleri .....	55
3.4 HAD analiz metodu .....	56
3.5 HAD analiz metodu .....	58
4.1 İHA yapısal ve tasarım özellikleri .....	59
4.2 Türbülans modellerine bağlı değişen itki kuvvetleri .....	61
4.3 CT, CH, CR katsayılarının grafik eğimleri .....	62

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

- $\beta$  : İnsansız Hava Aracı Hücüm Açısı ( $rad$ )
- $m$  : İnsansız Hava Aracı kütlesi ( $kg$ )
- $p$  : Öteleme Eksenindeki Yer Değişirme Vektörü ( $m$ )
- $\dot{p}$  : Öteleme Eksenindeki Doğrusal Hız Vektörü ( $m/s$ )
- $\ddot{p}$  : Öteleme Eksenindeki Doğrusal İvme Vektörü ( $m/s^2$ )
- $q$  : Dönme Eksenindeki Yer Değişirme Vektörü ( $rad$ )
- $\dot{q}$  : Dönme Eksenindeki Açısal Hız Vektörü ( $rad/s$ )
- $\ddot{q}$  : Dönme Eksenindeki Açısal İvme Vektörü ( $rad/s^2$ )
- $x, y, z$  : Öteleme Hareket Eksenlerinde Yer Değişirme Miktarları ( $m$ )
- $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  : Öteleme Hareket Eksenlerinde Doğrusal Hızlar ( $m/s$ )
- $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$  : Öteleme Hareket Eksenlerinde Doğrusal İvmeler ( $m/s^2$ )
- $x_d, y_d, z_d$  : Öteleme Hareket Eksenleri Referans Yörüngeler ( $m$ )
- $\phi, \theta, \psi$  : Dönme Hareket Eksenlerinde Yer Değişirme Miktarları ( $rad$ )
- $\phi_d, \theta_d, \psi_d$  : Öteleme Hareket Eksenleri Referans yörüngeler ( $rad$ )
- $F_t$  : Pervaneler Tarafından Üretilen İtki ( $N$ )
- $G$  : İnsansız Hava Aracı Üzerine Etkiyen Yer Çekimi Kuvveti ( $N$ )
- $F_{aero}$  : İHA Gövdesi Üzerine Etkiyen Aerodinamik Kuvvetler ( $N$ )
- $T_i$  :  $i$ 'nci Pervaneden Üretilen İtki ( $N$ )
- $H_i$  :  $i$ 'nci Pervaneden Kaynaklanan Sürüklenme Kuvveti ( $N$ )
- $Q$  : Pervaneler Tarafından  $z$  Ekseninde Etkiyen toplam Tork ( $N.m$ )
- $R$  : Pervaneler Tarafından Üretilen Yatış Momenti ( $N.m$ )
- $R_B^W$  : Gövde Düzleminden Dünya Düzlemine Dönüşüm Matrisi
- $U_1$  : Öteleme Hareketi Giriş Sinyali ( $N$ )
- $\rho$  : Havanın Yoğunluğu ( $kg/m^3$ )
- $V$  : İnsansız Hava Aracı Seyir Hızı ( $m/s$ )
- $C_D$  : Sürüklenme Kuvveti Katsayısı
- $C_L$  : Kaldırma Kuvveti Katsayısı
- $A$  : Gövde Çerçevesi Kesit Alanı ( $m^2$ )
- $J$  : Toplam Atalet Momenti ( $kg/m^2$ )
- $u_q$  : Dönme Hareketi Giriş Sinyali
- $C$  : Coriolis Matrisi

$e_p$  : Öteleme Hareketi Hata Sinyali  
 $e_q$  : Dönme Hareketi Hata Sinyali  
 $r_p$  : Öteleme Hareketi Yardımcı Hata Sinyali  
 $r_q$  : Dönme Hareketi Yardımcı Hata Sinyali  
 $\alpha_{p1}, \alpha_{q1}, \Gamma_{p1}, \Gamma_{q1}, k_p, k_q$  : Kazanç matrisleri  
 $kcl_{p1}, kcl_{q1}$  : Kazanç Katsayıları  
 $W_p$  : Öteleme Hareketi için Regresör Matrisi  
 $W_q$  : Dönme Hareketi için Regresör Matrisi  
 $\theta_p$  : Öteleme Hareketi için Belirsiz Parametreleri İçeren Vektör  
 $\theta_q$  : Dönme Hareketi için Belirsiz Parametreleri İçeren Vektör  
 $V_p$  : Öteleme Hareketi için Lyapunov Fonksiyonu  
 $V_q$  : Dönme Hareketi için Lyapunov Fonksiyonu  
 $\mathcal{Y}$  : İntegral Eş Zamanlı Öğrenme Regresör Matrisi  
 $\mathcal{F}$  : İntegral Eş Zamanlı Öğrenme Giriş Sinyali  
 $\hat{\theta}$  : Parametre Kestirim Kuralı  
 $\tilde{\theta}$  : Parametre Kestirim  
 $P$  : Hava Basıncı ( $Pa$ )  
 $\partial$  : Kısmi Türev  
 $\omega_i$  :  $i$ ' ninci pervanenin dönme hızı ( $rad/s$ )  
 $\Omega_r$  : Pervanelerin dönme hızları toplamı ( $rad/s$ )  
 $Re$  : Reynolds Sayısı

### **Kısaltmalar**

ACC: Uyarlanabilir Seyir Kontrol  
ANFIS: Uyarlamalı Nöro-bulanık Çıkarım Sistemi  
BaLSI: Düzenleme Tahrikli Uyarlanabilir Kontrol Yöntemi  
CGLA: İşbirlikli ve Geometrik Öğrenme Algoritması  
CL: Eşzamanlı Öğrenme Tabanlı Uyarlanabilir Kontrol  
EL: Euler-Lagrange  
GUUB: Küresel Düzgün Nihai Sınırlı  
HAD: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği  
I&I: Daldırma ve Değişmezlik  
ICL: İntegral Eş zamanlı Öğrenme Tabanlı Uyarlanabilir Kontrol  
IE: Sınırlı Zaman Diliminde Uygulanan Uyarım

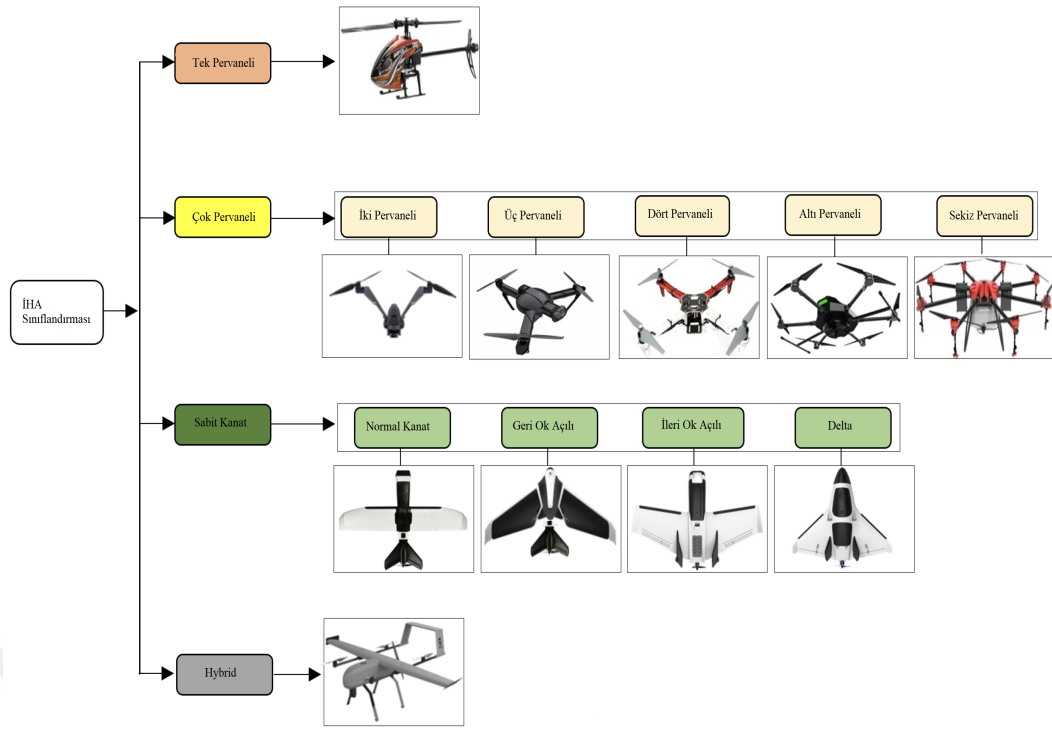
İHA: İnsansız Hava Aracı  
LTI: Doğrusal Zamanla Değişmeyen  
MIMO: Çoklu Giriş Çoklu Çıkış  
MPC: Model Tahmini Kontrol  
MRAC: Model Referanslı Uyarlanabilir Kontrol  
MRCLC: Model Referanslı Eşzamanlı Öğrenme Tabanlı Kontrol  
NN: Sinir Ağı  
OHD: Çevrimiçi Geçmiş Veriler  
PE: Sürekli Uyarım  
PID: Orantısal-İntegral-Türev  
RANS: Navier-Stokes Tabanlı Türbülans Modelleri  
RBFNNs: Radikal Temel İşlevli Sinir Ağları  
RISE: Gürbüz Hata Sinyali İntegrali  
RLS: En Küçük Kareler Yöntemi  
RWNN: Tekrarlayan Dalgacık Sinir Ağı  
SGUUB: Yarı Küresel Düzgün Nihai Sınırlı  
SHGM: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü  
VTOL: Dikey İniş Kalkış Yapabilen Kanatlı İnsansız Hava Aracı  
YSA: Yapay Sinir Ağı

## 1. GİRİŞ

Yapılan çalışma, karşılması oldukça zor bir koşul olan sürekli uyarım koşulu (PE) olmaksızın integral eş zamanlı öğrenme uyarlanabilir kontrol yöntemi ile dört pervaneli bir insansız hava aracı sisteminin aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının çevrimiçi olarak kestiriminin sağlandığını konu almaktadır. Çevrimdışı olarak yapılan parametre tahminlerinin aksine gerçekleştirilmiş bu çevrimiçi tahmin yöntemi sürekli değişen performans parametrelerinin varlığında da çalışabilmektedir. Böylelikle uzun ve hesaplama yükü, pahası yüksek hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin aksine uçuş simülasyonu sırasında kararlılık sağlanmakta ve bahsi geçen parametreler hesaplanabilmektedir. Kaynak araştırması sırasında ülkemizde ve dünyada üretilmekte olan İHA sistemleri için ICL yöntemi ile aerodinamik parametre kestirimi yapılan bir çalışmaya rastlanmamıştır. Dört pervaneli İHA denetleyici tasarımı üzerine doğrudan, dolaylı ve bileşik uyarlanabilir kontrol yöntemi çalışmaları bulunmaktadır. Ancak yapılan çalışmalarda diğer kuvvetlere nazaran etkisi çok daha küçük aerodinamik kuvvet ve moment parametrelerinin ihmal edildiği görülmüştür. Dört pervaneli İHA'lar üzerine yapılmış olan çalışmalarda üstel kararlılık elde edilen yöntemler bulunmaktadır. Üstel kararlılığı garantileyen bu kaynaklarda da aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin etkisi ihmal edilmektedir. Ancak eş zamanlı öğrenme uyarlanabilir kontrol yöntemi ile parametre tahmini yaparken üstel kararlılığı garanti edebilen bir kaynak bulunmaktadır (Yang ve Cheng (2022)). Ancak bu çalışmada aerodinamik parametrelerin etkisi olmadığı kabul edildiği durumlarda kütle tahmininin yapılabildiği sonucu elde edilmiştir. Yapılan detaylı kaynak araştırması sonucunda dört pervaneli insansız hava aracı sistemleri için geçerli, aerodinamik parametre kestirimi yapabilen herhangi bir çalışmaya ulaşılamamıştır. Yapılan bu çalışmada ise bu kuvvet parametrelerinin yüksek pervane hızlarında azımsanmayacak kadar büyük olduğu ve sisteme etki ettiği tespit edilmiştir. Yapılan Lyapunov kararlılık analizi sonucunda küresel üstel yakınsama ispatlanmış ve MatLab Simulink analizleri ile aerodinamik parametre kestiriminin yapılabildiği doğrulanmıştır.

## 1.1. Tezin Amacı

İHA, otonom olarak uçabilen bir veya daha fazla motor ile itki üreten hava araçlarıdır. Dört pervaneli hava aracı, dikey kalkış ve dikey iniş yapabilen, dört adet pervane ile itki üreten insansız bir hava aracıdır. Dört pervaneli hava araçları hafif, düşük maliyet ve yüksek manevra kabiliyeti gibi avantajları sebebiyle oldukça geniş kullanım alanlarına sahiptir. İnsansız hava araçları Şekil 1.1'de gösterildiği gibi kanat yapıları ve aerodinamik özelliklerine göre sabit kanatlı, tek ve çoklu pervaneli döner kanatlı ve hibrit olmak üzere dört farklı kategoride incelenebilir. Sabit kanat insansız hava araçları; insansız uçaklar olarak isimlendirilmekte olan ve kanatları gövde ile sabitlenmiş, uzun süreli ve yüksek seyir süratlerine sahip olan İHA'lardır. Döner kanat insansız hava araçları ise dikey iniş, kalkış yapabilen yüksek manevra kabiliyeti gerektiren farklı amaçlara hizmet eden pervanelerin dönmesi ile kaldırma kuvvetinin oluşturulduğu İHA'lardır. Genellikle sivil alanlarda kullanılmakta olan insansız hava araçları, çoğunlukla döner kanat sınıfına dahildirler. Döner kanat İHA'lar pervane sayılarına göre dört pervaneli, altı pervaneli gibi isimlendirilmektedirler. Diğer sınıf ise hibrit yani birden fazla sistemi bünyesinde bulunduran insansız hava araçlarıdır. Hibrit İHA'lar genellikle bir veya birden fazla pervanesi ile dikey iniş ve kalkış yapabilen, sabit kanatları ile seyir edebilen insansız hava araçlarıdır. Hem pervanelere hem de sabit kanatlara sahip, genellikle askeri alanlarda kullanılan insansız hava araçları VTOL'ler de bu sınıfa dâhil edilmektedir. İnsansız hava araçları, trafik izleme, tanıma ve gözetleme, arama kurtarma operasyonları gibi sivil uygulamalarda giderek daha fazla tercih edilmektedir. İHA sistem bileşenlerinin özellikleri, dayanıklılık, hareket yarıçapı, hız, atıklık, irtifa ve iniş/kalkış gibi bazı temel operasyonel gereksinimlerine göre belirlenmektedir.



**Şekil 1.1.** İHA Kanat yapılarına göre sınıflandırılması

İnsansız hava araçlarının kontrol tasarımları, son yıllarda çok ilgi çeken bir araştırma alanı olmaya başladığı görülmektedir. Birçok araştırmada, ideal bir platform olarak kullanılabilmesi sebebiyle teftiş, teslimat, keşif veya otonom temelli mobil robotlar gibi gözetim navigasyon, gerçek zamanlı yol planlama ve nesne tanıma gibi askeri görevler veya sivil görevler için İHA'lar üzerinde denetleyici tasarımı yapılmaktadır. Fakat, dört pervaneli İHA'lar için denetleyici tasarımı oldukça karmaşıktır. Sistem dinamiğinin doğrusal olmaması, çeşitli parametrik olmayan belirsizlikler içermesi, sistem üzerine etkileyen bozucu ve modellenemeyen kuvvetlerin varlığı ve eyleyici sayısının serbestlik derecesinden daha az olması dört pervaneli İHA'lar için denetleyici tasarımı zorlaştırmaktadır. Son yıllarda, İHA'larda otonom uçuş yaparken bu zorlukların üstesinden gelmek için makine öğrenimi ve eş zamanlı öğrenme teknikleri gibi öğrenme tabanlı metotlar yaygınlaşmaya başlamıştır. Tam otonom bir çalışmada tatmin edici bir performans seviyesi elde etmek ve denetleyici performansının iyileştirilmesi için dört pervaneli İHA'ların sistem dinamiğinde bulunan belirsiz parametrelerin kestirimi ve aerodinamik kuvvetlerin kestirimi önem arz etmektedir. Bu nedenle, otonom çalışan bir İHA ile ilgili sürdürülen araştırma faaliyetlerinin başlıcaları aşağıdakilerden oluşmaktadır (Mokhtari ve Benallegue, 2004):

1. Aerodinamik ve uçuş performansında rüzgâr tüneli ve uçuş tabanlı deneysel araştırmalar.
2. Motor/pervane performansının iyileştirilmesi ve sistem kararlılığının sağlanması
3. Arıza tespiti ve yeniden yapılandırma için sistem tanımlama yöntemleri ve yapay sinir ağları.
4. Belirsiz parametreler içeren dinamikler ve rüzgâr esintileri varlığında kontrol yasalarının kararlılık analizi.
5. Otonom uçaklar için gürbüz ve doğrusal olmayan yüksek performanslı manevra takibinin sağlanması.

Belirtilen maddelerde de görüldüğü gibi bir İHA denetleyici sistemi tasarlanırken aerodinamik kuvvet etkileri birden fazla değişime sebep olmaktadır. Yapılan bu tez çalışması kapsamında verilen belirsizliklerin hem veri hem de model tabanlı bir yöntem olan İntegral Eş Zamanlı Öğrenme Uyarlanabilir Kontrol yöntemi aracılığı ile saptanması ve denetleyicinin kararlılığının garanti edilmesi amaçlanmıştır. Eş zamanlı öğrenme tabanlı uyarlamalı bir denetleyici yardımıyla elde edilen aerodinamik kuvvet ve moment değerleri, hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleriyle elde edilen sonuçlar ile karşılaştırılarak, aerodinamik katsayıların çevrimiçi kestiriminin sağlanması ve kıyaslanması amaçlanmıştır. Böylelikle gelecekteki araştırma çalışmalarında eş zamanlı öğrenme ile elde edilen bu veriler çok pervaneli İHA kontrol sistemlerinin tasarımlarında hem öğrenme tabanlı hem de akışkanlar dinamiğine ait sonuçların bu çalışma ile örnek teşkil etmesi amaçlanmaktadır. Ancak kontrol sistemleri tasarlanırken tanımlanabilecek bazı temel teknik zorluklar yukarıda belirtilmiştir. Ayrıca, geri beslemeli doğrusallaştırma yöntemleri (Lee vd., 2009b), yüksek kazançlı gürbüz geri beslemeli denetleyici tasarımları (Xian ve Yang, 2020) ve kayan kip modlu kontrol yöntemi (Polyakov, 2011) dahil olmak üzere birçok yeni ve geleneksel doğrusal olmayan kontrol yöntemi, bir kaç özel durum dışında, sisteme doğrudan uygulanması çeşitli problemleride beraberinde getirmektedir. Örnek olarak, doğrusallaştırma kontrol yöntemleri (Belkheiri vd., 2012) model bilgisinin hatasız ve eksiksiz olmasını şart koşar. Gürbüz geri beslemeli denetleyici tasarımları (Xian ve Yang, 2020) ise yüksek kontrol eforu gerektirmektedir. Kayan kip modlu

denetleyiciler (Polyakov, 2011) ise çatırtı problemini (İng: chattering phenomenon) beraberinde getirmektedir. Bu geleneksel denetleyici tasarımları model tabanlı olup yukarıda bahsedilen dezavantajlarının giderilmesi için son yıllarda ilgili kaynaklarda denetleyiciler üzerine çeşitli yöntemler geliştirilmiştir. Özellikle veri tabanlı kontrol yöntemlerinin model tabanlı kontrol yöntemlerine entegrasyonu üzerine bazı yöntemler ilgili kaynak araştırmasında sunulmuştur. Böylece, model tabanlı denetleyici performanslarının iyileştirilmesi amaçlanmıştır. Ek olarak, veri tabanlı denetleyici tasarımlarının kararlılık analizine dahil edilmesi sağlanmıştır. Hem veri tabanlı hem de model tabanlı denetleyici tasarımlarını eş zamanlı kullanılmasına imkan veren eş zamanlı uyarlamalı denetleyici tasarımı (Yang vd., 2023), bahsi geçen etkili yöntemlerden biridir. Eş zamanlı öğrenme tabanlı uyarlamalı kontrol yöntemi kontrol performansının iyileştirilmesi amacıyla yanı sıra parametre kestiriminin yapılmasını da amaçlamaktadır. Parametre kestirimi için klasik bileşik uyarlanabilir kontrol tekniklerinden farklı olarak, uyarımın sürekliliği koşulunu ortadan kaldırarak daha katı olmayan sınırlı uyarım koşulunu gerektirmektedir. İlgili kaynaklarda son yıllarda çeşitli sistemler için ICL kontrol teknikleri önerilmiştir. Fakat, özellikle dört pervaneli İHA gibi eksik tahrikli sistemler için neredeyse hiçbir çalışma mevcut değildir. Ek olarak, aerodinamik kuvvetlerin kestirimi için ICL kullanımı üzerine, ilgili kaynak araştırmasında bir boşluğun olduğu tespit edilmiştir. Bu tezin amacı, dört pervaneli bir İHA için model bilgisinden bağımsız, belirsiz parametrelerin varlığını göz önünde bulunduran, sistem modelini doğrusallaştırmadan, PE varsayımına gerek duymadan hem yörünge takibi hem de parametre kestirimini garanti eden ICL tabanlı bir denetleyici tasarımı gerçekleştirmektir. Böylelikle İHA üzerine etkileyen aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin kestirimi yapılarak, aerodinamik parametrelerin kestirimi uçuş sırasında çevrimiçi olarak yapılabilecektir.

## 1.2. Tezin Önemi

Yapılan detaylı kaynak araştırması sonucunda ilgili kaynaklarda doğrusal ve doğrusal olmayan olmak üzere çok sayıda denetleyici tasarımına rastlanmıştır. Doğrusal olmayan yöntemlerin kararlılık performansının iyi olmasının yanında belirsiz parametrelerin kestirimi konusunda da yeterli olmadığı görülmektedir.

Doğrusal olmayan yöntemler incelendiğinde denetleyici üzerinden yapılan parametre kestirimi konusunda PE gibi ön koşulların olması beklenmektedir. Ancak bu koşul dört pervaneli İHA'lar karşılanması zor bir durum teşkil etmektedir. Yukarıda da avantaj ve dezavantajlarından bahsedilen yöntemler arasında ICL yöntemi gerek belirsiz parametrelerin kestirim performansı gerekse elde edilen yörünge takibi için küresel üstel olarak yakınsama garantisi sağlaması sebebiyle tercih edilmiştir. Çevrimiçi parametre kestirimi yapamayan denetleyici yöntemleri gibi hesaplamalı akışkanlar dinamiği de çevrimdışı olarak çalışabilmektedir. Ayrıca aerodinamik parametrelerin doğru hesaplanması için kullanılmakta olan yöntemlerden biri olan HAD hesaplama maliyeti ve süresi bakımından dezavantajlar arz etmektedir. Ayrıca belirtilen yöntemin çevrimiçi parametre kestirimi yapabilen herhangi bir varyasyonu bulunmamaktadır. Yapılmakta olan analizler üretim öncesinde veya üretim sırasında yapılabilmektedir. Doğru sonuç alabilmek için model bilgisinin, çevre koşullarının, dış etkilerin tamamı hakkında detaylı bilgiye ihtiyaç duymaktadır. Ayrıca yapılan hesaplamalı analizlerin sonuçlarının detaylı ve maliyetli deneysel testler sonucunda doğruluğu test edilmesi gerekmektedir. Bunların aksine ICL uyarlanabilir denetleyici ile yapılan parametre kestirimi dört pervaneli İHA'nın uçuş sırasında çevrimiçi olarak aerodinamik kuvvet ve momentlerin dolayısı ile katsayıların kestirimine olanak sağlamaktadır. Uçuş sırasında alınan anlık veriler ve depolanan verilerle kestirim sonuçları iyileştirilebilmektedir. İlgili kaynaklarda yapılan oldukça geniş bir araştırma sonucunda, dört pervaneli İHA'lar üzerine yapılan aerodinamik kuvvet ve moment kestiriminin sağlandığı başka bir çalışmaya rastlanmamıştır.

## 2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Yapılan kaynak araştırması sonucunda eş zamanlı öğrenme tabanlı uyarlamalı denetleyici yöntemi ile tasarlanmış dört pervaneli hava araçları üzerine çalışmalar bulunmaktadır. Ancak denetleyici ile aerodinamik parametrelerin kestirimi ile denetleyici performans verimliliği artırımını yapan ve bu değerleri hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri sonuçları ile kıyaslama yoluyla değerlendiren bir çalışmaya rastlanmamıştır. Ayrıca bu çalışma, uçak mühendisliği anabilim dalının farklı konu alanlarını içerisinde barındıran, çok disiplinli bir çalışma örneğidir. Kaynak araştırması sonucu, derin öğrenme tabanlı kontrol yöntemleri ve bu yöntemin insansız hava aracına uyarlanması, kontrol sistemleri ile parametre kestirimi, dört pervaneli insansız hava araçlarının aerodinamiğinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemleri ile araştırılması gibi çalışmalar incelenmiştir.

### 2.1. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı Aerodinamiği

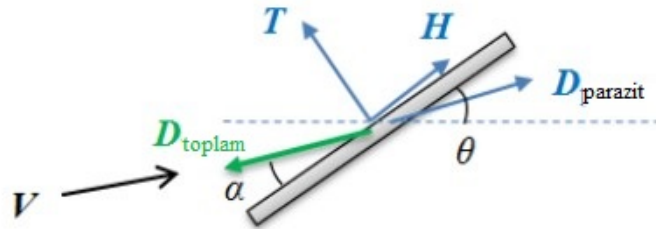
Brandt ve Selig (2011) yaptıkları çalışmada, pervane kirişinin 0.75'lik pervane-bıçak konumunda 50000 ile 100000 arasındaki düşük Reynolds sayısı aralığında çalışması gereken pervaneler kullanmışlar. Bu koşullarda pervane verimliliğini ölçmek için testler yapmışlar ve toplamda çoğunlukla 9 ile 11 inç çap aralığına uyan 79 pervane test edilmiş. Testler sırasında, rüzgar değirmeni durumuna (sıfır itme kuvveti) ulaşana kadar bir dizi ilerleme oranını tarayacak şekilde rüzgar tüneli hızı değiştirilirken pervane hızı (RPM) sabit tutulmuş. Reynolds sayısı etkilerini incelemek için pervane çapına bağlı olarak 1500 ile 7500 RPM aralığında tipik olarak dört RPM test edilmiş ve pervane verimlilikleri, 0,65'e yakın bir tepe noktasından (verimli bir pervane için) 0,28'e yakın bir değere (son derece zayıf bir pervane için) kadar büyük ölçüde değiştiği tespit edilmiştir. Sonuç olarak, İHA'lar için uygun pervane seçiminin uçak performansı üzerinde çarpıcı bir etkiye sahip olabileceğini göstermişlerdir. Pervanelerin itki değerleri ve verimliliklerini hesaplamışlardır.

Nguyen vd. (2017) yaptıkları dört pervaneli helikopterin aerodinamik karakteristiklerinin analitik olarak hesaplanması çalışmalarında dört pervaneli bir helikopterin düz uçuş sırasında üzerine etkiyen sürüklenme ve itki kuvvetlerini analitik yöntemle hesaplamışlardır. Çalışmada dört pervaneli helikopterin teorik ve deneysel yaklaşımları ele alınmıştır. Çalışmada teorik yaklaşım kısmında, momentum teorisi ve bıçak element teorisi kullanılarak boyutsuz itki ve sürüklenme katsayıları,

$$C_D = \frac{D_{total}}{\rho (\omega R)^2 4\pi R^2}, \quad (2.1)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho (\omega R)^2 4\pi R^2}, \quad (2.2)$$

olarak formülize edilmiştir. Burada  $R$  pervanenin yarıçapını,  $D_{total}$  dört pervaneli helikopter üzerine etkiyen indüklenmiş sürüklenme, profil sürüklenmesi ve parazit sürüklenmesinin toplamı olan toplam sürüklenme kuvvetini,  $\omega$  pervanenin açısal hızını ifade etmektedir. Sürüklenme kuvvetleri Şekil 2.1'de şematik olarak gösterilmektedir (Nguyen vd. (2017)).



**Şekil 2.1.** Pervane sürüklenme kuvveti şematiği

Thai vd. (2019) yaptıkları DJI Phantom 3 isimli ticari insansız hava aracının aerodinamik verimliliğinin tartışıldığı çalışmalarında, CREATETM-AV Helios hesaplamalı akışkanlar dinamiği programını kullanmışlardır. İki farklı gövdeye yakın çözücü model ve kullanılan programın hazır geçiş bölgesi türbülans modelleri ile analizler yapmışlardır. Çözüm ağını, insansız hava aracının kanat yapısı hem iki boyutta hem de üç boyutta incelenerek oluşturmuşlar ve havada asılı kalmakta olan DJI Phantom 3 modeli için hem türbülanslı hem de türbülans geçiş modelleri için uygunlaştırmışlardır. Spalart Allmaras türbülans modeli, iki CFD çözücüde de tutarlı sonuçlar verdiği için ve hesaplama açısından en verimli model

olarak belirlenmiştir. Sonuç olarak, Helios paketi kullanılarak yapılan analizlerle havada asılı duran küçük bir dört rotorlu deneysel verileri karşılaştırıldığında tatmin edici itme tahminleri elde etmek için bir geçiş modelinin gerekli olmadığını göstermişlerdir. Ancak, değerlik katsayısı (the figure of merit) hem tamamen çalkantılı hem de geçiş modelleri tarafından eksik tahmin edildiğinden dolayı geçiş modellemesinin tork tahmini üzerindeki etkisinin daha fazla araştırılması gerektiği tespit edilmiştir.

Lei ve Wang (2019) çalışmalarında, çeşitli pervane aralıklarına (1–2 çap) ve disk düzlem açısına ( $0^{\circ}$ – $50^{\circ}$  derece) sahip düzlemsel olmayan dört pervaneli İHA'nın aerodinamik modellemesini ele almışlardır. Düzlemsel olmayan pervane yapısını incelemek için bir dizi CFD analizi yapılmış ve deneysel çalışmalar ile doğrulanmıştır. Düzlemsel olmayan dört pervaneli İHA'nın akış alanının, kararsız akış söz konusu olduğunda son derece karmaşık olduğu sonucuna varılmıştır. Düzlemsel olmayan pervanelerin ürettiği, daha güçlü dışarı akışından kaynaklanan ve aynı zamanda güç artışına da yol açan itki kuvveti, eğim açısıyla birlikte önemli ölçüde arttığı tespit edilmiştir. Ancak, pervane aralığı 1,4 kat çaptan büyük olduğunda itki artışı o kadar da belirgin olmadığı görülmüştür. Ek olarak, deneylerin ve sayısal simülasyonların tutarlı sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Çalışma sonucunda geleneksel düzlemsel dört pervaneli İHA'larla kıyaslandığında, bahsi geçen düzlemsel olmayan dört pervaneli İHA'ların daha büyük güç yüklemesine, daha iyi aerodinamik ve kontrol performansına sahip olduğunu doğrulanmıştır.

Guo vd. (2020) yaptıkları çalışmada, havada asılı kalmakta olan dört pervaneli bir tarımsal insansız hava aracının aerodinamik akış analizini, Navier-Stokes denklemleri ile  $SSTk - \omega$  türbülans modelinin basınç bağlantılı denklemler için yarı örtülü yöntem algoritmasını birlikte kullanarak yapmışlardır. Elde edilen analiz sonuçları, oluşturulan deney düzeneğinden alınan verilerle kıyaslamışlardır. Yapılan hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Ansys programı yardımıyla gerçekleştirilmiştir. Çalışmada alının ihanın uçuş sırasında pervaneleri 2500 RPM hızında sabit tutulmakta, çözüm ağı yöntemi yapılandırılmamış olup, 5,8 milyon çözüm ağından oluşmaktadır. Hesaplama yöntemi olarak kararsız zaman adımı benimsenmiş; 0,0001 s'lik bir zaman adımı uzunluğu, her adım uzunluğu için 30 iterasyon, 16000 toplam adım sayısı ve yakınsama kalıntısı  $10^{-4}$  olacak şekilde belirlenmiştir. Rotorun akış alanı 5 saniyelik bir dönüş periyodu

tamamlandıktan sonra hesaplanabilmiştir. Sonuç olarak pervaneleri altında kalan bölgede akışın gelişmeye başlamasından itibaren 3. saniyede stabil olmaya, Dört pervaneli hava aracının yakın çevresinde bulunan sınıra yakın alanların ise 4. saniye sonrasında daha kararlı olduğu tespit edilmiştir.

Barcelos vd. (2020) çalışmalarında dört pervaneli insansız hava araçlarının pervane dizilim şekline göre olan konfigürasyonlarının aerodinamik verimliliklere olan etkisini, HAD analiz yöntemi ve deneysel verilerini kullanarak araştırmışlardır. Bağımsız bir rotorla karşılaştırıldığında, birbirine yakın konumdaki birden fazla rotorun etkileşimi, aracın güç gereksinimlerini artırdığını ve itme kuvveti kaybına neden olduğunu tespit etmişlerdir. Elmas konfigürasyonlarının, öncü rotorların dönüş yönü, orta rotorların itme kuvvetini ve arkadaki aracın dönme momentini etkilediği görülmüş. Kare konfigürasyonlarında ise, ön rotorların geri çekilen kanatları merkez hattı boyunca geriye doğru hareket ettiğinde zıt yöne dönme hareketi yönelimlerine göre biraz daha yüksek toplam itki kuvveti ve yukarı yunuslama eğilimleri olduğu gözlemlenmiştir. Elmas konfigürasyonu, kare konfigürasyona göre %3,5'e kadar daha yüksek rotor verimliliği ve artan ileri hız ile daha az yukarı yunuslama eğilimi sergilediğini tespit etmişlerdir.

Lei ve Wang (2020) çalışmalarında farklı pervane aralıklarına, pervaneler arası mesafenin pervane yarıçapına oranı, sahip dört pervaneli İHA'nın aerodinamik performansını havada asılı halde incelemek için sayısal simülasyonlar ve deneysel çalışmalar yapmışlardır. Deneysel çalışmada, farklı pervane aralıklarına ( $L/R= 2, 2; 2, 6; 3, 0; 3, 2; 3, 6$  ve  $4, 0$ ) sahip dört pervaneli İHA'nın sahip olduğu itki kuvvetini ve güç tüketimini ölçmek ve en iyi aerodinamik performansa sahip olan pervane konfigürasyonu bulmak için deneysel bir platform tasarlamışlardır. Ayrıca bitişik pervaneler arasındaki aerodinamik etkileşimi görsel olarak analiz etmek için HAD yöntemiyle basınç dağılımı, kanat ucunun girdabı ve dört pervanelenin akış alanındaki hız vektörleri görselleştirilmiştir. Nihai deneysel ve sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında, dört pervanelenin aerodinamik performansının, rotor aralığının değişmesiyle açıkça değiştiğini ve pervane aralığının çok küçük veya büyük olması durumunda havada kalma verimliliği üzerinde olumsuz bir etkiye sahip olduğunu göstermişlerdir. Daha büyük bir itki gücü ve daha az güçle  $L/R = 3, 6$  pervane aralığına sahip İHA'ların, daha iyi aerodinamik özelliklere sahip olduğu kabul edilmiştir. Ayrıca, özellikle

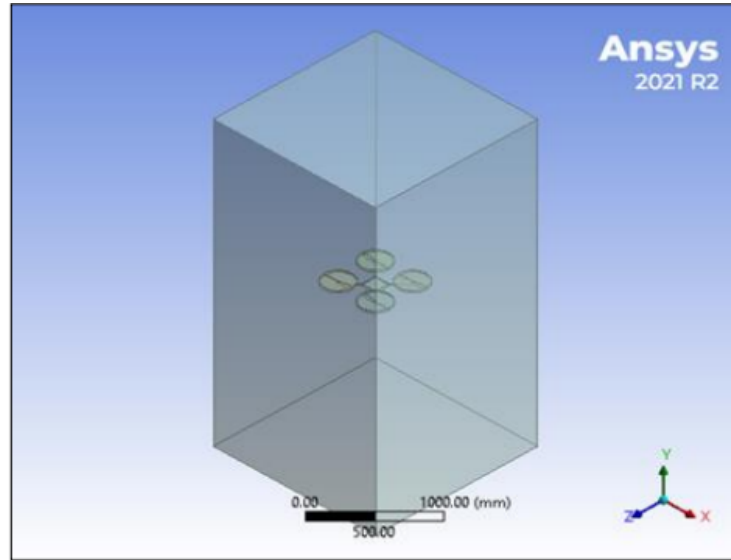
$L/R = 3,6$  pervane aralığına sahip pervanelerin, izole edilmiş pervaneler ile aerodinamik etkileşimleri bakımından karşılaştırıldığında, daha büyük bir itki kuvvetine ve daha iyi bir aerodinamik performansa sahip olduğu kanıtlanmıştır.

Benzer şekilde Li vd. (2021) çalışmalarında çoklu pervane konfigürasyonunun biyomimetik optimal aerodinamik tasarımından hareketle, kanallı çoklu pervane konfigürasyonunu optimize ederek, dört pervaneli insansız hava araçlarının kaldırma kuvveti üretiminin hesaplanması ve verimliliğinin iyileştirilmesi üzerine HAD tabanlı bir çalışma yürütmüşlerdir. Çalışmada Ansys programı CFX alt modülü kullanılmış, Re sayısı  $7.4 \times 10^4$  ve pervanelerin dönüş hızı ise 5400 RPM değerinde sabit tutmuşlar ve türbülans modeli olarak ise RANS modelleme tiplerinden olan SST türbülans modeli seçmişlerdir. Akış alanı  $13.3R$  büyüklüğünde, dönen çözüm ağı alanı ise  $2R$  genişliğinde silindir olarak seçmişlerdir. Çözüm ağı olarak yapılandırılmamış çözüm ağını tercih etmişlerdir. Daha sonra, kanallı çoklu pervane konfigürasyonunun aerodinamik performans üzerindeki etkisi, havada asılı kalma durumunda pervanelerin uç mesafesi ve yükseklik farkı açısından araştırılmıştır. Sonuçlara bakıldığında, kanat uç mesafesinin neden olduğu etkileşimlerin, kaldırma kuvveti üretimini ve verimliliğini azaltma konusunda gözle görülür bir etkiye sahip olduğu ancak küçük uç mesafeleriyle sınırlı olduğu, yükseklik farkının neden olduğu etkileşimlerin ise belirli bir aralıkta aerodinamik performansı arttırmada bir etkiye sahip olduğu gösterilmiştir. Optimum verimliliğin bulunması için farklı yükseklik ve genişlikte kanal yapıları analiz edilerek sonuçları almış ve karşılaştırmışlardır.

Lei vd. (2021) çalışmalarında, havada asılı kalma hareketi yapan dört pervaneli insansız hava aracının yatay ve dikey rüzgar aldığı durumlarda, aerodinamik özellikleri üzerindeki rüzgar etkisini deneyler ve sayısal simülasyonlarla incelemişlerdir. İtki ve güç değişimine neden olabilen ve hatta özellikle yatay veya dikey rüzgâr söz konusu olduğunda şiddetli rüzgarda istikrarlı bir uçuşun sürdürülmesini zorlaştıran yalpalamaya neden olan rüzgar etkisini, basitleştirilmiş aerodinamik model ile ayrıntılı olarak analiz etmişlerdir. Ek olarak, rotor aralığı oranı  $s = 1 : 1 - 1.8$  olan ve pervane dönüş hızı 1500 ile 2300 RPM arasında değişen dört pervaneli insansız hava aracını, 0 ile 5 m/s arasında hızda hem yatay hem de dikey rüzgarlarda itki ve güç değişimini ölçen düşük hızlı rüzgar tüneli testlerine tabi tutmuşlardır. Sayısal analizler, hesaplamalı akışkanlar dinamiği yazılımı ANSYS kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Deneysel sonuçlar ile

simülasyon sonuçlar karşılaştırıldığında,  $s = 1 : 8$  rotor aralık oranına sahip dört pervaneli İHA'nın daha büyük itki kuvvetine ve daha düşük güç tüketimine yani daha iyi aerodinamik performans elde ettiği (özellikle 2.5 m/s hızda) sonucuna ulaşılmıştır. Ancak dikey rüzgarların, kanat ucuna yakın girdapların dikey rüzgarın etkisiyle yukarıya doğru hareket ederek deforme olması sebebiyle, İHA'nın itki ve aerodinamik performansın düşmesine sebep olduğu saptanmıştır.

Almallah ve Elnady (2022) yaptıkları çalışma ile hesaplamalı akışkanlar dinamiği programı Ansys Fluent modülünü kullanarak bir dört pervaneli insansız hava aracının ve pervanelerinin aerodinamik parametrelerinin hesaplanmasını ve akışının incelenmesini sağlamışlardır. Kullanıldıkları akış hacmi Şekil 2.2'de verilmiştir (Almallah ve Elnady, 2022). Hesaplamalar için çoklu referans çerçeve ve kayan çözüm ağı metotları kullanılmış ve üç boyutlu akış simülasyonu gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar da  $k - \varepsilon$  türbülans modeli ve duvara yakın alanlarda ölçeklenebilir duvar fonksiyonu ile analizler yapılmıştır. Çözümde ağdaki eleman boyutu 20 mm, zaman adımı sabit, yer çekimi ivmesi  $9.81m/s^2$ , zaman adımı başına iterasyon sayısı 1000 olacak şekilde adım büyüklüğü 0.01 saniye olarak seçilmiş. Sonuç olarak insansız hava aracı 17.797 N kaldırma ve 0.0004348 N üretmekte olduğu hesaplanmıştır. Bu kuvvet değerleri için boyutsuz kaldırma ve sürüklenme katsayıları sırasıyla, 0.02905 ve 0.00071 olarak hesaplanmıştır.



**Şekil 2.2.** Akış hacmi görüntüsü

## 2.2. Dört Pervaneli İnsansız Hava Araçlarının Kontrolü

Lee vd. (2007) yaptıkları çalışmada ise düşük tahrikli dört pervaneli küçük ölçekli İHA'lar için çıkış geri bildirim yöntemi kullanan bir denetleyici önermişlerdir. Hız durum bilgilerini tahmin etmek için bir gözlemcinin kullanıldığı ve yalnızca konumun ve açıların ölçülebildiği doğrusal olmayan bir İHA sistemi için bir çıkış geri besleme kontrol yöntemi tasarlamışlardır. Tasarımın kararlılığı, Lyapunov bazlı analiz yoluyla gerçekleştirilmiştir. Yarı küresel düzgün nihai sınırlı takip sonucu elde edilmiştir. Lee vd. (2009a) yaptıkları çalışmada, dört pervaneli İHA sistemleri için gürbüz, durum geri beslemeli bir denetleyici önermişlerdir. Yapılan Lyapunov tabanlı kararlılık analizlerinde üç doğrusal ekseninde ve yalpalama açısında yarı küresel düzgün nihai sınırlı takip sonucuna ulaşmışlardır. Lee vd. (2011) tarafından yapılan çalışmada, parametrik belirsizliklere sahip olan İHA sistemleri üzerinde çalışan durum geri beslemeli, uyarlama yasalarıyla güncellenen bir uyarlamalı denetleyici tasarımını önermişlerdir. Lyapunov tabanlı kararlılık analizi sonucunda, yarı küresel düzgün nihai sınırlı yörünge takibi sağlanmıştır. Efe (2011), İnsansız Hava Araçları uygulamaları, model uyumsuzluğu, rüzgâr bozuklukları, ölçüm gürültüsü ve değişen elektriksel değişkenlerin etkileri, örneğin akü voltajındaki kayıp gibi bozulmaları hafifletebilen gürbüz kontrol şemaları gerektiğini söylemektedir. Çözüm olarak, kesirli türevli ve integralli denetleyici önermiştir. Diao vd. (2011) çalışmalarında, bilinmeyen sistem parametrelerine sahip, bir dört pervaneli İHA sistemi için sürekli, zamanla değişen uyarlamalı bir izleme denetleyicisi geliştirmişlerdir. Lyapunov tabanlı bir analiz aracılığıyla, konum ve sapma hareketi izleme hataları tasarımı yapmışlar ve yapılan analizler sonucu denetleyici hata sinyallerinin küresel olarak sıfıra yakın küçük bir değere yakınsayabildiğini saptamışlardır. Bialy vd. (2013) yaptıkları çalışmada, doğrusal parametre belirsizliklerin ve sınırlı dışsal bozuklukların bulunduğu, dört pervaneli bir İHA dinamiği için bir gürbüz uyarlanabilir denetleyici geliştirmişlerdir. Denetleyiciyi, modüler bir uyarlamalı güncelleme yasası ve hatanın geri bildirim teriminin bir integral işareti aracılığıyla çalışan, istenilen konum ve sapma açısı yörüngesini yakınsaması için tasarlamışlardır. Das vd. (2008) yaptıkları çalışmada, İHA'lar için geri adımlamalı bir metot kullanılarak belirsizlikler içeren dinamiklerin kestirimi

yapay sinir ağı yaklaşımı ile tahmin edildiği bir doğrusal olmayan denetleyici önermişlerdir. Kartal vd. (2020) küçük İHA'lar için, genellikle kazançların ayarlanmasının zor ve zaman alıcı olduğu ve performansın garanti edilmediği PID yöntemini kullanarak, performansı garantilenmiş, kayma kipi analizine ve doğrusal olmayan geri adımlamaya dayalı ikinci dereceden kayan değişken bir denetleyici tasarlamışlardır. Zhao vd. (2014) çalışmalarında gürbüz hata sinyali integrali yöntemi tabanlı uyarlanabilir kontrol metodolojisini kullanan, az tahrikli bir dört pervaneli bir insansız hava aracı için izleme denetleyicisi önermişlerdir. Bu yöntemde RISE, iç döngüdeki bozuklukların giderilmesinde, I&I yaklaşımı ise parametre uyarlamasında kullanılmaktadır. Denetleyici Lyapunov tabanlı analizi sonucu, asimtotik izleme sonucuna ulaştırılmıştır. Xian vd. (2015) yaptıkları çalışmada, yapısal belirsizliklere ve bilinmeyen dış etkenlere maruz kalan dört pervaneli bir İHA'nın tutum ve irtifa izleme problemini çözmek için kuaterniyon tabanlı, doğrusal olmayan, gürbüz çıkışlı bir geri beslemeli izleme denetleyicisi geliştirmişlerdir. Modelleme belirsizliklerini tahmin etmek için sinir ağına dayanan yaklaşık bileşenler tasarlanmış, dış bozuklukları ve NN yeniden yapılandırma hataları telafi edilmesi için gürbüz geri bildirim bileşenleri tasarlanmıştır. Lyapunov tabanlı kararlılık analizi, tüm kapalı döngü durumları için yarı küresel asimtotik bir izleme sonucu elde edilmesi için kullanılmıştır. Yang ve Xian (2019) çalışmalarında, askıda faydalı yük taşıyan, düşük tahrikli dört pervaneli bir İHA'nın pozisyonu ve faydalı yük salınım açısını asimtotik olarak kontrol edebilen enerji tabanlı doğrusal olmayan bileşik uyarlanabilir bir denetleyici yaklaşımı önermişlerdir. Xian ve Yang (2020), bilinmeyen bozulmalar altında çalışan, altına faydalı yük bağlanmış, dört pervaneli İHA sistemi için gürbüz bir takip denetleyici sistemi üzerine çalışmışlardır. Bilinmeyen hava türbülansının varlığı durumunda, konum yörünge izleme kontrolü ve asılı yükün salınım önleme kontrolü ile başa çıkmak için hata işaretinin integraline dayanan yeni bir doğrusal olmayan bir denetleyici tasarlamışlar ve yapılan Lyapunov kararlılık analizi sonucunda kapalı döngü sistemin asimtotik kararlılığını ispatlamışlardır. Kontrol performansını gerçek zamanlı deneysel sonuçlarla kıyaslamışlardır. Kurnaz vd. (2010) yaptığı çalışmada, İHA'lar için bir uyarlamalı nöro-bulanık çıkarım sistemi (ANFIS) tabanlı otonom uçuş denetleyicisi tasarlamışlardır. İHA'nın konumunu üç boyutlu uzayda yükseklik ve boylam-enlem konumu olarak kontrol etmek için üç bulanık mantık modülü

geliştirilmiştir. Bunlar, İHA'nın yunuslama açısını, yalpalama açısını ve gaz kelebeği konumunu, yüksekliği, yönü ve hızı birlikte kontrol edilecek şekilde ayarlamaktadır. Jardine vd. (2017) yaptıkları çalışmada, makine öğrenimi kullanılarak ayarlanmış Model Tahmini Kontrolle (MPC) dayalı dört pervaneli hava aracı için bir hedef izleme tekniği sunmuşlardır. Yönteme özel olarak izleme hatasını en aza indirecek şekilde amaç fonksiyonunun ağırlıklandırma parametrelerini seçmek için öğrenme otomatları kullanılmaktadır. Dört pervaneli hava aracı dinamiği bir baskın durum etrafında doğrusallaştırılarak yaklaşık bir doğrusal durum-uzay modeli geliştirmişlerdir. Kontrol eylemlerinin optimum sırası, sonlu bir tahmin ufku boyunca genişletilen kararlı bir geri besleme yasası üzerindeki bozulmalar olarak ifade edilmektedir. Lin vd. (2014) yaptıkları çalışmada, İHA kontrol mekanizması için tekrarlayan dalgacık sinir ağı (RWNN) kullanılarak akıllı bir kontrol sistemi önermişlerdir. Geliştirilen RWNN, ideal bir denetleyiciyi taklit etmek için kullanılmaktadır. Geliştirilen RWNN kontrol sistemi, istenen yörünge takibini sağlamak için bir İHA hareket kontrolüne uygulanmaktadır. Wang vd. (2013) çalışmalarında, küçük bir İHA'nın karmaşık ve doğrusal olmayan özelliğine göre boylamsal durum denetlemesi için RBF sinir ağına dayalı akıllı bir PID denetleyicisi tasarlamışlardır. RBF sinir ağı, UAV'nin uzunlamasına kanal kontrolünü sağlamak için öğrenme fonksiyonu ile PID parametrelerini gerçek zamanlı olarak güncellemek için kullanılmaktadır. Simülasyon sonuçlarına göre, RBF sinir ağı PID denetleyici tasarımının daha iyi bir kontrol performansına sahip olduğu ve küçük İHA'nın uzunlamasına kanal uçuş kontrolünün gereksinimlerini daha iyi karşıladığını göstermektedir. Gao vd. (2015) tarafından yapılan çalışmada, ilk olarak, mikro-dört pervaneli İHA için dinamik modeli ve durum uzayı fonksiyonu elde edilmiştir. Ardından, kontrol sistemini ayırmak için bir kademeli kontrol şeması önerilmiş ve dört pervanelinin kontrolünü gerçekleştirmek için çok değişkenli bir RBF sinir ağı ve PID algoritması önerilmiştir. Simülasyon sonuçlarına göre önerilen kontrol algoritmasının izleme, bozulmalar ve model belirsizlikleri gibi koşulların altında iyi bir denetim performansı gösterdiğini ispatlamışlardır.

Dört pervaneli insansız hava araçları için tasarlanmış olan yukarıda bahsi geçen denetleyicilerin, yapılan analizler sonucunda küresel düzgün nihai sınırlı veya asimptotik yakınsama gibi kararlılık sonuçları elde edebildiği ve takip yakalama için görece iyi sonuçlar verdiği görülmektedir. Ancak bahsi geçen

denetleyicilerin hiçbirinin ne üstel kararlılığa ulaşabildiği ne de parametre tahminini garanti edebildiği görülmektedir. Belirsiz parametreler içeren dinamiğe sahip olan sistemler için hem parametre kestirimini garanti eden hem de sistem kararlılığını garanti eden denetleyici tasarımlarını içeren bir kaynak araştırması sunulacaktır. Doğrusal, zamanla değişmeyen, tek giriş ve tek çıkış sinyali bulunan uyarlanabilir kontrol çalışmaları oldukça fazla sayıda yapılırken, Slotine ve Li (1989) yaptıkları çalışmada bir robot manipülatöründe; doğrusal olmayan veya çok değişkenli, çoklu giriş ve çoklu çıkış sinyale sahip dinamik sistemler için bileşik uyarlanabilir kontrol yöntemini geliştirmişlerdir. Bu yöntem ile hem yörünge takibi için hem de parametre kestirimi için yakınsamaya ulaşılmış. Ancak yöntem sürekli uyarım koşulundan bağımsız küresel yörünge takibi ve parametre kestirimi için yakınsamaya ulaşamamaktadır. Patre vd. (2010) sistemin geçici tepkisini iyileştirmek amacıyla, sınırlı zamanla değişen toplamsal bozulmaya sahip belirsiz doğrusal olmayan, Euler-Lagrange sistemler için RISE tabanlı bir bileşik uyarlamalı denetleyici tasarlamışlardır. Önerilen RISE tabanlı bileşik uyarlamalı denetleyicinin, yarı küresel kararlılığa ulaşacak şekilde, asimptotik yakınsamaya sahip olduğu ispatlamışlardır. Ancak önerdikleri bu sonuç, regresör matrisinin sürekli uyarım koşulu karşılması halinde alınabilmektedir.

Sürekli uyarım koşuluna gerek kalmaksızın, belirsiz parametrelerin gerçek değerlerini kestirmek amacıyla, ilgili kaynaklarda az sayıda uyarlanabilir tabanlı denetleyici tasarlanmıştır. Kaynaklarda, uyarlanabilir denetleyicilerin performansını iyileştirmek için mevcut ve kayıtlı verileri eşzamanlı olarak kullanan, eş zamanlı öğrenme tabanlı (CL) uyarlanabilir denetleyici yöntemi önerilmiştir. CL yöntemi ile dinamikteki belirsiz parametrelerin gerçek değerleri kestirilerek, PE koşulunun gereklilikleri ortadan kaldırılmıştır. Önerilen güncelleme yasası, sınırlı bir sürede boyunca çıkış ve geçmiş verileri kullanılarak sürekli uyarım şartını, sınırlı uyarım koşuluna (IE) yumuşatmaktadır ve en bilgilendirici verileri seçmek ve kayıtlı veri boyutunu azaltmak için minimum tekil değer maksimizasyon algoritmasını kullanmaktadır. Chowdhary ve Johnson (2010) yaptıkları çalışmada, adaptasyon için kayıtlı ve anlık verileri aynı anda kullanan uyarlanabilir bir denetleyici için, kaydedilen verilerin doğrusal bağımsızlığına ilişkin doğrulanabilir bir koşulun, üstel izleme hatasını ve parametre hatası yakınsamasını garanti etmek için yeterli olduğunu göstermişlerdir. Uyarılama için yalnızca anlık verileri kullanan geleneksel

uyarlanabilir yöntemler ile kıyaslanmış ve sürekli uyarıma gerek duymaması ile birlikte kolay izlenebilir olduğu da sunmuştur. Chowdhary ve Johnson (2011) yaptıkları çalışmada, verileri kaydetmek için tekil bir değer maksimize etme algoritması kullanacak bir eşzamanlı öğrenme uyarlanabilir denetleyici tasarımı önermişlerdir. Bahsi geçen denetleyici, kayıtlı verilerle birlikte güncel verileri eş zamanlı olarak kullanmakta ve yakınsama oranı kayıtlı verileri içeren matrisin minimum tekil değeriyle doğrudan orantılı olarak üstel kararlılık garanti edebildiği gösterilmiştir. Önerilen algoritmanın, minimum tekil değeri iyileştirmek için kayıt verileri seçtiği için çalışma yapılan ilgili kaynaklarda karşılaşılan diğer kayıt yöntemleri ile kıyaslandığında daha gelişmiş bir izleme performansına sahip olduğu ispatlanmıştır. Chowdhary ve Johnson (2011) yaptıkları çalışmada, eşzamanlı öğrenme tabanlı uyarlanabilir kontrol algoritması için teori ve uçuş testi sonuçlarını sunmuşlardır. Model referans uyarlanabilir denetleyici çerçevesinde sunulan uyarlanabilir kontrol yasası için Lyapunov kararlılık analizi yapılmış ve önerdikleri yöntem ile hem belirsiz parametre kestirim hatasının hem de yörünge takip hatasının küresel üstel şekilde yakınsaması ispatlanmıştır. Chowdhary vd. (2012) yaptıkları çalışmada, İHA'lar için iyi kontrol performansı elde etmek için uyarlanabilir denetleyicilerin kullanımını önermektedirler. Özellikle, eşzamanlı öğrenmeli uyarlanabilir denetleyicinin, temel doğrusal denetleyiciye sahip ve atalet özellikleri ve itki haritalaması çok farklı olan başka bir dört pervaneliye göre yörünge izleme performansını iyileştirdiği gösterilmiştir. Eşzamanlı öğrenmeli uyarlanabilir kontrol, çevrimiçi olarak kaydedilmiş verileri anlık verilerle eş zamanlı olarak kullanılmakta ve uyarımın sürekliliğini gerektirmeden izleme hatası ve ağırlık hatası yakınsamasını garanti etme kapasitesine sahiptir. Chowdhary vd. (2013a) yaptıkları çalışmada, parametreler uyarlanabilir bir şekilde öğrenilirken sistem kararlılığını garanti etmek için eşzamanlı öğrenme uyarlanabilir denetleyicinin kullanıldığı uyarlanabilir-optimal bir kontrol mimarisini önermişlerdir. Chowdhary vd. (2013b) önerdikleri eş zamanlı öğrenme uyarlanabilir denetleyici ile, kaydedilen verilerin doğrusal bağımsızlığına ilişkin doğrulanabilir bir koşulun küresel üstel kararlılığı garanti etmek için yeterli olduğunu göstermişlerdir. Parikh vd. (2019) yaptıkları çalışmada geleneksel eş zamanlı öğrenme tabanlı uyarlamalı denetleyiciler için ihtiyaç duyulan sistem durum bilgilerinin yüksek mertebeli türevlerinin ölçülmesine gerek kalmaksızın, parametre yakınsamasını garanti edebilen, yeni bir yöntem olan integral eş zamanlı

uyarlanabilir denetleyicisini önermişlerdir. Önerilen bu yöntem, çevrimiçi doğrulanabilir bir sonlu uyarma koşulunun karşılanması koşuluyla hem parametre kestirim hatası hem de yörünge takip hatasının üstel olarak sifıra yakınsamasını garanti etmektedir. Aynı zamanda denetleyici yöntemi, Euler-Lagrange sistemlerine de genişletilmiş ve iki bağlantılı düzlemsel robot üzerindeki simülasyonlar, gradyan tabanlı uyarılma yasalarına kıyasla performansın arttığını gösterilmiştir. Pan ve Yu (2015) çalışmalarında, parametre belirsizliklerine sahip, doğrusal olmayan sistemler sınıfı için uyarlanabilir dinamik yüzey denetleyiciye sahip ve PE koşulu olmadan da parametre yakınsamasını garanti eden, yeni bir teknikle oluşturulan bileşik öğrenme yöntemi geliştirmişlerdir. Bileşik öğrenmede, tahmin hatalarını oluşturmak için çevrimiçi kaydedilen veriler anlık verilerle birlikte uygulanmakta ve parametre tahminlerini güncellemek için hem izleme hataları hem de tahmin hataları kullanılmaktadır. Önerilen yaklaşımda ayrıca doğrusal olmayan bir ayırma ilkesi kullanılarak çıktı-geri bildirim durumuna da genişletilmiştir. Bileşik öğrenmenin ayırt edici özelliği, parametre yakınsamasının, PE koşulundan çok daha zayıf olan sınırlı bir zaman diliminde uyarılma (IE) koşuluyla garanti edilmiştir. Ancak kullanılan yöntemin tahmin hatasının hesaplanması için ölçümü güç olan eklem ivmelerinin bilinmesi gerekmektedir. Pan vd. (2016a) yaptıkları çalışmada, en küçük kareler öğrenme kontrol yöntemini geliştirerek, parametre tahmini için karşılaması zor bir koşul olan PE koşulunun yokluğunda parametre tahminini sağlamışlardır. Çalışmada parametre tahminlerini güncellemek için çevrimiçi kaydedilen verileri kullanan ek bir değiştirilmiş modelleme hatası oluşturulmuş ve değiştirilmiş modelleme hatasının hesaplanmasında tesis durumlarının zaman farklılaşmasını önlemek için bir integral dönüşüm türetilmiştir. PE koşulundan çok daha zayıf olan bir aralık uyarımı koşuluyla hem izleme hatalarının hem de parametre tahmin hatalarının üstel yakınsamasını garanti etmek için yeni bir filtreleme gerektirmeyen en küçük kareler tahminiyle çalışan direkt olmayan bir uyarlanabilir kontrol yasası önermişlerdir. Roy vd. (2016), belirsiz Euler-Lagrange (EL) sistemleri için PI benzeri bileşik uyarlanabilir kontrol yapısı üzerine bir çalışma yürütmüşlerdir. Parametre yakınsaması için regresör matrisinin sürekli uyarılması halini gerektiren diğer geleneksel uyarlanabilir kontrol yöntemlerinin aksine bu yöntem daha hafif bir uyarıcı olan bir başlangıç uyarımı ile parametre yaklaşımını garantilemişlerdir. Pan vd. (2016b) çalışmalarında, parametrik belirsizliğe sahip sistemlerde PE

koşulu olmaksızın parametre yakınsamasını garanti edebilen, model referanslı bileşik öğrenme kontrol yöntemi (MRCLC) isimli yeni bir bileşik yöntem kullanmışlardır. Bu kontrol tasarımında, kontrol sentezini kolaylaştırmak için klasik model referans uyarlanabilir kontrol (MRAC) kuralı kullanılmış, çevrimiçi olarak kaydedilen verileri kullanan filtrelenmiş bir modelleme hatası, tahmin hatası olarak tanımlanmış, tahmin hatasının hesaplanmasında parametre tahminleri güncellemek için hem izleme hatası hem de tahmin hatası uygulanmış, son olarak ise kapalı döngü sisteminin küresel üstel kararlılığı, PE koşulundan çok daha zayıf olan sınırlı bir uyarılma (IE) koşuluyla sağlanmıştır. Roy vd. (2017) çalışmalarında, PE koşulu gereksiz parametre yakınsamasını garantileyen, anahtarlama model referans uyarlanabilir kontrol (MRAC) yöntemini geliştirmişlerdir. PE koşulundan farklı olarak bu çalışmada parametre yakınsaması, daha yumuşak ve çevrimiçi doğrulanabilir bir başlangıç uyarımı ile sağlanmaktadır. Anahtarlama bileşik parametre tahmincisi iki katmanlı alt sınır filtresi ile tasarlanmıştır, bunlardan ilki durum türevi bilgisine olan ihtiyacı ortadan kaldırırken, ikincisi ise anahtarlama terimi ile PE koşulunu rahatlatmaktadır. Oluşturulan bu ilk uyarım koşulu ile, yakınsama miktarının kullanıcı tanımlı olarak ayarlanabildiği ve sistemin hata dinamiklerinin düzenli küresel üstel kararlılığa ulaştığını garantilemişlerdir. Cho vd. (2017) çalışmalarında, daha iyi parametre tahmini yapmak için PE koşulunu rahatlatmak için regresör filtreleme ve yeni bir bileşik model referanslı uyarlanabilir kontrol yöntemi üzerinde çalışmışlardır. Ancak sistem eşzamanlı öğrenme kontrolden farklı olarak, istenen yörüngelerin bir LTI sisteminden üretildiğini ve bu yörünge tahmininin tutarlı olduğunu varsaymaktadır. Pan ve Yu (2018) yaptıkları çalışmada, uyarılmanın sürekliliği koşuluna gerek olmaksızın sınırlı bir zaman diliminde uyarılma koşulu altında, hızlı ve doğru parametre tahmini yapabilen ve küresel üstel kararlılık sağlayan bileşik öğrenme robot kontrol yöntemini geliştirmişlerdir. Bileşik uyarılmalı sistemlerde uygulanan parametre tahminlerini güncellemek için yalnızca anlık verilerden yararlanma yönteminin aksine bileşik öğrenmede, parametre tahminlerini güncellemek için anlık verilerle birlikte çevrimiçi geçmiş verilerden yararlanılmaktadır. Ancak bu yöntemde de referans yörüngelerin bir doğrusal zamanla değişmeyen (LTI) sisteminden üretildiği ve bu yörünge tahmininin tutarlı olduğunu varsayılmaktadır. Ancak önerilen bu yöntemin eksikliği ise tahmin hatasını hesaplarken çevrimiçi geçmiş verilerin depolanması

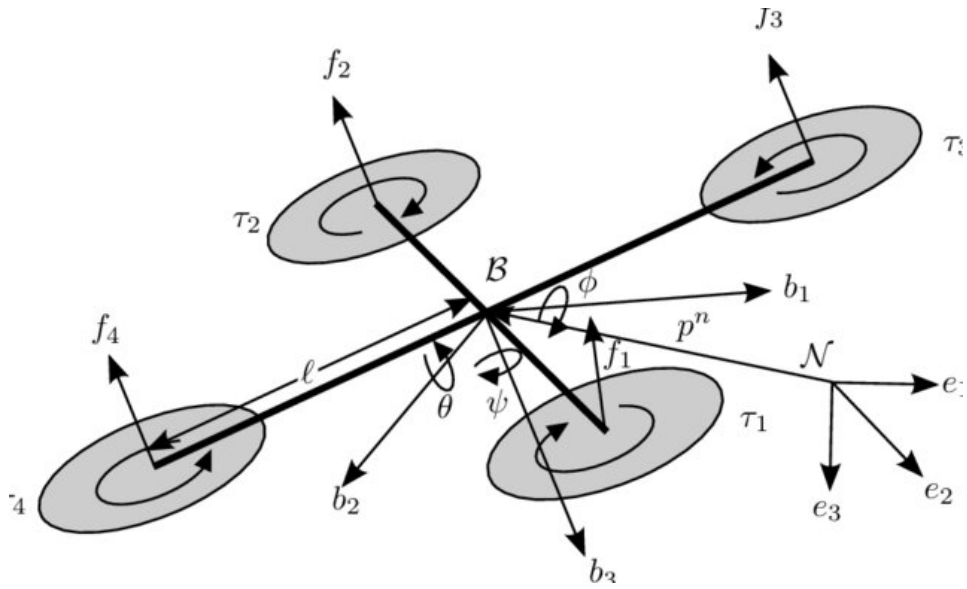
için ekstra hafızaya ihtiyaç duymasındır. Roy vd. (2020) yaptıkları çalışmada, belirsiz EL sistemleri için yeni bir bileşik uyarlamalı kontrol önermişlerdir. Parametre yakınsaması için regresör fonksiyonunun PE koşulu olmasını gerektiren geleneksel uyarlamalı kontrol yasalarından farklı olarak, önerilen yöntem ile, regresör üzerinde daha hafif olan başlangıç uyarılma koşulu ile parametre yakınsamasını garanti etmişlerdir. Önerilen uyarlanabilir denetleyici, yeterli IE koşulu karşılandığında izlemenin ve parametre tahmin hatalarının sifira üstel yakınsamasını sağlamaktadır. Guo vd. (2020) yaptıkları çalışmada parametre yakınsama performansını artırmak için Moore-Penrose sözde tersinir yöntemini kullanarak en küçük kareler modülasyonlu bileşik öğrenme tabanlı robot kontrol (LS-CLRC) yöntemi geliştirmişlerdir. Bileşik öğrenme yönteminde çevrimiçi geçmiş verilere ve regresör uzantısına dayalı bir tahmin hatası oluşturulmakta ve hem tahmin hem de izleme hataları parametre tahminini güncellemek üzere kullanılmakta, böylelikle uyarımın sürekliliği koşulu yerine zayıf IE koşuluna gerek duymaktadır. Ancak önerilen yöntem ile ilk olarak IE koşulunu sağlamaya gerek kalmaksızın kapalı döngü sistemi asimptotik kararlılığa ulaştığı ispat edilmiştir, ikinci olarak ise; farklı regresör kanallarındaki öngörülemeyen uyarım seviyelerinden bağımsız olduğu IE koşulu altında çalışabilen, dengeli ve ayarlanabilir parametre yakınsama oranları elde edilmiş ve sistemin üstel kararlılığa ulaştığı görülmüştür. Ortega vd. (2021) yaptıkları çalışmada Euler-Lagrange sistemler için dinamikte bulunan belirsiz parametrelerin tahminini yapmak için dinamik regresör uzantısı ve karıştırma (DREM) tabanlı kestirim yöntemini kullanan, sürekli uyarım koşulundan daha zayıf bir koşul olan sınırlı zaman diliminde uygulanan uyarım koşuluna bağlı uyarlanabilir bir denetleyici önermişlerdir. Pan vd. (2017) çalışmalarında, parametre yakınsaması yapabilmesi için karşılanması oldukça zor PE koşuluna bağlı olan ilgili kaynaklarda mevcut sinir ağı (NN) öğrenme kontrol yöntemlerinin aksine, işlevsel belirsizliklere sahip bir doğrusal olmayan sistemler için komut filtreli geri adımlı uyarlanabilir kontrol yöntemi üzerine çalışmışlardır. Yaptıkları çalışmada PE koşulu olmadan NN ağırlıklarının ideal değerlerine yakınsamasını garanti edebilen bir NN bileşik öğrenme tekniği önermişlerdir. Bu NN bileşik öğrenme yönteminde, işlevsel belirsizliklerin üstesinden gelebilmek için uzamsal bir NN yaklaşımı kullanılmakta, tahmin hatalarını üretebilmek için anlık verilerle birlikte çevrimiçi geçmiş verilerden yararlanılmakta ve NN ağırlıklarını güncellemek için ise hem

izleme hem de tahmin hataları kullanılmaktadır. Huang vd. (2019) çalışmalarında, radikal temel işlevli sinir ağları (RBFNNs) metodunun bileşik güncelleme kurallarına bütünleştirilmesinin detaylı uygulaması yapmışlardır. Çalışmada, DSC şemasının ikinci aşama tasarımında “PD benzeri” bir terim içeren, önerilen denetleyicinin gürbüzlüğü artırabilecek bir sanal giriş değişkeni önermişlerdir. Önerilen kontrol yasasının, robot manipülatörünün, çıkış hatası kısıtlamaları altında bilinmeyen dinamikleri ve küçük sınırlı bozulmaları bastıracağı ve PE koşulunun yokluğunda parametrelerin yakınsaması garanti edebilmiştir.

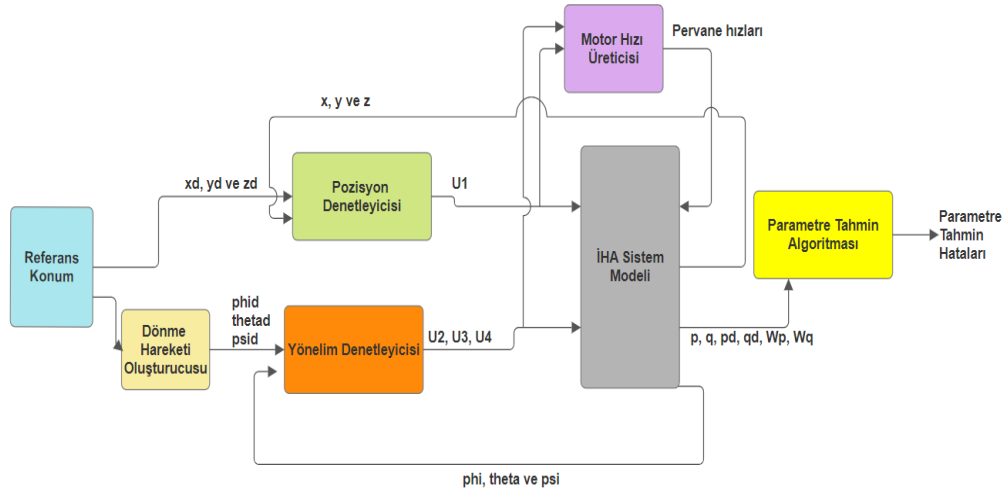
İlgili kaynak araştırmasında görüldüğü gibi, parametre tahmininin yapılabilirdiği bahsi geçen uyarlanabilir yöntemlerin, tahmin yapılırken veya tasarım sırasında karşılaşılan, durumun yüksek mertebeden türevlerinin ölçülmesinin gerekmesi, sistemin referans yörüngelerinin doğrusal zamanla değişmeyen bir sistemden üretilmesi ve kontrol tasarımında atalet matrisinin sabit olduğu varsayılarak atalet matrisinin tam bilgisine ihtiyaç duyulması gibi bazı eksiklikleri bulunmaktadır. Ancak görece daha yeni integral eş zamanlı uyarlanabilir denetleyicisi güncelleme yasası, sürekli uyarım koşuluna gerek kalmaksızın belirsiz parametrelerin gerçek değerlerini kestirmek için geçmiş ve anlık çıkış verilerini kullanmaktadır. Yang ve Cheng (2022) yaptıkları çalışmada, kütlesi ve atalet momenti bilinmeyen çok pervaneli bir insansız hava aracının kontrolü için integral eşzamanlı öğrenmeye dayalı bir kontrol geliştirilmiş olup, izleme hataları ve parametrelerin tahmin hatalarının asimptotik olarak sifira yakınsamasını garanti ettiğini bulmuşlardır. Yapılan kaynak araştırması tezin önemi bölümünde açıklandığı gibi önerilen tezin içeriğine ve yöntemine benzer bir çalışmaya rastlanmamıştır.

### 3. MATERYAL VE YÖNTEM

Çalışmanın Materyal ve Yöntem başlığının altında dört pervaneli bir insansız hava aracının öteleme ve dönme eksenindeki dinamik modelleri sunulmuştur. Ardından dinamik modellerin her ikisi için de hata sinyal dinamikleri oluşturulmuş, oluşturulan bu hata sinyal dinamikleri, sistemin açık döngü dinamikleri dahil edilmiştir. Elde edilen açık çevrim dinamikleri için bilinen ve belirsiz parametreleri doğrusal şekilde ayrıştırılmıştır. Bu çalışmada önerilmiş olan İntegral Eş Zamanlı Öğrenme Uyarlanabilir Denetleyici sisteme uyarlanmıştır ve belirsiz parametrelerin kestiriminin sağlanması için bir parametre kestirim algoritması tasarlanmıştır. HAD ile elde edilen sistemin aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını kestiren ICL yöntemi, kestirilen parametreler ile gerçek değerlerini kıyaslayarak kestirim hata miktarlarını hesaplamaktadır. Ayrıca denetleyici tasarımı yapılırken hesaplanması ve sisteme dahil edilmesi oldukça zor olan öteleme ve dönme hareketindeki ivmelere bağlı sistem dinamiklerinin zamana göre integrali alındığından, ivme bilgisi gereksinim problemin de önüne geçilmektedir. Böylelikle her iki hareket eksenini için de hem yörünge takip hatası hem de parametre kestirim hatası küresel üstel yakınsadığı ispatlanmakta ve aerodinamik parametre kestirimi sağlamaktadır. Kestirilen değerler, "Araştırma Sonuçları ve Tartışma" başlığı altında detaylandırılmıştır. Dört pervaneli insansız hava aracı için referans euler açıları ve dünya eksenleriyle farkları Şekil 3.1'de gösterilmektedir (Fink vd. (2015)). Sistemin çalışma prensibi basitleştirilmiş şekilde, Şekil 3.2'deki blok diyagramında gösterilmektedir. Öteleme ve dönme hareketi için sırasıyla denetleyici tasarımı aşağıda detaylandırılmıştır.



Şekil 3.1. Dört pervaneli İHA referans açıları (Fink vd. (2015))



Şekil 3.2. Sistemin blok diyagramı şematığı

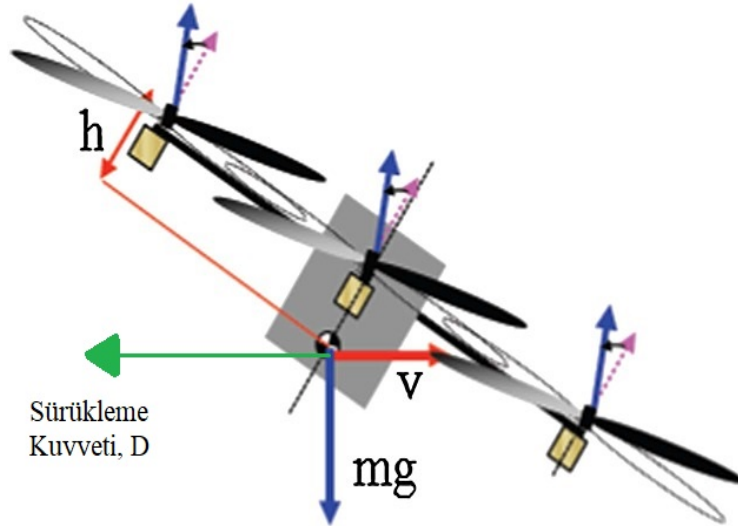
Çalışmada ICL yöntemi uygulanışı sırasıyla sistemin dinamik modelinin belirlenmesi, dinamikte bulunan terimlerin belirli ve belirsiz terimler olarak ayrılması, Lyapunov analizi ile sistemin üstel kararlılığının teorik olarak ispatlanması ve son olarak ICL yöntemi ile Lyapunov analizine uygun parametre kestirim algoritmasının tasarımının yapılmasından oluşmaktadır. Burada uygulanan bütün adımlar sistemin kararlılığını ve parametre kestirimini sağlamak amacıyla bir sonraki adımla bağlantılı olarak uygulanmıştır. Öteleme hareketinde olduğu gibi dönme hareketi için de yöntem aynı adımlarla uygulanmıştır.

### 3.1. Öteleme Hareketi Dinamik Model

Dört pervaneli insansız hava aracının öteleme hareketi için dinamik modeli (Bialy vd., 2013),

$$m\ddot{p} \triangleq F(t) + G(p) + F_{aero}, \quad (3.1)$$

şeklinde yazılabilir. Burada  $p \in \mathbb{R}^3$ ,  $p \triangleq [x(t) \ y(t) \ z(t)]^T$  şeklinde tanımlanabilen ve  $x, y, z \in \mathbb{R}$  elemanlarını içeren, sırasıyla  $x, y, z$  eksenlerinde dört pervaneli İHA'nın konumunu ifade eden doğrusal pozisyon vektörlerini,  $\dot{p}, \ddot{p} \in \mathbb{R}^3$  ise İHA'nın doğrusal hız ve ivme vektörlerini temsil etmektedir. Burada  $m \in \mathbb{R}$  terimi İHA'nın kütlesini,  $G(p) \in \mathbb{R}^3$  İHA üzerine etkiyen yer çekimi kuvvetini ve  $F_{aero} \in \mathbb{R}^3$  vektörü ise dünya koordinat sisteminde İHA'ya öteleme hareketinde etkiyen aerodinamik gövde ve pervane kuvvetlerini ifade etmektedir. Şekil 3.3'te gösterilmekte olan aerodinamik gövde kuvvetleri Dünya koordinat sisteminde  $x - y$  düzleminde olacak şekilde HAD analizleri sonucunda elde edilerek dinamik modele dahil edilmiştir (Gharib ve Moavenian (2016)).  $x - y$  düzleminde İHA gövde eksenini ile yörünge arasındaki açı ise  $\beta \in \mathbb{R}$  ile ifade edilmektedir.



Şekil 3.3. Aerodinamik sürikleme kuvveti (Gharib ve Moavenian (2016))

Dünya sabit koordinat sistemine göre,  $F(t) \in \mathbb{R}^3$  pervaneler tarafından üretilen itki kuvveti vektörü,  $F(t) \triangleq [f_x \ f_y \ f_z]^T \in \mathbb{R}^3$  şeklinde tanımlanabilir ve burada pervaneler tarafından üretilen  $x, y, z$  eksenlerine etki eden kuvvet vektörleri

sırasıyla  $f_x, f_y, f_z$  ile temsil edilmektedir ve üretilen kuvvet gövde koordinat düzlemine göre  $z$  ekseninde etki etmekte ve

$$F(t) = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 T_i \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Burada  $T_i$  ise her bir pervane tarafından üretilen  $z$  eksenindeki itki kuvvetini ifade etmektedir  $F(t)$ . Pervaneler tarafından üretilen kuvvet vektörünün dünya koordinat eksenini ile sabit gövde koordinat eksenini arasındaki dönüşüm,

$$F(t) \triangleq R_B^W U_1(t), \quad (3.3)$$

şeklinde yapılabilmektedir. Burada  $U_1(t) \triangleq [0 \ 0 \ u_t(t)]^T$  sabit gövde koordinat ekseninde tanımlanan kuvvet giriş sinyali vektörünü,  $u_t(t) \in \mathbb{R}$  ise sabit gövde koordinat eksenine göre  $z$  yönündeki toplam kuvvet vektörünü giriş sinyalini temsil etmektedir. Dönüşüm matrisi  $R_B^W \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ , sabit gövde ekseninden dünya eksenine dönüşüm matrisi,

$$R_B^W \triangleq \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\psi s_\theta & -s_\theta \\ c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & c_\theta s_\phi \\ c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

şeklinde tanımlanmaktadır (Castillo vd. (2005)). Burada  $s_{(\cdot)} \triangleq \sin(\cdot)$ ,  $c_{(\cdot)} \triangleq \cos(\cdot)$  değerlerini, Euler açıları olan  $\phi, \theta, \psi \in \mathbb{R}$  ise sırasıyla yalpalama, yunuslama, yönelme açılarını ifade etmektedir. Pervaneler tarafından üretilmekte olan  $F(t)$  kuvveti, dönüşüm matrisi kullanılarak dünya koordinat eksenine,

$$F(t) = \begin{bmatrix} -s_\theta \\ c_\theta s_\phi \\ c_\theta c_\phi \end{bmatrix} u_t \quad (3.5)$$

şeklinde dönüştürülebilir. Dört pervaneli insansız hava aracı üzerine etkileyen aerodinamik kuvvetleri, pervanelerin dönüşü sonucunda elde edilen asılı kalma kuvveti ve aerodinamik gövde kuvveti olarak ikiye ayırabiliriz. Aerodinamik gövde kuvvetleri  $F_B$  gövde ekseninde,

$$F_B = \begin{pmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{2}\rho AV^2 C_D \\ -\frac{1}{2}\rho AV^2 C_D \\ \frac{1}{2}\rho AV^2 C_L \end{pmatrix}, \quad (3.6)$$

olarak ifade edilebilir. Burada  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu,  $A$  İHA gölge izdüşüm alanını,  $V$  akışkanının hızını,  $C_D$  gövde üzerine etkiyen sürüklenme katsayısını ve  $C_L$  ise gövde üzerine etkiyen kaldırma kuvveti katsayısını ifade etmektedir. Pervanelerin dönme etkisinden elde edilen, gövde koordinat düzlemine paralel ve dikey eksenlerdeki kuvvetler sırasıyla,

$$F_H = \sum_{i=1}^4 H_i, \quad (3.7)$$

olarak ifade edilebilir. Burada  $H_i$ ,  $i$ 'nci pervanede üretilen  $x - y$  düzlemindeki yanal sürüklenme kuvvetini,  $F_H$  pervanelerin tamamından üretilen  $x-y$  düzlemindeki yanal sürüklenme kuvvetini ifade etmektedir. Denklem (3.6) ve (3.7) kullanılarak ise insansız hava aracına etkiyen toplam aerodinamik kuvvet dünya koordinat sistemi üzerinde,

$$F_{aero} = \begin{pmatrix} F_{aero,x} \\ F_{aero,y} \\ F_{aero,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (-\sum_{i=1}^4 H_i) \cos \beta - \frac{1}{2}\rho AV^2 C_D \cos \beta \\ (-\sum_{i=1}^4 H_i) \sin \beta - \frac{1}{2}\rho AV^2 C_D \sin \beta \\ \frac{1}{2}\rho AV^2 C_L \end{pmatrix}, \quad (3.8)$$

şeklinde tanımlanır (Seddon ve Newman, 2011; Kaya ve Kutay, 2014). Burada  $\beta \in \mathbb{R}$  açısı  $x - y$  düzleminde gövde koordinat eksenini ile dünya koordinat eksenini arasındaki  $z$  eksenine göre yaptığı açığı göstermektedir. Pervaneler tarafından üretilen aerodinamik yanal kuvvet katsayısı  $C_H$  ise,

$$H = C_H \rho A (\omega R)^2, \quad (3.9)$$

denklemini kullanılarak hesaplanabilmektedir. Burada  $\omega \in \mathbb{R}_{>0}$  pervanelerin açısal hızlarını,  $R \in \mathbb{R}_{>0}$  ise pervanelerin çapını ifade etmektedir.

### 3.2. Denetleyici Tasarımı Sırasında Kullanılacak Matematiksel Varsayımlar ve Özellikler

Kontrol tasarımının temel amacı, doğrusal olmayan öteleme ve dönme dinamiklerindeki parametrik belirsizliklere rağmen, bir dört pervaneli İHA'nın doğrusal konumu ve açısız konumunun verilen referans yörüngelerini doğru bir şekilde izlemesi ve belirsiz parametrelerin kestirimidir. Eşzamanlı öğrenme tabanlı uyarlamalı bir denetleyici tasarlamak için bazı özellikler ve varsayımlar kullanılması gerekmektedir. Bu özellikler denetleyicinin Lyapunov analizi sonunda yörünge takip hatasının ve parametre kestirim hatasının küresel üstel yakınsadığını ispatlamak için kullanılacaktır. Bu özellikler,

1. Atalet matrisi simetrik, pozitif tanımlıdır ve aşağıdaki eşitsizliği sağlamaktadır (Bialy vd., 2013):

$$\underline{J} \|\xi\|^2 \leq \xi^T J(q) \xi \leq \bar{J} \|\xi\|^2, \quad \forall \xi \in \mathbb{R}^n \quad (3.10)$$

burada  $\underline{J}, \bar{J} \in \mathbb{R}_{>0}$  bilinen sabit terimlerdir.

2. Merkezci-Coriolis matrisi  $C(q, \dot{q})$  çarpık simetriktir ve aşağıdaki eşitliği sağlamaktadır (Bialy vd., 2013):

$$\xi^T \left( \dot{M}(q, \dot{q}) - 2C(q, \dot{q}) \right) \xi = 0, \quad \forall \xi \in \mathbb{R}^n. \quad (3.11)$$

3. Merkezci Coriolis matrisi aşağıdaki ilişkiyi sağlamaktadır (Bialy vd., 2013):

$$\|C(q, \dot{q})\| \leq c_1 \|\dot{q}\|, \quad C(q, \dot{q}) \xi = C(q, \xi) \dot{q}, \quad \forall \xi \in \mathbb{R}^n, \quad (3.12)$$

burada  $c_1 \in \mathbb{R}_{>0}$  bilinen sabit bir terimdir.

4. Referans konumu yörüngesi, sapma açısı ve bunların birinci ve ikinci türevleri bilinen sabitler ile sınırlanmıştır.

şeklinde tanımlanabilir.

### 3.3. Öteleme Hareketi İçin Kontrol Tasarımı

Kontrol hedefini tamamlamak için, öteleme hareketinin pozisyon hatası sinyali  $e_p \in \mathbb{R}^3$ ,

$$e_p \triangleq p - p_d, \quad (3.13)$$

şeklinde tasarlanabilir. Burada  $p_d \in \mathbb{R}^3$  hava aracının konum referans yörüngesini temsil etmektedir. Kontrol tasarımı ve kararlılık analizi için yardımcı hata sinyali  $r_p \in \mathbb{R}^3$ ,

$$r_p \triangleq \dot{e}_p + \alpha_{p1} e_p, \quad (3.14)$$

şeklinde tanımlanır. Burada  $\alpha_{p1} \in \mathbb{R}_{>0}^{3 \times 3}$  kullanıcı tanımlı pozitif köşegen bir kontrol kazanç matrisini ifade etmektedir. Öteleme hareketi açık döngü hata dinamikleri, yardımcı hata sinyalinin birinci dereceden zamana göre türevi alınıp,  $m$  terimi ile çarpıldıktan sonra sistem dinamiği,  $m\ddot{p}$  teriminde yerine koyulduğunda,

$$m\dot{r}_p = F(t) + G(p) + F_{aero} - m\ddot{p}_d + m\alpha_{p1}\dot{e}_p \quad (3.15)$$

şeklinde elde edilir. Bilinen ve belirsiz terimler doğrusal şekilde yazıldığında Denklem (3.15),

$$m\dot{r}_p = F(t) + W_p \theta_p, \quad (3.16)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada  $W_p \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$  ve  $\theta_p \in \mathbb{R}^5$  matrisleri,

$$W_p \triangleq \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & a_{13} & 0 & a_{15} \\ a_{21} & 0 & a_{23} & 0 & a_{25} \\ a_{31} & -1 & 0 & a_{34} & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.17)$$

$$\theta_p \triangleq \begin{bmatrix} m & mg & C_D & C_L & C_H \end{bmatrix}^T, \quad (3.18)$$

olarak tanımlanmakta ve burada

$$a_{11} \triangleq \alpha_{p1x} \dot{e}_{px} - \ddot{x}_d, \quad (3.19)$$

$$a_{13} \triangleq -\frac{1}{2} \rho A \dot{x}^2, \quad (3.20)$$

$$a_{15} \triangleq -\rho A R^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) c(\beta), \quad (3.21)$$

$$a_{21} \triangleq \alpha_{p1y} \dot{e}_{py} - \ddot{y}_d, \quad (3.22)$$

$$a_{23} \triangleq -\frac{1}{2} \rho A \dot{y}^2, \quad (3.23)$$

$$a_{25} \triangleq -\rho A R^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) s(\beta), \quad (3.24)$$

$$a_{31} \triangleq \alpha_{p1z} \dot{e}_{pz} - \ddot{z}_d, \quad (3.25)$$

$$a_{34} \triangleq \frac{1}{2} \rho A \dot{z}^2, \quad (3.26)$$

şeklinde tanımlanır. Öteleme Hareketi İçin Lyapunov Tabanlı Kararlılık Analizi başlığı altında yapılacak olan kararlılık analizine dayanarak öteleme hareketlerinin konumu için denetleyici giriş sinyali olan  $F(t)$ ,

$$F(t) = -k_p r_p - W_p \hat{\theta}_p \quad (3.27)$$

şeklinde tasarlanmıştır. Burada  $k_p \in \mathbb{R}_{>0}^{3 \times 3}$  kullanıcı tanımlı köşegen bir kontrol kazanç matrisini,  $\hat{\theta}_p$  ise ICL tarafından tahmin edilen  $\theta_p$  değerlerini ifade etmektedir. Tasarlanan  $F(t)$  terimi Denklem (3.16)'de yerine koyulup yeniden düzenlendiğinde dinamik,

$$m \dot{r}_p = -k_p r_p + W_p \tilde{\theta}_p, \quad (3.28)$$

burada,

$$\tilde{\theta}_p \triangleq \theta_p - \hat{\theta}_p \quad (3.29)$$

şeklinde elde edilmektedir. Burada  $\tilde{\theta}_p$  dört pervaneli hava aracının kestirilen parametreler ile bu parametrelerin gerçek değerleri arasındaki farkı ifade etmektedir.

### 3.4. Öteleme Hareketi İçin Lyapunov Tabanlı Kararlılık Analizi

Kontrol tasarımının tamamlanması için,  $V_p : D \rightarrow \mathbb{R}$  fonksiyonu öteleme hareketi için tanımlanan bir Lyapunov fonksiyonu,

$$V_p = \frac{1}{2}e_p^T e_p + \frac{1}{2}r_p^T m r_p + \frac{1}{2}\tilde{\theta}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\theta}_p \quad (3.30)$$

şeklinde belirlenir. Burada  $\Gamma_p \in \mathbb{R}_{>0}^{5 \times 5}$  kullanıcı tanımlı bir kazanç matrisini ifade etmektedir. Denklem (3.30)'un birinci mertebeden zamana göre türevi alınıp, Denklem (3.13) ve (3.14), Denklem 3.30'de yerlerine yazıldığında,

$$\dot{V}_p = e_p^T (r_p - \alpha_{p1} e_p) + r_p^T (-k_p r_p + W_p \tilde{\theta}_p) - \dot{\tilde{\theta}}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\theta}_p \quad (3.31)$$

olarak hesaplanır. Gerekli matematiksel işlemler yapılarak Denklem (3.31) aşağıdaki gibi üstten sınırlandırılabilir.

$$\dot{V}_p \leq \underline{\alpha}_{p1} \|e_p\|^2 - \underline{k}_p \|r_p\|^2 + e_p^T r_p + r_p^T W_p \tilde{\theta}_p - \dot{\tilde{\theta}}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\theta}_p \quad (3.32)$$

Burada  $\underline{\alpha}_{p1}, \underline{k}_p \in \mathbb{R}_{>0}$  sabitleri,  $\alpha_{p1}$  ve  $k_p$  matrislerinin en küçük özdeğerlerini ifade etmektedir. Burada  $e_p^T r_p$  çapraz terimi matematiksel olarak,

$$\|e_p^T r_p\| \leq \frac{1}{2} \|e_p\|^2 + \frac{1}{2} \|r_p\|^2 \quad (3.33)$$

şeklinde üstten sınırlandırılabilir. Sınırlandırılmış  $e_p^T r_p$  terimi Denklem (3.32) yerine yazılarak yeniden düzenlenirse,

$$\dot{V}_p \leq - \left( \underline{\alpha}_{p1} - \frac{1}{2} \right) \|e_p\|^2 - \left( \underline{k}_p - \frac{1}{2} \right) \|r_p\|^2 + \tilde{\theta}_p^T (W_p^T r_p - \Gamma_p^{-1} \dot{\tilde{\theta}}_p) \quad (3.34)$$

şeklinde ifade edilebilir. Parametre kestirim algoritması,

$$\dot{\hat{\theta}}_p = \Gamma_p W_p^T r_p + \Gamma_p k_{cl} \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T (\mathcal{F}(t) - \mathcal{Y}_i \hat{\theta}_p) \quad (3.35)$$

olarak tasarlanmıştır. Burada  $k_{cl} \in \mathbb{R}_{>0}$  kullanıcı tanımlı sabit bir kazanç değerini ifade etmektedir. Burada  $\mathcal{Y}_i \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$  eşzamanlı öğrenme yöntemi sonucunda elde edilen belirsiz parametre matrisinin integralini,  $\mathcal{F}(t) \in \mathbb{R}^3$  ise giriş sinyalinin integralini ifade etmektedir.

Dört pervaneli insansız hava aracının üstel kararlılığını ve ivme ölçümü gerektirmeden belirsiz parametrelerin kestirimini sağlamak için bir  $\hat{\theta}_p$  tasarlanmasını gerektirmektedir. Bunun için, dört pervaneli İHA'nın öteleme hareketi dinamiğinin, Denklem (3.1), kısmi integrasyon yöntemi kullanılarak integrali alınır ve gerekli düzenlemeler yapılır ise, dinamik,

$$m(t)\dot{p}(t) - m(t - \Delta t)\dot{p}(t - \Delta t) + \int_{t-\Delta t}^t (-\dot{m}\dot{p} - G(p) - F_{aero}) d\sigma = \mathcal{F}(t) \quad (3.36)$$

olarak elde edilebilir. Burada İHA'nın zamana bağlı kütle değişiminin olmadığı kabul edildiğinden,  $\dot{m}$  sıfır kabul edilmektedir. Bilinen ve belirsiz terimler doğrusal olarak yazıldığında denklem,

$$\mathcal{F}(t) = Y_3\theta_p + \left( \int_{t-\Delta t}^t Y_4\theta_p d\sigma \right) \quad (3.37)$$

$$\mathcal{F}(t) = \mathcal{Y}(t)\theta_p \quad (3.38)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada  $Y_3(p, \dot{p})$  ve  $Y_4(p, \dot{p})$  terimleri doğrusal olarak parametrelendirilmesinden sonra,

$$Y_3\theta_p = \begin{bmatrix} \dot{x} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dot{z} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.39)$$

$$Y_4\theta_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{1}{2}\rho A \dot{x}^2 & 0 & b_{15} \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}\rho A \dot{y}^2 & 0 & b_{25} \\ 0 & 1 & 0 & -\frac{1}{2}\rho A \dot{z}^2 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

olarak tanımlanır. Burada

$$b_{15} \triangleq \rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) c(\beta) \quad (3.41)$$

$$b_{25} \triangleq \rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) s(\beta) \quad (3.42)$$

şeklinde ifade edilebilir. Böylece  $\hat{\theta}_p$  terimi tasarımı,

$$\hat{\theta}_p = \Gamma_p W_p^T r_p + \Gamma_p k_{cl} \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T (\mathcal{F}(t) - \mathcal{Y}_i \hat{\theta}_p) \quad (3.43)$$

şeklinde yapılabilir. Burada  $\mathcal{Y}_i$ ,

$$\mathcal{Y}_i = Y_3(p, \dot{p}) + \int_{t-\Delta t}^t Y_4(p(\sigma), \dot{p}(\sigma)) d\sigma \quad (3.44)$$

şeklinde tanımlanabilir. Denklem (3.35), Denklem (3.34)'de yerine yazıldığında,

$$\dot{V}_p \leq - \left( \frac{\alpha_{p1}}{2} - \frac{1}{2} \right) \|e_p\|^2 - \left( \frac{k_p}{2} - \frac{1}{2} \right) \|r_p\|^2 - k_{cl} \lambda_{min} \left\| \tilde{\theta}_p \right\|^2 \quad (3.45)$$

elde edilmektedir. Burada terimi  $\lambda_{min} \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$ ,  $\sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T \mathcal{Y}_i$  teriminin minimum özdeğerini ifade etmektedir. Yapılan bu kontrol tasarım ve Lyapunov analizinin sonucunda, dört pervaneli İHA sisteminin öteleme hareketi için küresel üstel kararlılığa ulaşıldığı ispatlanmıştır ve aerodinamik parametreler eş zamanlı olarak kestirilmiş ve kestirim ve yörünge takip hata sinyalleri de üstel olarak sıfıra yakınsadığı garanti edilmiştir (Khalil, 2002). Yapılan analizlerin sonuçları "Araştırma Sonuçları ve Tartışma" kısmında detaylı şekilde gösterilmektedir.

Denklem (3.30) ve (3.45) kullanılarak  $e_p, r_p, \tilde{\theta}_p \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilebilir (Khalil, 2002). Bununla birlikte Denklem (3.14) ve  $e_p, r_p \in \mathcal{L}_\infty$  kullanılarak,  $\dot{e}_p \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilebilir. Denklem (3.27) ve  $e_p, r_p, \tilde{\theta}_p \in \mathcal{L}_\infty$  kullanılarak  $F \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir. Denklem (3.28) kullanılarak  $\dot{r}_p \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir. Denklem (3.13), (3.14) ve  $\dot{r}_p \in \mathcal{L}_\infty$  kullanılarak  $\ddot{p} \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir.

### 3.5. Referans Euler Açılarının Belirlenmesi

Bu bölümde dört pervaneli insansız hava aracının konum kontrolü için kullanılacak olan referans Euler açılarının belirlenmesinin yöntemi anlatılmaktadır. Dört pervaneli insansız hava aracı üzerine etki eden toplam kuvvetin  $x, y$  ve  $z$  eksenini üzerindeki büyüklükleri giriş sinyaline bağlı olarak,

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi) u_1 \\ \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) - \sin(\phi) \sin(\psi) u_1 \\ \cos(\phi) \cos(\theta) u_1 \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

şeklinde hesaplanabilir. Ayrıca Denklem (3.46) kullanılarak  $u_1(t)$  giriş sinyali,

$$u_1(t) = \frac{f_z}{\cos(\phi) \cos(\theta)} \quad (3.47)$$

şeklinde hesaplanabilir. Denklem 3.46 doğrusallaştırılarak,  $f_x$  eşitliliğinin her iki tarafı  $\sin(\psi)$  ile,  $f_y$  eşitliliğinin her iki tarafı  $\cos(\psi)$  ile çarpılır ve gerekli düzenlemeler yapılarak denklemlerde  $\phi, \theta, \psi$  ve yerine istenen yörüngeyi ifade eden  $\phi_d, \theta_d, \psi_d$  kullanılır ise, referans euler açıları (Yılmaztekin (2021)),

$$\phi_d \triangleq \arcsin (\sin (\psi_d) f_x - \cos (\psi_d) f_y), \quad (3.48)$$

$$\theta_d \triangleq \arcsin \left( \frac{\cos (\psi_d) f_x + \sin (\psi_d) f_y}{\cos (\phi_d)} \right). \quad (3.49)$$

şeklinde elde edilir.  $\theta_d$  teriminin tekilliğinin üstesinden gelmek için  $\phi_d$  referans yörüngesinin,  $\varepsilon$  teriminin küçük pozitif bir sabiti ifade ettiği durumda,  $-\frac{\pi}{2} + \varepsilon$  ve  $\frac{\pi}{2} - \varepsilon$  arasında kalmasını sağlayan bir projeksiyon algoritması kullanılmalıdır. Yapılan bu çalışmada referans Euler açılarının hesaplanması ve gerekli değer aralığında tutulması için simülasyon içerisinde bir PID denetleyici ile sağlanmıştır. Tasarlanan PID dönme hareketi üreticisi, referans Euler açılarını Denklem (3.46)'i dönüşüm matrisi ile elde etmektedir.  $\psi_d$  terimi, PID üreticisine yerleştirilen kullanıcı tanımlı bir sabit sayı olarak seçilmektedir. Diğer referans açılar da bu başlık altında anlatıldığı şekilde seçilen sabit sayıya bağlı olarak hesaplanmaktadır. Euler açıları üreticisi, öteleme hareketi hatasının  $k_p$  kazancıyla çarpımı, öteleme hareketi zamana bağlı integralinin  $k_i$  kazancıyla çarpımı ve zamana bağlı türevinin de  $k_d$  kazancıyla çarpımına bağlı olarak tasarlanmıştır. PID sistemi için kullanılan kazanç değerleri ise yapılan analizler sonucunda,

$$k_p = 0.75 \quad (3.50)$$

$$k_i = 0.0001 \quad (3.51)$$

$$k_d = 0.0001 \quad (3.52)$$

olarak belirlenmiştir. Bu kazanç değerleri, denetleyici analizleri sonucunda istenilen parametre yakınsama miktarına ve üstel kararlılığa ulaşma miktarına bağlı olarak seçilmiştir.

### 3.6. Dönme Hareketi Dinamik Modeli

Dört pervaneli insansız hava aracının dönme hareketi için dinamik modeli (Yang vd., 2023),

$$J\ddot{q} \triangleq u_q(t) + M_q + C(q, \dot{q})\dot{q}, \quad (3.53)$$

şeklinde yazılabilir. Burada  $q \in \mathbb{R}^3$ ,  $q \triangleq [\phi(t) \theta(t) \psi(t)]^T$ , şeklinde tanımlanabilen ve  $\phi, \theta, \psi \in \mathbb{R}$  elemanlarını içeren, sırasıyla  $\phi, \theta, \psi$  eksenlerinde dört pervaneli İHA'nın konumunu ifade eden açısal pozisyon vektörlerini,  $\dot{q}, \ddot{q} \in \mathbb{R}^3$  ise İHA'nın açısal hız ve ivme vektörlerini temsil etmektedir. İHA için eylemsizlik momentini temsil eden  $J \in \mathbb{R}_{>0}^{3 \times 3}$  terimi,  $J \triangleq \text{diag}\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$  şeklinde tanımlanabilir. Burada  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} \in \mathbb{R}_{>0}$  ile gösterilen terimler, sırasıyla  $x, y, z$  yönlerindeki eylemsizlik momentlerini ifade etmektedir. Üç gövde momenti kontrol giriş sinyalleri  $u_q(t) \in \mathbb{R}^3$  ile sembolize edilmiştir ve  $u_q(t) \triangleq [u_2(t) \ u_3(t) \ u_4(t)]^T$  şeklinde tanımlanabilir. Burada  $M_q$  insansız hava aracı üzerine  $\phi, \theta, \psi$  eksenlerinde etkiyen pervanelerin ürettiği itkilerden kaynaklanan momentler dışındaki aerodinamik moment katsayılarına bağlı tüm aerodinamik moment değerlerini (pervanelerin aerodinamiğinden kaynaklayan yatış momentleri ve  $x - y$  ekseninde etki etmekte olan yatay pervane kuvveti etkisi dahil) göstermektedir ve  $M_q \triangleq M(\dot{q})$  şeklinde tanımlanabilir. Son olarak Coriolis matrisi  $C(q, \dot{q}) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ,

$$C(q, \dot{q}) \triangleq \begin{bmatrix} 0 & 0 & (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta} \\ (I_{xx} - I_{zz})\dot{\psi} & 0 & 0 \\ 0 & (I_{yy} - I_{xx})\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.54)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Dört pervaneli insansız hava aracının üzerine etkiyen moment değerleri, her bir dönme ekseninde etki edecek şekilde; kuvvetin değerinin, kuvvetle ağırlık merkezi arasındaki mesafe  $l \in \mathbb{R}_{>0}$  ile çarpılması ile elde edilmektedir. Pervaneler havada yatay olarak hareket ettikçe, akışa göre ileride bulunan kanat bölümü akışa göre geride kalan bölümden daha büyük bir hıza sahiptir. Bu, önde arkadan daha fazla kaldırma kuvvetine neden olur. Kaldırma kuvvetleri arasındaki bu fark insansız hava aracı üzerinde bir moment etki eder. Bu moment, pervanelerin dönüş hızlarına bağlı olarak değişmekte ve  $R \in \mathbb{R}_{>0}$  yatış momenti olarak adlandırılmaktadır. Böylelikle insansız hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik momentler  $M_q$  ise,

$$M_q \triangleq \begin{bmatrix} -h \left( \sum_{i=1}^4 H_i \right) s_\beta + \left( \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} R_i \right) c_\beta + I_z \theta \Omega_r \\ -h \left( \sum_{i=1}^4 H_i \right) c_\beta + \left( \sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} R_i \right) s_\beta + I_z \phi \Omega_r \\ l (H_2 - H_4) c_\beta + l (H_3 - H_1) s_\beta \end{bmatrix}, \quad (3.55)$$

olarak hesaplanabilir (Kaya ve Kutay, 2014). Burada  $H_i$  pervanelere etki etmekte olan yatay sürükleme kuvvetini ifade etmektedir ve ağırlık merkezine olan mesafesi olan  $h$  ile çarpıldığında dönme hareketi üzerindeki toplam dönme momentini ifade etmektedir. Burada  $R_i$  pervanelerin akışa göre önde kalan kısımlarının daha fazla kaldırma kuvveti üretmesi sebebiyle ortaya çıkan aerodinamik yatış momentini ifade etmektedir. Her bir pervaneden üretilen bu yatış momenti HAD analizleri sonucunda elde edilmiş ve sistem dinamiğine dahil edilmiştir. Dönme hareketi için pervanelerden üretilmekte olan kuvvetlere bağlı dönme hareketi giriş sinyali,

$$u_q(t) = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (T_4 - T_2)l \\ (T_1 - T_3)l \\ \left(\sum_{i=1}^4 (-1)^i Q_i\right) \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Burada  $Q_i$  pervanelerin dönüşünden kaynaklanan z eksenini yönündeki torkları ifade etmektedir. İnsansız hava aracı üzerine etkileyen toplam momentler açısal dinamiklerde yerine yazıldığında, açısal ivmelere olan toplam etki,

$$\ddot{\phi} = \frac{(T_4 - T_2)l - h \left(\sum_{i=1}^4 H_i\right) s_\beta + \left(\sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} R_i\right) c_\beta + J\theta\Omega_r}{I_{xx}} + \theta\psi \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}}, \quad (3.57)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{(T_1 - T_3)l - h \left(\sum_{i=1}^4 H_i\right) c_\beta + \left(\sum_{i=1}^4 (-1)^{i+1} R_i\right) s_\beta + J\phi\Omega_r}{I_{yy}} + \phi\psi \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}}, \quad (3.58)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\left(\sum_{i=1}^4 (-1)^i Q_i\right) + l(H_2 - H_4)c_\beta + l(H_3 - H_1)s_\beta}{I_{zz}} + \phi\theta \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{J\dot{\Omega}_r}{I_{zz}}, \quad (3.59)$$

olarak ifade edilebilir. Burada  $l$  pervanelerin ağırlık merkezine olan uzaklığını,  $h$  pervanelerin gövde merkezinden olan yüksekliğini,  $R_i$  ise yatış momentini ifade etmektedir. Pervanelerin toplam açısal dönme hızları  $\Omega_r$ ,

$$\Omega_r = (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4), \quad (3.60)$$

şeklinde ifade edilmektedir. Burada  $\Omega_i$   $i$ 'nci pervanenin hızını ifade etmektedir. İHA'nın pervaneleri tarafından üretilen, üç ekseninde momentler üzerinde etkisi bulunan yatış momenti katsayısı  $C_R$ ,

$$R = C_R \rho A (\omega R)^2 R, \quad (3.61)$$

denklemleri kullanılarak hesaplanabilir (Kaya ve Kutay, 2014).  $C_R$  aerodinamik yatış momenti katsayısı HAD analizleri sonucunda elde edilmiş ve sistem dinamiğine dahil edilmiştir. Bu değer ICL parametre kestirim algoritması kullanılarak tahmin edilmektedir.

### 3.7. Dönme Hareketi için Kontrol Tasarımı

Kontrol objektifini sağlamak adına, dört pervaneli insansız hava aracının dönme hareketi hatası sinyali  $e_q \in \mathbb{R}^3$ ,

$$e_q \triangleq q - q_d, \quad (3.62)$$

şekilde tasarlanabilir. Burada  $q_d \in \mathbb{R}^3$ , dört pervaneli insansız hava aracının açıl konumu referans dönme yörüngesini ifade etmekte ve  $q_d \triangleq [\phi_d \theta_d \psi_d]^T$  şeklinde ifade edilmektedir. Kararlılık analizini basitleştirmek için kullanılacak dönme hareketinin yardımcı hata sinyali  $r_q \in \mathbb{R}^3$ ,

$$r_q \triangleq \dot{e}_q + \alpha_{q1} e_q, \quad (3.63)$$

olarak tanımlanabilir. Burada  $\alpha_{q1} \in \mathbb{R}_{>0}^{3 \times 3}$ , kullanıcı tanımlı köşegen pozitif kesin kontrol kazanç matrislerini temsil etmektedir. Denklem (3.63), birinci mertebeden zamana göre türevi alınarak ve  $J$  terimi ile çarpılır ve (3.53), (3.62) denklemleri ile birlikte çözümlerse hata sinyali dinamiği,

$$J \dot{r}_q \triangleq u_q(t) + M_q + C(q, \dot{q}) \dot{q} - J \ddot{q}_d + J \alpha_{q1} \dot{e}_q \quad (3.64)$$

şeklinde elde edilmektedir. Bilinen ve belirsiz terimler doğrusal olarak yazıldığında Denklem (3.64),

$$J \dot{r}_q \triangleq u_q(t) + W_q \theta_q \quad (3.65)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada  $W_q \theta_q \in \mathbb{R}^3$  denklem eşitlik içerisinde bulunan, ölçülebilir ve ölçülemez olarak ayrılabilen terimlerden oluşmaktadır. Burada  $W_q \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$  ve  $\theta_q \in \mathbb{R}^5$  terimleri, bilinen ve belirsiz terimler doğrusal şekilde yazıldığında,

$$W_q = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{24} & c_{25} \\ c_{31} & 0 & c_{33} & c_{34} & c_{35} \end{bmatrix} \quad (3.66)$$

$$\theta_q = \begin{bmatrix} C_H & C_R & I_{xx} & I_{yy} & I_{zz} \end{bmatrix}^T \quad (3.67)$$

olarak tanımlanmakta ve burada

$$c_{11} \triangleq -h\rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) s\beta \quad (3.68)$$

$$c_{12} \triangleq \rho AR^3 (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) c_\beta \quad (3.69)$$

$$c_{13} \triangleq -\ddot{\phi}_d + \alpha_{q1x} \dot{e}_{qx} \quad (3.70)$$

$$c_{14} \triangleq -\dot{\theta}\dot{\psi} \quad (3.71)$$

$$c_{15} \triangleq \theta (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) + \dot{\theta}\dot{\psi} \quad (3.72)$$

$$c_{21} \triangleq -h\rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) c_\beta \quad (3.73)$$

$$c_{22} \triangleq \rho AR^3 (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) s\beta \quad (3.74)$$

$$c_{23} \triangleq \dot{\psi}\dot{\phi} \quad (3.75)$$

$$c_{24} \triangleq -\ddot{\theta}_d + \alpha_{q1y} \dot{e}_{qy} \quad (3.76)$$

$$c_{25} \triangleq \phi (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \dot{\psi}\dot{\phi} \quad (3.77)$$

$$c_{31} \triangleq l\rho AR^2 ((\omega_2^2 - \omega_4^2) c_\beta + (\omega_3^2 - \omega_1^2) s\beta) \quad (3.78)$$

$$c_{33} \triangleq -\dot{\phi}\dot{\theta} \quad (3.79)$$

$$c_{34} \triangleq \dot{\phi}\dot{\theta} \quad (3.80)$$

$$c_{35} \triangleq -\ddot{\psi}_d + \alpha_{q1z}\dot{e}_{qz} \quad (3.81)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Burada  $W_q \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$  regresyon matrisini ve  $\theta_q \in \mathbb{R}^5$  matrisi ise HAD analizleri sonucunda elde edilmiş, İHA'nın belirsiz sabit aerodinamik ve yapısal parametrelerini ifade etmektedir. Yapılan Lyapunov tabanlı kararlılık analizine dayanarak, dönme hareketlerinin açılmal pozisyonu için denetleyici,

$$u_q(t) = -k_q r_q - W_q \hat{\theta}_q \quad (3.82)$$

şeklinde tasarlanmıştır. Burada,

$$\tilde{\theta}_q = \theta_q - \hat{\theta}_q \quad (3.83)$$

şeklinde tanımlanabilir. Burada  $k_q \in \mathbb{R}_{>0}^{3 \times 3}$  kullanıcı tanımlı köşegen bir kontrol kazanç matrisini,  $\hat{\theta}_q$  ise ICL tarafından kestirilen  $\theta_q$  değerlerini ifade etmektedir. Tasarlanan  $u_q(t)$  terimi Denklem (3.65) yerine koyulursa dinamik,

$$J\dot{r}_q \triangleq -k_q r_q + W_q \tilde{\theta}_q \quad (3.84)$$

şeklinde elde edilmektedir. Burada  $\tilde{\theta}_q$  dört pervaneli hava aracının dönme ekseninde bilinmeyen terimlerinin gerçek değerleri ile kestirilen değerleri arasındaki farkı ifade etmektedir. Bu değer sıfıra ne kadar yakınsanır ise gerçek değere o kadar yakınsanmış demektir.

### 3.8. Dönme Hareketi İçin Kararlılık Analizi

Kontrol tasarımının tamamlanması için,  $V_q : D \rightarrow \mathbb{R}$  fonksiyonu dönme hareketi için tanımlanan bir Lyapunov fonksiyonu,

$$V_q = \frac{1}{2} e_q^T e_q + \frac{1}{2} r_q^T J r_q + \frac{1}{2} \tilde{\theta}_p^T \Gamma_p^{-1} \tilde{\theta}_q \quad (3.85)$$

şeklinde belirlenir. Burada  $\Gamma_q \in \mathbb{R}_{>0}^5$  kullanıcı tanımlı bir kazanç matrisini ifade etmektedir. (3.85)'in birinci mertebeden zamana göre türevi alınarak ve  $\dot{e}_q$  ve  $\dot{r}_q$  terimleri, Denklem (3.85) yerlerine yazıldığında fonksiyon,

$$\dot{V}_q = e_q^T (r_q - \alpha_{q1} e_q) + r_q^T \left( -k_q r_q + W_q \tilde{\theta}_q \right) - \dot{\hat{\theta}}_q^T \Gamma_q^{-1} \tilde{\theta}_q \quad (3.86)$$

olarak hesaplanır. Burada parantezler düzenlendikten ve Özellik 1 kullanılarak terimler üstten sınırlandırılır ise eşitsizlik,

$$\dot{V}_q \leq \underline{\alpha}_{q1} \|e_q\|^2 - \underline{k}_q \|r_q\|^2 + e_q^T r_q + r_q^T W_q \tilde{\theta}_q \quad (3.87)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada  $\underline{\alpha}_{q1}$  ve  $\underline{k}_q$  sabitleri,  $\alpha_{q1}$  ve  $k_q$  matrislerinin en küçük özdeğerlerini ifade etmektedir. Burada  $e_q^T r_q$  çapraz terimi matematiksel olarak,

$$\|e_q^T r_q\| \leq \frac{1}{2} \|e_q\|^2 + \frac{1}{2} \|r_q\|^2 \quad (3.88)$$

şeklinde üstten sınırlandırılıp Lyapunov fonksiyonun da yerine yazılarak yeniden düzenlendiğinde eşitsizlik,

$$\dot{V}_q \leq - \left( \underline{\alpha}_{q1} - \frac{1}{2} \right) \|e_q\|^2 - \left( \underline{k}_q - \frac{1}{2} \right) \|r_q\|^2 + \tilde{\theta}_q^T \left( W_q^T r_q - \Gamma_q^{-1} \dot{\hat{\theta}}_q \right) \quad (3.89)$$

şeklinde ifade edilebilir. Ancak fonksiyonda görülen  $r_q^T W_q \tilde{\theta}_q$  çapraz terimi üstten sınırlandırılmaz. Dolayısı ile  $r_q^T W_q \tilde{\theta}_q$  çapraz teriminin sınırlandırılması için,  $\tilde{\theta}_q^T \left( W_q^T r_q - \Gamma_q^{-1} \dot{\hat{\theta}}_q \right)$  terimi,

$$\tilde{\theta}_q^T \left( W_q^T r_q - \Gamma_q^{-1} \dot{\hat{\theta}}_q \right) = -\tilde{\theta}_q^T k_{cl} \left[ \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T \mathcal{Y}_i \right] \tilde{\theta}_q \quad (3.90)$$

şeklinde tasarlanabilir. Eşitsizliğin iki tarafı  $\tilde{\theta}_q^T$  ile bölünür ve yeniden düzenlenirse  $\dot{\hat{\theta}}_q$  terimi,

$$\dot{\hat{\theta}}_q = \Gamma_q W_q^T r_q + \Gamma_q k_{cl} \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T \left( \mathcal{U}(t) - \mathcal{Y}_i \hat{\theta}_q \right) \quad (3.91)$$

şeklinde tasarlanabilir.

Dört pervaneli insansız hava aracının küresel üstel kararlılığı sağlamak ve ivme ölçümü gerektirmeden belirsiz parametrelerin kestirimini sağlamak için ve  $-\tilde{\theta}_q^2$  Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevindeki  $r_q^T W_q \tilde{\theta}_q$  terimini ortadan kaldıracak şekilde  $\dot{\hat{\theta}}_q$  tasarlanması gerekmektedir. Bunun için, dört pervaneli

İHA'nın dönme hareketi dinamiğinin, Denklem (3.53), kısmi integrasyon yöntemi kullanılarak integrali alınarak gerekli düzenlemeler yapıldığında, dinamik,

$$J(t) \dot{q}(t) - J(t - \Delta t) \dot{q}(t - \Delta t) + \int_{t-\Delta t}^t \left( -\dot{J}\dot{q} - M_q - C(q, \dot{q})\dot{q} \right) d\sigma = \mathcal{U}(t) \quad (3.92)$$

olarak elde edilebilir. Burada  $J$  parametresi uçuş sırasında değişmediğinden  $\dot{J}$  sıfır kabul edilmektedir. Burada  $Y_5(q, \dot{q})$  ve  $Y_6(q, \dot{q})$ ,

$$Y_5\theta_q = J(t) \dot{q}(t) - J(t - \Delta t) \dot{q}(t - \Delta t) \quad (3.93)$$

$$Y_6\theta_q = -\dot{J}\dot{q} - M_q - C(q, \dot{q})\dot{q} \quad (3.94)$$

şeklinde elde edilecektir. Böylelikle dinamik,

$$Y_5\theta_q + \left( \int_{t-\Delta t}^t Y_6\theta_q d\sigma \right) = \mathcal{U}(t) \quad (3.95)$$

şeklinde ifade edilebilir. Dolayısı ile Denklem (3.93) ve (3.94) bilinen ve belirsiz terimler doğrusal olarak düzenlendiğinde,

$$Y_5 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dot{\phi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dot{\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.96)$$

$$Y_6 = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & 0 & d_{14} & d_{15} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & 0 & d_{25} \\ d_{31} & 0 & d_{33} & d_{34} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.97)$$

şeklinde elde edilir. Burada

$$d_{11} \triangleq h\rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) s\beta \quad (3.98)$$

$$d_{12} \triangleq -\rho AR^3 (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) c\beta \quad (3.99)$$

$$d_{14} \triangleq \dot{\theta}\dot{\psi} \quad (3.100)$$

$$d_{15} \triangleq -\theta (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \dot{\theta}\dot{\psi} \quad (3.101)$$

$$d_{21} \triangleq h\rho AR^2 (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) c_\beta \quad (3.102)$$

$$d_{22} \triangleq -\rho AR^3 (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) s_\beta \quad (3.103)$$

$$d_{23} \triangleq -\dot{\psi}\dot{\phi} \quad (3.104)$$

$$d_{25} \triangleq -\phi (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) + \dot{\psi}\dot{\phi} \quad (3.105)$$

$$d_{31} \triangleq -l\rho AR^2 ((\omega_2^2 - \omega_4^2) c_\beta + (\omega_3^2 - \omega_1^2) s_\beta) \quad (3.106)$$

$$d_{33} \triangleq \dot{\phi}\dot{\theta} \quad (3.107)$$

$$d_{34} \triangleq -\dot{\phi}\dot{\theta} \quad (3.108)$$

şeklinde ifade edilebilir. Böylece, kararlılık analizi sırasında gerekli olan  $\hat{\theta}_q$  teriminin tasarımı,

$$\hat{\theta}_q = \Gamma_q W_q^T r_q + \Gamma_q k_{cl} \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T (\mathcal{U}_i - \mathcal{Y}_i \hat{\theta}_q) \quad (3.109)$$

şeklinde yapılabilir. Burada  $\mathcal{Y}_i \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$  eşzamanlı öğrenme yöntemi sonucunda elde edilen belirsiz parametre matrisinin integralini,  $\mathcal{U}(t) \in \mathbb{R}^3$  ise giriş sinyalinin integralini ifade etmektedir. Burada  $\hat{\theta}_q$  terimi ICL tarafından kestirilen belirsiz parametrelerin zamana göre birinci dereceden türev değerlerini ifade etmektedir. Burada elde edilen  $\mathcal{Y}_i = Y_5(q, \dot{q}) \theta_q + \int_{t-\Delta t}^t Y_6(q(\sigma), \dot{q}(\sigma)) \theta_q d\sigma$  denklemi açışal ivme ölçümü gerektirmeyecektir. Tasarlanan  $\hat{\theta}_q$  terimi Denklem (3.89) yerine yazılır ve Özellik 1 kullanılarak yeniden düzenlenir ise fonksiyon,

$$\dot{V}_q \leq - \left( \underline{\alpha}_{q1} - \frac{1}{2} \right) \|e_q\|^2 - \left( \underline{k}_q - \frac{1}{2} \right) \|r_q\|^2 + \tilde{\theta}_q^T \left( -k_{cl} \sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T \mathcal{Y}_i \tilde{\theta}_q \right) \quad (3.110)$$

$$\dot{V}_q \leq - \left( \underline{\alpha}_{q1} - \frac{1}{2} \right) \|e_q\|^2 - \left( \underline{k}_q - \frac{1}{2} \right) \|r_q\|^2 - k_{cl} \lambda_{min} \|\tilde{\theta}_q\|^2 \quad (3.111)$$

şeklinde sınırlandırılabilir. Burada terimi  $\lambda_{min} \in \mathbb{R}^{3 \times 5}$ ,  $\sum_{i=1}^N \mathcal{Y}_i^T \mathcal{Y}_i$  teriminin minimum değerini ifade etmektedir. Yapılan bu denetleyici tasarımı ve Lyapunov analizinin sonucunda, dört pervaneli İHA sisteminin dönme hareketi için küresel üstel kararlılığa ulaştığı ve belirsiz parametrelerinin kestirimi ispatlanmıştır ve aerodinamik moment parametreleri eş zamanlı olarak sıfıra yakınsandığı, hata sinyalleri de üstel olarak sıfıra yakınsadığı görülmüştür. Yapılan analizlerin sonuçları "Araştırma Sonuçları ve Tartışma" kısmında detaylı şekilde gösterilmektedir.

Denklem (3.85) ve (3.111) kullanılarak  $e_q, r_q, u_q \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilebilir. Denklem (3.55) kullanılarak  $M_q \in \mathcal{L}_\infty$  ifade edilebilir. Bununla birlikte Denklem (3.63) ve  $e_q, r_q \in \mathcal{L}_\infty$  kullanılarak,  $\dot{e}_q \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilebilir. Hata sinyalleri  $e_q, \dot{e}_q \in \mathcal{L}_\infty$  şeklinde sınırlandırılmış ise  $q, \dot{q} \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir. Denklem (3.54) ve  $q, \dot{q} \in \mathcal{L}_\infty$  kullanılarak  $C(q, \dot{q}) \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir. Denklem (3.53) ve  $q, \dot{q}, C(q, \dot{q}), u_q \in \mathcal{L}_\infty$  ise  $\ddot{q} \in \mathcal{L}_\infty$  elde edilir. Böylelikle kararlılık analizi sonucunda sistemin dönme hareketi için küresel üstel kararlılığa ulaştığı ve aerodinamik parametre kestirimini sağladığı garanti edilmiştir.

### 3.9. İnsansız Hava Aracı İçin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Günümüzde insansız hava araçları, askeri ve sivil alanlarda çeşitli görevlerde geleneksel yöntemlerle kıyaslandığında cazip bir alternatif haline gelmeye başlamıştır. İHA'lar dikey iniş kalkış yapabilme, yüksek manevra kabiliyeti, farklı amaçlarda kullanılmak üzere yeniden tasarlanabilme gibi özelliklere sahip olduklarından oldukça geniş bir alanda kullanılmaktadırlar. Yaygınlığı bu seviyede artan bu hava aracının denetleyici tasarımı da giderek yaygınlaşmaktadır. Tezin amacında da belirtildiği üzere bu araçların aerodinamik etkilerinin küçük de olsa denetleyici tasarımına etkisi bulunduğu değiştirilemez bir gerçektir. Denetleyici üzerinden aerodinamik parametre tahmini de bu sebeple oldukça önem arz etmektedir. Çalışmada elde edilen parametre yakınsaması için bir insansız hava aracının tasarımı ve referans aerodinamik parametrelerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bunun için deneysel çözümlerin aksine daha kolay elde edilebilir ve düşük Reynolds sayılarında gerçeğe oldukça yakın sonuçların alınabildiği HAD yöntemitercih edilmiştir. Bu başlık altında belirtilen bu

aerodinamik parametrelerin HAD yöntemi ile elde edilmesi anlatılmaktadır.

Çalışmada tahmin edilmiş olan aerodinamik kuvvet ve moment parametrelerinin bahsi geçen gerçek değerleri yapılan hesaplamalı akışkanlar ile elde edilmiştir. Böylelikle yakınsama yapılan değerler, modelin kendi aerodinamik parametrelerinden alınarak doğruluğu ispatlanmıştır. Çevrimdışı olarak yapılan bu analizler sonucunda İHA'nın aerodinamik parametreleri, pervanelerin dönüş hızları sıfırdan başlayacak şekilde sıralı analizler ile elde edilmiştir. Elde edilen parametrelerin pervane dönme hızlarına bağlı sabit eğimli doğrusal ve değerlere en yakından geçen denklemlere bağlı grafikleri çizilmiş, elde edilen eğimler parametre tahmini algoritması içerisine yerleştirilmiştir. Bu şekilde algoritmada yakınsanan aerodinamik değerler pervane hızlarından bağımsız olduğu için pervaneler hangi hızda dönerse dönsünler yakınsama miktarı garantilenmiş olmaktadır. Bu başlık altında İHA'nın hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizlerinin detaylı anlatımı bulunmaktadır. Elde edilen parametre değerleri Sonuç başlığı altında detaylı incelenmiştir.

### **3.9.1. Dört Pervaneli Hava Aracının Aerodinamik Kuvvetlerinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Kullanılarak Hesaplanması**

Yapılan çalışmada, dört pervaneli bir insansız hava aracının denetleyici tasarımı yapılırken, denetleyicinin performansına sürekli etki etmekte olan aerodinamik parametrelerin uçuşla eş zamanlı olarak tahmin edilmesi ve sistemin denetleyici kararlılığının sağlanması hedeflenmektedir. Çalışma yalnızca denetleyici tasarımı ve iyileştirmesini değil, yapılacak parametre tahmininin akışkanlar mekaniği disiplini içerisinde uygulanmakta olan hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemleri ile incelenerek kıyaslanmasını da kapsamaktadır. Bu şekilde kontrol sisteminde uygulanan eş zamanlı öğrenme tabanlı uyarlanabilir kontrol yöntemi ile ilgili parametrelerin hatasının üstel olarak sıfıra götürülmeye çalışılmıştır. Sayısal hesaplamalar ve analizler, hesaplamalı akışkanlar dinamiği analiz programı olan Ansys programı, Fluent çözücü modülü üzerinden gerçekleştirilmiştir. Ansys tarafından yapılan sayısal analizler ilgili kaynaklarda akışkanlar dinamiği disiplinde yapılan çalışmalarda kullanılmakta, gerçeğe yakın ve iyi sonuçlar elde edilmektedir. Fluent modülü ise aerodinamikte kullanılan akış

denklemlerini, kullanılacak modeli küçük hacimdeki hücrelere bölerek bu hücrelerin her birinde çözmekte ve her hücrenin birbirine olan ilişkilerini hesaplamaktadır. Akışkanın özelliklerini ifade ederken kullanılan Reynolds sayısı,

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (3.112)$$

kullanılarak hesaplanmaktadır. Burada  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu,  $V$  akışkanın hızını,  $l$  karakteristik uzunluğu ve  $\mu$  ise akışkanın dinamik viskozitesini ifade etmektedir. HAD çalışmaları sırasında, yapılan kaynak araştırmaları ve denetleyici tasarımında kullanılan yörüngeye bağlı hızlar göz önüne alındığında dört pervaneli İHA üzerine etkiyen Reynolds sayısının  $Re = 3.5 \times 10^4$  hesaplanmıştır. Kaynaklarda, HAD analizleri yapılırken farklı koşullar için farklı akışkanlar dinamiği denklemleri kullanan türbülans modelleri bulunmaktadır. Bu modellerin temelinde akışkanlar mekaniğinin genel denklemleri olan sıkıştırılmaz akış için Navier-Stokes ve Süreklilik denklemleri sırasıyla,

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.113)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_i \bar{u}_j}{\partial x_j} = f_i + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} \quad (3.114)$$

şeklinde ifade edilmektedir (Yunus, 2010). Burada  $u, v, w, x, y$  ve  $z$  eksenlerindeki akışın hızını,  $P$  basıncı,  $\mu$  akışkanın viskozitesini,  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu,  $f_i$  gövde kuvvetlerini ve  $t$  ise zamanı ifade etmektedir. Sayısal analizlerin yapılabilmesi için öncelikle geometrilerin yapılacak olan sayısal hesaplamalara kullanılmak üzere birebir ölçüde katı modelleri oluşturulmuştur. Katı modellerin hazırlanmasından sonra sayısal analiz için çözüm ağı yapısı oluşturulmuştur. Ağ yapısı sayısal inceleme için önemli bir parametredir. Ağ yapısı hazırlanırken aerodinamik etkileri hesaplama sürecinde gerekli bölgelerde (sınır tabaka ve art izi bölgelerinde) özel ağ yapısı oluşturulacaktır. Ağda yer alan sonlu hacim büyüklükleri, yakınsama oranı en yüksek ve modellemesi en uygun koşulları sağlayacak şekilde optimize edilmiştir. Bahsi geçen işlem, sayısal çözüm sonuçları ağ sayısından bağımsız hale gelinceye kadar ağ eleman sayısı arttırılmış ve ağ eleman sayısının artışı sayısal sonuçları kabul edilebilir düzeyde az etkilemeye başladığı en düşük ağ eleman sayısı çözümler için kullanılmıştır. Karmaşık ve daimî olmayan akış yapısının çözümlenmesi için, süreklilik, Navier Stokes;  $k - \varepsilon$ ,

$k - \omega$  ve Spalart-Allmaras türbülans modelleriyle analizler yapılmış, her bir model yapılmış olan analize bağlı olarak birbirine yakın sonuçlar alınmıştır. En doğru sonuç, birden fazla türbülans modeli ile çözüm yaparak, elde edilen sonuçların kıyaslanması yoluyla bulunabilmektedir. İlgili kaynaklarda daha önce yapılmış çalışmalar incelenerek türbülans modelleri seçilmiş ve sayısal analizler yapılmıştır. Yapılan analizlerde kullanılmış olan Spalart-Allmaras türbülans modeli, kinematik girdap viskozite parametresi  $\tilde{\nu}$  için bir ve uzunluk ölçeğini hesaplayan cebirsel bir formülden oluşmaktadır. Model, yüksek hesaplama yükleri gerektirmeyen bir denklemlerle çalıştığından dış sınır tabakası katmanlarının hesaplanmasına yardımcı olmaktadır (Spalart ve Allmaras, 1992). Spalart-Allmaras türbülans modeli için Dinamik Eddy viskozitesi,

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3.115)$$

denklemleri kullanılarak hesaplanmaktadır. Burada  $\tilde{\nu}$  kinematik girdap viskozitesini,  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu,  $f_{v1}$  ise duvar sönümlenme fonksiyonunu ifade etmektedir. Reynold stressleri ise,

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = 2\mu_t S_{ij} = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.116)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Transfer denklemi,

$$\frac{\partial (\rho \tilde{\nu})}{\partial t} + \text{div} (\rho \tilde{\nu} U) = A \quad (3.117)$$

$$A = \frac{1}{\sigma_v} \text{div} \left[ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \text{grad} (\tilde{\nu}) + C_{b2} \rho \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_k} \right] + C_{b1} \rho \tilde{\nu} \tilde{\Omega} - C_{w1} \rho \left( \frac{\tilde{\nu}}{\kappa_y} \right)^2 f_w \quad (3.118)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Burada  $\tilde{\Omega}$  ortalama girdabı,  $f_{v2}$ ,  $f_w$  ise uzak duvar sönümlenme fonksiyonlarını ifade etmektedir.

Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli iki ayrı taşınım denkleminin çözümüne imkân vermek suretiyle türbülans hız ve uzunluk ölçeğini saptamaya izin veren en basit ve temel iki-denklemliler türbülans modelidir. Özellikle pratik mühendislik ve endüstriyel uygulamalarda sıklıkla kullanılmaktadır. Standart  $k - \varepsilon$  türbülans modelinde akış tümüyle türbülanslı kabul edilir ve moleküler viskozitenin etkisi ihmal edilir. Bu nedenle standart  $k - \varepsilon$  türbülans modeli yalnızca tam türbülanslı akışlar için geçerlidir. Türbülans kinetik enerjisi ( $k$ ) ve türbülans kinetik enerjisi kayıp oranı ( $\varepsilon$ ) için ilgili  $x$  yönündeki taşınım denklemleri,

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon \quad (3.119)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1s} \frac{s}{k} (G_k + G_{3e} G_b) - C_{2s} \rho \frac{s^2}{k} \quad (3.120)$$

şeklinde ifade edilmektedir (Coakley, 1983). Burada  $G_k$  ortalama hız gradyanlarından dolayı türbülans kinetik enerji üretimini,  $G_\omega$  ise sıcaklık farklarından dolayı oluşan yoğunluk değişimlerine bağlı olarak türbülans kinetik enerjisi üretimini göstermektedir.

Bir diğer türbülans modeli olan, Standart  $k - \omega$  türbülans modeli düşük Reynolds sayısı etkisini, sıkıştırılabilirliği ve kayma yayılmalarını göz önüne almaktadır. Standart  $k - \omega$  türbülans modelinde türbülans kinetik enerjisi ( $k$ ) ve türbülans kinetik enerjisi kayıp oranı ( $\omega$ ) için taşınım denklemleri,

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (3.121)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega \quad (3.122)$$

olarak ifade edilebilir (Roberts ve Murman, 1985; Guo vd., 2020). Denklemlerdeki  $\Gamma_k$  ve  $\Gamma_\omega$ ,  $k$  ve  $\omega$  terimlerinin difüzitelerini göstermektedir.  $Y_k$  ve  $Y_\omega$  türbülansın dolaylı oluşan  $k$  ve  $\omega$  terimleri için kayıp miktarlarını ifade etmektedir. HAD analizleri sırasında kullanılmış olan LES türbülans modeli ise büyük ölçekli girdapların uzunluğunu karakterize eden denklemleri kullanmaktadır. Diğer türbülans yöntemlerinde küçük ölçekli girdapları yok sayılmaktadır. Ancak LES modeli büyük ve küçük ölçekli girdapları ayıracak bir filtreleme tekniği kullanmaktadır. Küçük girdapların büyük girdaplar üzerindeki etkisi,

$$\tau_{ij} = u_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j \quad (3.123)$$

şeklinde küçük ölçekli gerilme tensörü ile hesaplanmaktadır. Burada Eddy viskozite yaklaşımına odaklanan bilinmeyen ve alt ızgara modelleri,

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2 \mu_t \bar{S}_{ij} \quad (3.124)$$

şeklinde belirlenir. Burada  $\tau_{kk}$  gerilme kalıntılarını,  $\mu_t$  alt ızgara ölçekteki akışkanın viskozitesini ve  $\bar{S}_{ij}$  ise gerilme hızını ifade etmektedir. Gerilme hızı,

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.125)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Eddy viskozitesi ise,

$$\mu_t = \rho l_s^2 |\bar{S}_{ij}| \quad (3.126)$$

şeklinde hesaplanmaktadır. Denklemden yer alan  $l_s^2$  terimi akışkanın hareket alanındaki uzunluğu ifade etmektedir. Gerilme hızı,

$$|\bar{S}_{ij}| = \sqrt{\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ji}} l_s \quad (3.127)$$

şeklinde hesaplanır ise  $l_s$ ,

$$l_s = \min (Ky, C_s V^{1/3}) \quad (3.128)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada  $K$  Von Karman sabitini,  $y$  duvara en yakın uzaklığı,  $C_s$  Smagorinsky sabitini ve  $V$  hesaplanacak akışın hacmini ifade etmektedir.

Yapılan sayısal analizler sonucunda elde edilen ve denetleyiciden tahmin edilen, modelin gövdesi üzerine etki eden kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin birimsiz katsayıları olan kaldırma ve sürüklenme kuvvet katsayıları,

$$C_D = \frac{2F_D}{A\rho V^2} \quad (3.129)$$

$$C_L = \frac{2F_L}{A\rho V^2} \quad (3.130)$$

şeklinde hesaplanmaktadır (Glauert, 1935). Kuvvetler İHA'nın uçuş yönü baz alındığında momentler;  $x$  eksenini etrafında yalpalama,  $y$  eksenini etrafında yunuslama ve  $z$  eksenini etrafında ise yönelme olmak üzere üç farklı momentten oluşmaktadır. İHA üzerine etkiyen toplam moment,

$$M = \begin{pmatrix} M_\phi \\ M_\theta \\ M_\psi \end{pmatrix} \quad (3.131)$$

$$M_\phi = C_\phi \rho A (\omega R)^2 R \quad (3.132)$$

$$M_\theta = C_\theta \rho A (\omega R)^2 R \quad (3.133)$$

$$M_\psi = C_\psi \rho A (\omega R)^2 R \quad (3.134)$$

denklemleri kullanılarak hesaplanabilir (Seddon ve Newman, 2011). Burada  $C_\phi, C_\theta$  ve  $C_\psi$  insansız hava aracının sırasıyla yalpalama, yunuslama ve yönelme moment katsayılarını ifade etmektedir. Denklemlerdeki  $F_L$  ve  $F_D$  dört pervaneli insansız hava aracının gövdesi üzerine etki eden kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini,  $M$  ise momenti temsil etmektedir.  $A$  modelin akışa dik olan izdüşümün yüzey alanını,  $\rho$  akışkanın yoğunluğunu ve  $\omega R$  pervane çevresel hızını ifade etmektedir.

### 3.9.2. İnsansız Hava Aracı Üzerine Etkiyen Aerodinamik Kuvvetlerinin İki Boyutlu İtki Kuvveti Hesaplama Yöntemi ile Doğrulanması

İHA üzerine etkiyen kuvvetler, pervane üzerine etkiyen kuvvetlerin akışkanlar dinamiğine dayalı formüller ile de bir hesaplama yöntemi bulunmaktadır (Bashi vd, 2017). Bu yöntem uygulanarak itki hesaplandığında akışın giriş hızları küçük değerler seçildiğinde itki kuvveti oldukça küçük olarak hesaplanmaktadır. Ancak akış giriş hızları arttırıldığında elde edilen itki HAD ile hesaplanan itki değerlerine ulaşmaktadır. Bernoulli Yasasına bağlı bu itki hesaplama yöntemi sırasıyla,

$$p_\infty = p_i + \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (3.135)$$

$$p_i + \Delta p + \frac{1}{2} \rho v_i^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \quad (3.136)$$

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 \quad (3.137)$$

$$T = \rho A v_i v_\infty \quad (3.138)$$

$$\Delta p = \frac{T}{A} = \rho v_i v_\infty \quad (3.139)$$

$$v_{\infty} = 2v_i \quad (3.140)$$

$$T = 2\rho A v_i^2 \quad (3.141)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{w}{2\rho}} \quad (3.142)$$

$$p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho (V_c)^2 = p_i + \frac{1}{2}\rho (V_c + v_i)^2 \quad (3.143)$$

$$p_i + \Delta p + \frac{1}{2}\rho (V_c + v_i)^2 = p_{\infty} + \frac{1}{2}\rho (V_c + v_{\infty})^2 \quad (3.144)$$

$$T = \rho A (V_c + v_i) v_{\infty} \quad (3.145)$$

$$v_{\infty} = 2v_i \quad (3.146)$$

$$T = 2\rho A (V_c + v_i) v_i \quad (3.147)$$

formülleri uygulanarak hesaplanabilmektedir. Burada  $p_{\infty}$  akışkanın toplam basıncını,  $p_i$  akışkanın statik basıncını,  $v_i$  akışkanın hızını,  $v_{\infty}$  serbest akış hızını,  $V_c$  tırmanma hızını,  $\Delta p$  basınç değişimini ve  $T$  ise pervane tarafından üretilen itkiyi ifade etmektedir. Formüller sırasıyla uygulandığında serbest akış hızı 0.1 değeri seçildiğinde üretilen itki 0.2 N olarak hesaplanmaktadır. HAD analizleri sonucunda bulunan bu hıza karşılık gelen değer ile kıyaslandığında %10 tutarlı olduğu görülmektedir. Ancak serbest akış hızı artırılarak hesaplama yapıldığında HAD analizleri sonuçlarına daha da yaklaştığı hesaplanmıştır.

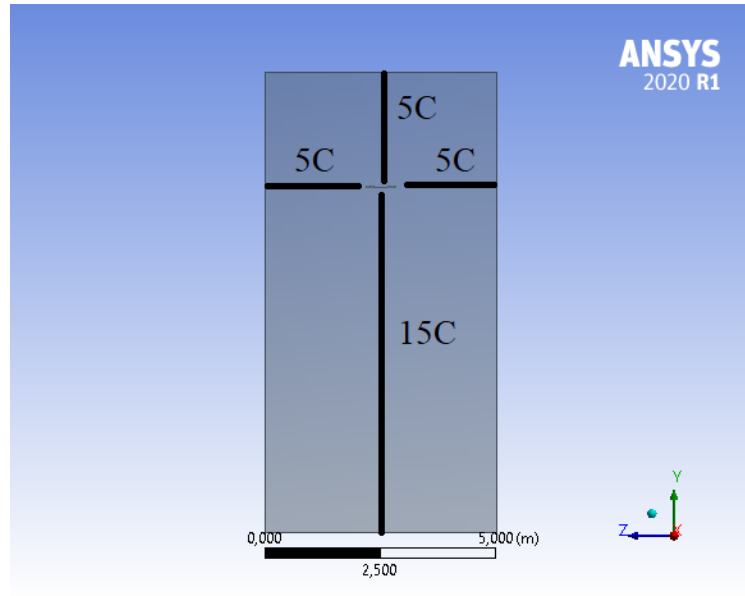
### 3.9.3. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizlerinin Hazırlanması

Çalışma kapsamında, prototipi oluşturulan dört pervaneli İHA üzerine etkiyen kuvvet ve momentler HAD yöntemi çözücü programı olan Ansys Fluent yazılımı (Fluent vd., 2020) üzerinden yapılan analizler ile hesaplanmış, bu parametreler eşzamanlı öğrenme kontrol tekniği kullanılarak çevrimdışı ve

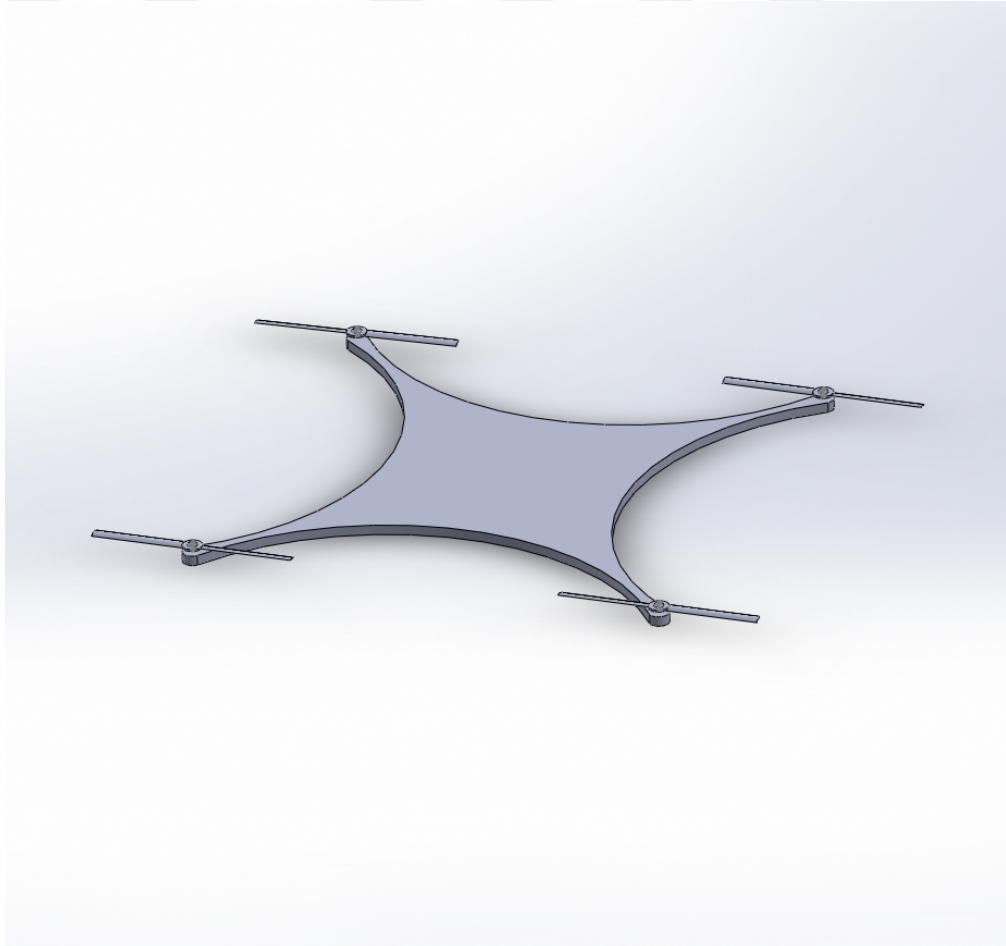
çevrimiçi olarak tahmin edilmiştir. Kullanılan hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) modülü için katı model çalışması SolidWorks üç boyutlu çizim programı üzerinden tamamlanmıştır. İHA katı modeli Şekil 3.5'te gösterilmektedir. Elde edilen model birebir ölçüler ile Ansys Fluent yazılımı tasarım ve model alt modülü olan DesignModeler'a aktarılmıştır. Koordinat sistemi merkezine konumlandırılan katı model İHA akış alanı içerisine yerleştirilmiştir. Akış alanı, akışkanın sınır etkilerinden kurtularak doğruya yakın sonuçlar vermesi amacıyla duvar yüzeylerinden ve giriş yüzeyinden beş giriş ve çıkış yüzeyinden on beş giriş olacak şekilde tasarlanmıştır (Lei ve Wang, 2020). Pervaneler model kolları uç kısmına merkezlenmiş, pervane merkezi ve gövde kolları arasında beş milimetre motor mili boşluğu bırakılmıştır. Şekil 3.4'te gösterilen katı model akış hacmi ve sınır şartları şematığıdır ve eksen yerleşimi figürün sağ alt köşesindeki koordinat ekseninde gösterilmiştir. İHA merkez noktası üzerinde sabitlenmiş, insansız hava aracı düşey hareket eksenini z ekseninde yukarı bakacak şekilde yerleştirilmiştir. Akış hacmi boyutları pervaneler arasındaki giriş uzunluklarına bağlı olarak Çizelge 3.1 içerisinde not edilmiştir.

**Çizelge 3.1.** Akış alanı gövde uzunluk oranları ve ölçüleri

	<b>Gövde Uzunluğu Oranı</b>	<b>Uzunluk</b>
+x eksenini	5C	2.5 m
-x eksenini	5C	2.5 m
+y eksenini	5C	2.5 m
-y eksenini	15C	7.5 m
+z eksenini	5C	2.5 m
-z eksenini	5C	2.5 m



**Şekil 3.4.** Akış hacmi



**Şekil 3.5.** İHA katı modeli

Katı modelin tamamlanması ve akış hacmi içerisine yerleştirilmesinin ardından analizin çözümünü sağlayacak olan akış modeli çözüm ağı oluşturulmuştur. Yine Ansys programı Mesh alt modülü üzerinden oluşturulan

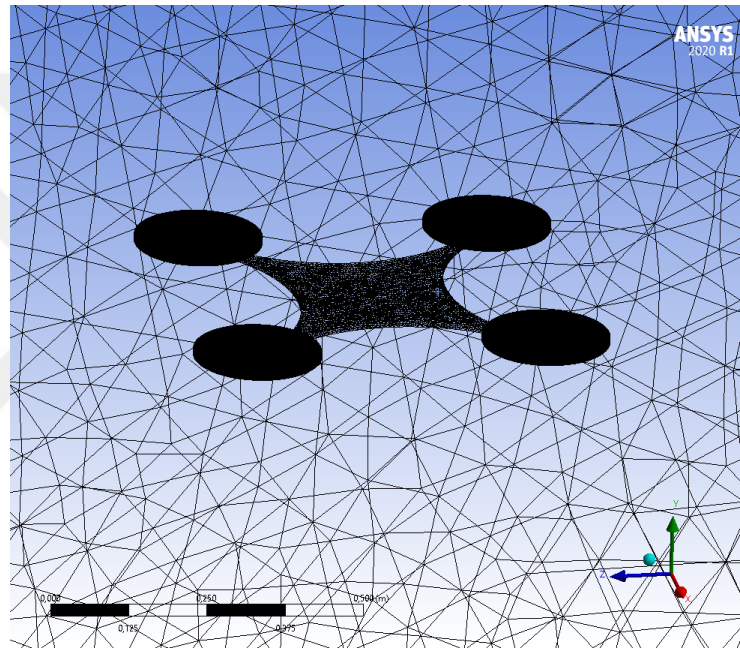
çözüm ağında duvara yakın alanlarda hücre boyutu sayısı artırılarak çözüm sonuçlarının doğruluğu artırılması hedeflenmiştir. Çözüm ağı kalite değerlerinden olan  $Y+$  değeri duvara yakın alanlarda doğruya yakın çözüm vermesi için 1 değerinde olacak şekilde ilk katman genişliği  $5x10^{-4}$  metre olarak hesaplanmış ve ilk katman genişliği seçilmiş, katman boyutu büyüme oranı 1.2 ve toplamda 20 katman olacak şekilde duvara yakın çözüm ağı metodu kullanılmıştır. Akış hacminde çözüm elemanı boyutu 0.1 metre olarak seçilmiş, kanatçık yüzeyleri için  $5x10^{-4}$  metre, pervanelerin bulunduğu hareketli çözüm ağının kullanılacak pervane hacimlerinde  $2.5x10^{-3}$  metre ve son olarak gövde yüzey alanlarının tamamında  $7.5x10^{-3}$  olarak belirlenmiştir. Pervanelerin çevresinde İHA'nın uçuş benzetimi yapılabilmesi adına birer eş dönen çözüm ağı hacmi yerleştirilmiştir. Toplamda 3.7 milyon sayıda çözüm ağına ulaşılmıştır. Burada çözüm ağı düğüm ve element sayısı ile çözüm süresi hesaba katılarak optimum çözüm ağı sayısı belirlenmiştir. Yapılan çözüm ağı sayısından bağımsızlık analizleri ile alınan sonuca bakıldığında, belirli bir çözüm ağı sayısından daha fazla çözüm elementi seçilse bile sonucun değişmediği görüldüğünden çözüm ağı sayısı belirlenen değerde sabit tutulmuştur. Aerodinamik parametrelerin HAD ile elde edilmesi sırasında yapılan  $SST - k - \epsilon$  türbülans modeli çözüm ağından bağımsızlık çalışması sonucu elde edilen pervane itki kuvveti Çizelge 3.2 ve Şekil 3.6'te verilmiştir. Ağ elemanı sayısından bağımsızlık, yeterli doğrulukta sonuçların, ideal sürede elde edilebilmesi için çok önemlidir. Bu yüzden ideal sürede sonuca yakınsama miktarı en uygun olan  $3.7 \times 10^6$  çözüm ağı sayısı seçilmiştir. Oluşturulan çözüm ağının kalite değerleri Çizelge 3.3'de gösterilmektedir. Oluşturulmuş akış hacmi ve pervane çözüm ağı yapısı Şekil 3.7 ve 3.8'de gösterilmektedir.

**Çizelge 3.2.** Çözüm ağı sayısına bağlı değişen itki Kuvvetleri

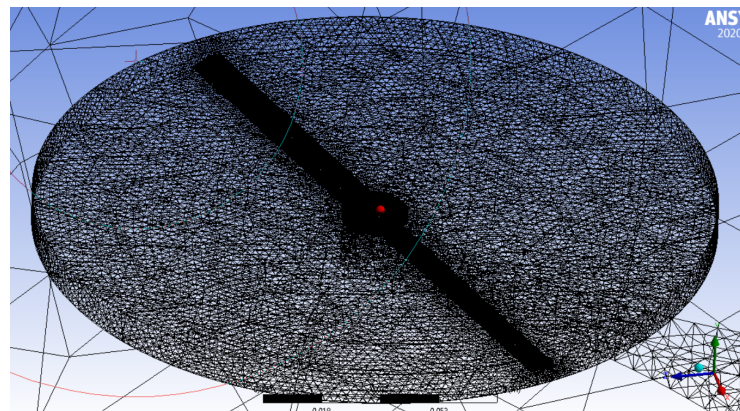
<b>Çözüm Ağı Sayısı (150 rad/s pervane hızı)</b>	<b>İtki (N)</b>
$0.3 \times 10^6$ çözüm ağı	0.27594
$1 \times 10^6$ çözüm ağı	0.39478
$3.7 \times 10^6$ çözüm ağı	0.49114
$10 \times 10^6$ çözüm ağı	0.49120



**Şekil 3.6.** Çözüm ağı sayısına bağlı itki değerleri



**Şekil 3.7.** Akış alanı çözüm ağı yapısı



**Şekil 3.8.** Pervane çözüm ağı yapısı

Fluent çözücüsü 10 çekirdek ve 12 çekirdekli işlemcilere ve her birinde 64 GB Ram hafızaya sahip iki farklı iş istasyonunda, çifte duyarlı (double precision)

olarak çalıştırılmıştır. Çözücü, basınç tabanlı sürekli olmayan ve  $G = 9.81m/s^2$  olarak şekilde yer çekimi ivmesi sahip olarak seçilmiştir. Türbülans modelleri seçilirken ise yakın duvar yaklaşımlarında duvara yakın denklemler çözücüye dahil edilmiştir. Çözücüye enerji, multifaz, radyasyon, ısı değişimi modülleri dahil edilmemiştir. Model materyali olarak alüminyum ve akışkan olarak ise hava seçilmiştir. Pervanelerin dönüşünü çözüme dahil edebilmek için pervane çevresine bir çözüm ağı alanı tanımlanmış ve bu çözüm alanı merkez koordinatlarına göre belirlenerek dönme eksenini merkez koordinatları belirlenmiştir. Dört pervaneli insansız hava aracı için geçerli her bir pervane için dönme yönleri sırasıyla bir saat yönünde bir saat yönünün tersi olacak şekilde belirlenmiştir. Analizler için yapılan kaynak araştırması sonucu elde edilen dönüş hızları, hali hazırda üretilmekte ve çok sayıda satışı olan insansız hava araçlarının dönme hızları referans alınmıştır. Farklı pervane hızları ile analizler yapılmıştır. Akış karakteristikleri belirlenirken, eşzamanlı öğrenme kontrol tekniği ile aynı uçuş parametreleri kullanılmış, böylelikle uçuşun iki farklı program için de aynı şekilde tasarlanması sağlanmıştır. Farklı türbülans modelleri ile yapılmış olan analizlerin sonuçları eşzamanlı öğrenme kontrol yöntemi analizlerinde elde edilen sonuçlar ile yakınsama miktarı belirlenmiştir. Hava akışı başta durağan olacak şekilde dört pervaneli insansız hava aracının sabit havada asılı kalma hali analiz edilmiş, sonrasında ise giriş alanı olarak belirlenen yüzeye dik olarak şekilde  $-z$  yönünde akış gönderilmiştir. Burada giriş yüzeyi hız giriş alanı olarak belirlenmiş ve analiz için gerekli hız değeri girilmiştir. Çıkış yüzeyi ise basınç çıkışı olarak seçilmiş ve sıfır pascal basınç seçilmiştir. Referans değerleri model ve akış özelliklerine uygun olarak seçilmiştir. Çözüm metodlarında basınç-hız seçeneği çiftlenmiş, akış geçiş bölgesi formülizasyonu ikincil dereceden örtülü olarak seçilmiştir. Akışkanın Reynold sayısına, akışın üzerinden geçmekte olduğu kesit alanı uzunluğuna ve işlem adım sayısına bağlı olan ve belirli bir ağ boyutu ve akış hızı için geçici bir simülasyonun zaman adımı gereksinimlerini değerlendirmek için HAD analizlerinde kullanılan ve çözümün ne kadar detaylı olacağını belirleyen akış Courant–Friedrichs–Lewy sayısı 100 olarak seçilmiştir. Courant–Friedrichs–Lewy sayısı,

$$C = \frac{U \Delta t}{\Delta h} \quad (3.148)$$

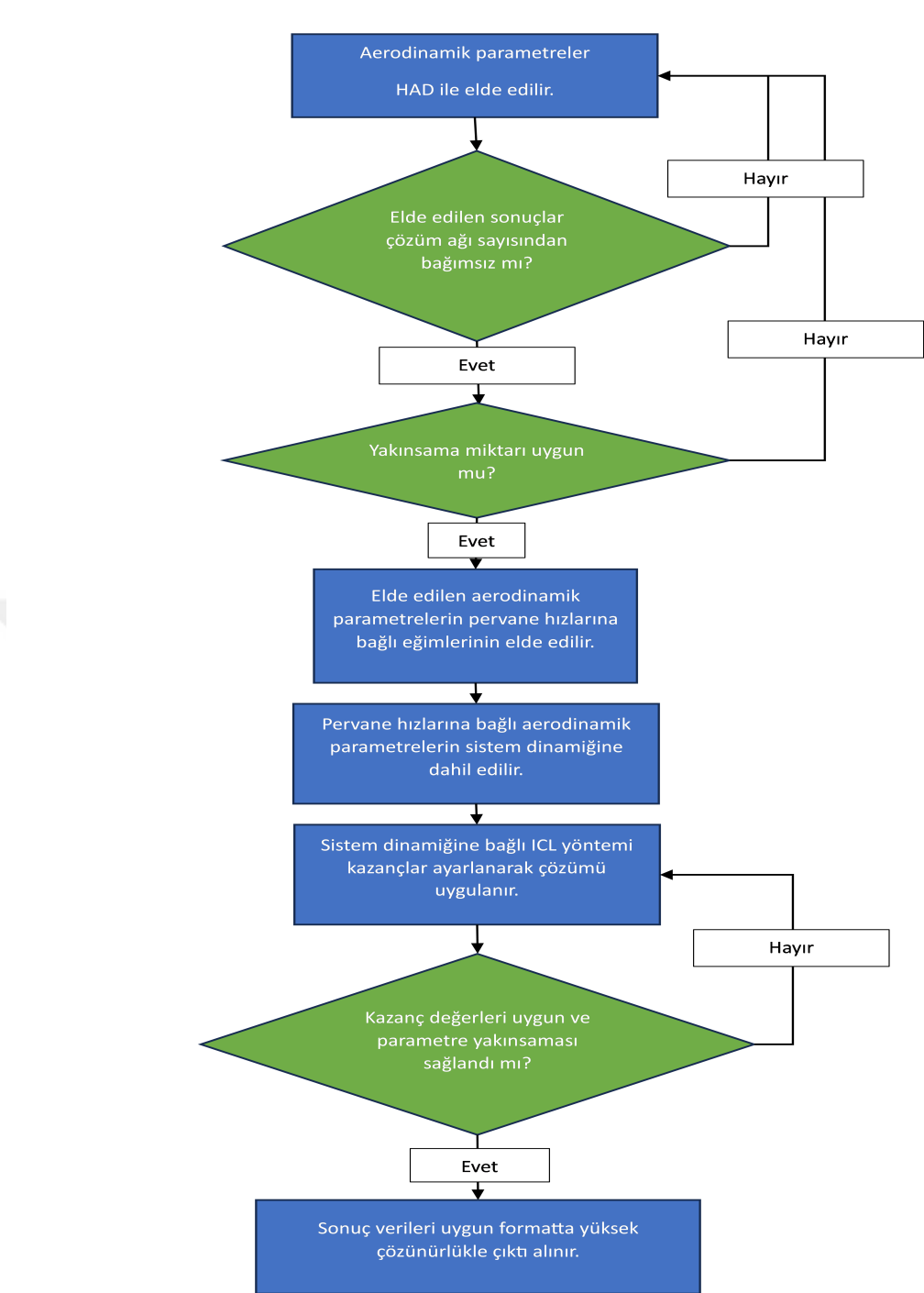
kullanılarak hesaplanmaktadır. Burada  $U$  akışkanın hızını,  $\Delta t$  simülasyondaki

zaman adımı,  $\Delta h$  ise çözüm ağının bir boyutlu karakteristik yüksekliğini ifade etmektedir.

Çözüm adım büyüklüğü 0.001 s olacak şekilde, maksimum iterasyon/adım sayısı 20 ve toplam zaman adımı sayısı ise 1000 olarak seçilmiştir. İHA üzerine etkiye parametrelerin doğruya daha yakın sonuçlar vermesi adına çözücü şemasının çiftlenmiş ve ikincil dereceden örtülü olması tercih edilmiştir. Ayrıca sistemin yakınsamasının garantilenmesi için çözücü için gerekli terimlerin ilk değerleri oldukça küçük seçilmiş ve küçük adım sayılarından analizler yapılmıştır. Yakınsama kriteri  $1 \times 10^{-6}$  olarak belirlenmiştir ve simülasyonlar bu yakınsama kriterine ulaştığında simülasyon tamamlanmıştır. Çözüm yakınsamaya başlamadığı durumlarda çözücü daha uzun çalıştırılmıştır. Her bir durum için çözüm süreleri türbülans modeli ve diğer parametrelerle artacak şekilde en az iki buçuk saat sürmüştür. İHA'nın sahip olduğu ve denetleyici tarafından tahmin edilen değerler Sonuç bölümünde bulunmaktadır. Yapılan çalışmadaki uygulanan parametre yakınsama miktarı algoritması Şekil 3.9'deki akış diyagramına uygun şekilde tamamlanmıştır.

**Çizelge 3.3.** Çözüm ağı kalite değerleri

<b>Çözüm Ağı Kalite Değerleri</b>	<b>Değer</b>
Minimum Ortogonal Kalite	0.12242
Maksimum Ortogonal Kalite	0.99632
Ortalama Ortogonal Kalite	0.76851
Standart Sapma	0.11906



**Şekil 3.9.** Çözüm metodu akış diyagramı

Yapılan kaynak araştırması sonucunda (Kaya ve Kutay, (2013,2014), ilgili kaynaklarda kullanılan İHA'ların itki değerleri ile HAD analizleri sonucu elde edilen itki değerleri kıyaslandığında, tasarlanan İHA'nın ürettiği itki, diğerlerinin ürettiği itkinin ortalama %80'i kadar olduğu görülmüştür. HAD analizleri sırasında kullanılmakta olan bütün analiz metotları Çizelge (3.4)'te gösterilmektedir.

**Çizelge 3.4.** HAD analiz metodu

Metot	Seçilen Değerler
Çözücü Tipi	Basınç odaklı
Çözüm Şekli	Zaman Bağımlı
Yer Çekimi	Aktif edilmiştir
Türbülans Modeli	Navier Stokes; Spalart Allmaras, k-e, k-w ve LES (Large Eddy Simulation)
Akışkan Özellikleri	Hava Yoğunluk: $1.225 \text{ kg/m}^3$ Viskozite: $2.075 \text{ kg/m.s}$
Sınır Şartları	Giriş Sınır Şartı: Doğrusal Hız Çıkış Sınır Şartı: Fark Basıncı 0 Pa Model Yüzeyi; Yüzey hareketi: Sabit Duvar, Kayma Şartı: Kaymaz Yüzey, Yüzey Pürüzlülüğü: Aktif Değil. Dış Duvar: Simetri Sınır ve Kaymaz Yüzey
Referans Değerler	Değerler Çizelge (4.1)'de verilmiştir.
Çözüm Yöntemi	Basınç-Hız Bağlantısı-Birleştirilmiş Uzaysal Ayrıklaştırma Çözüm Eğilimi Green-Gause Hücre Temelli Basınç : İkinci Mertebeden Momentum: Sınırlandırılmış Merkez Farkları Zaman Formülasyonu: İkinci Mertebeden Sınırlandırılmış Kesin Sonuçlar

**Çizelge 3.5.** HAD analiz metodu

<b>Metot</b>	<b>Seçilen Değerler</b>
Çözüm Kontrolleri	Akış Courant Sayısı: 100 Açık Rahatlatma Faktörleri; Momentum:0.75, Basınç:0.75 Alt-Rahatlatma Faktörleri; Yoğunluk:1, Model Kuvveti;1
Yakınsama Miktarı	Yakınsama Kriteri: 0.000001
Hesaplamayı Başlatma	Zaman Adım Metodu: Zaman Adım Büyüklüğü: 0.001 s Zaman Adım Sayısı: 2000 Zaman Adımı Başına Düşen Maksimum Tekrar Sayısı: 20

#### 4. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

Bu bölümde tasarlanan dört pervaneli insansız hava aracı üzerinde yapılmış olan analizlerin ve simülasyonların sonuçları gösterilmektedir. Elde edilen sonuçlarda, birebir ölçülerde tasarlanmış olan İHA üzerine etkiyen aerodinamik parametrelerin önce HAD yöntemiyle elde edilmesi ardından ICL kontrol yöntemi ile hem öteleme hem de dönme hareketlerine bağlı üstel asimptotik kararlılığa ulaştırılırken belirtilen parametrelerin elde edilmesini içermektedir. HAD yöntemi için Ansys programı, denetleyici tasarımı için ise MatLab Simulink programı kullanılmıştır. İnsansız hava aracının sadece tasarım ve uçuş koşullarına bağlı değişmekte olan ve sabit kabul edilmiş yapısal ve tasarım özellikleri Çizelge (4.1)'da verilmiştir.

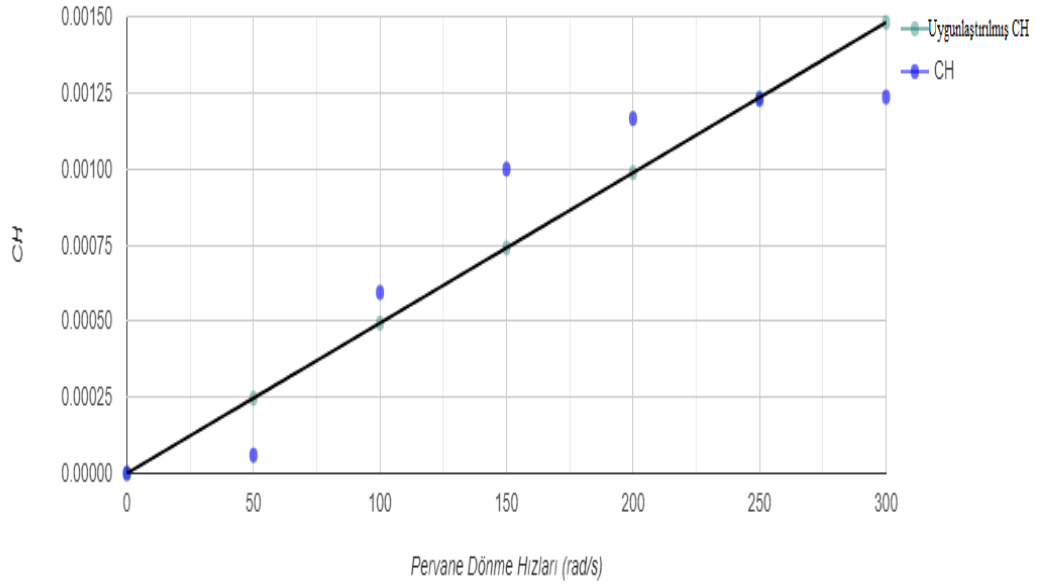
**Çizelge 4.1.** İHA yapısal ve tasarım özellikleri

Tasarım Parametreleri	Değerler
$m$	1.109 $kg$
$g$	9.81 $m/s^2$
$\rho$	1.225 $kg/m^3$
$I_x$	0.0108 $kg/m^2$
$I_y$	0.0108 $kg/m^2$
$I_z$	0.00216 $kg/m^2$
$R$	0.01 $m$
$l$	0.03 $m$
$h$	0.003 $m$

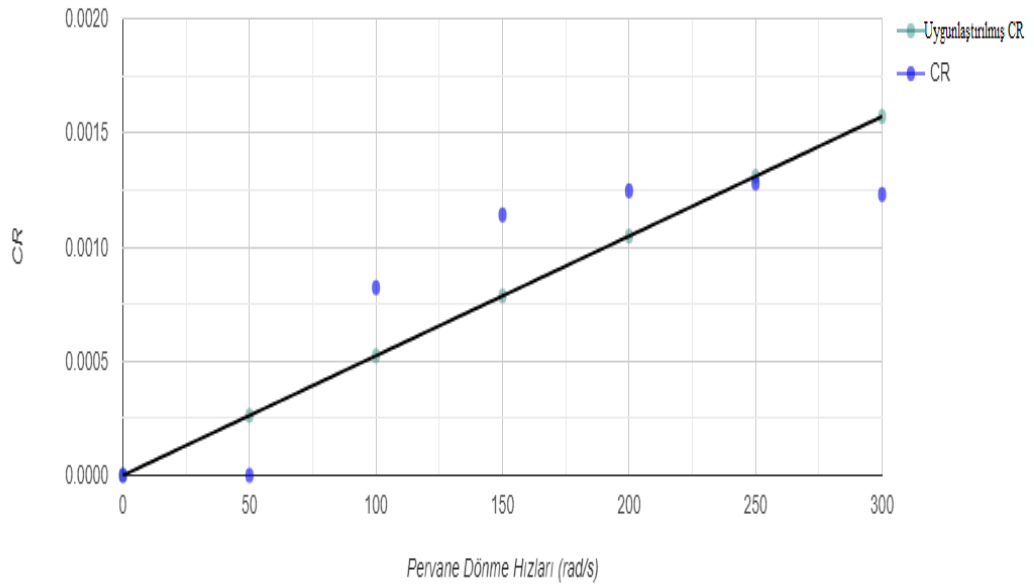
Burada  $m$  İHA'nın kütlesini,  $I_x, I_y, I_z$   $x, y, z$  eksenlerindeki atalet momentlerini,  $R$  pervanelerin yarıçapını,  $l$  pervaneler ile ağırlık merkezi arasındaki yatay mesafeyi,  $h$  pervaneler ile ağırlık merkezi arasındaki düşey mesafeyi,  $\rho$  ise seyretmekte olunan havanın yoğunluğunu ifade etmektedir.

#### 4.1. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracının Aerodinamik Parametrelerinin Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Yöntemi İle Elde Edilmesi

Bu bölümde, dört pervaneli insansız hava aracı üzerine etki etmekte olan aerodinamik kuvvet ve momentlerin HAD ile elde edilen sonuçları gösterilmektedir. Yöntem, Ansys programı Fluent çözücüsü üzerinde uygulanmış ve Matertal ve Yöntem başlığı altında belirtilen özelliklere uygun şekilde analizler hazırlanmıştır. Çözümlerde yakınsanmış sonuçlar, türbülans modellerinin karmaşıklığına bağlı olarak 2 ile 16 saat arasında elde edebilmektedir. HAD analizleri sonucunda elde edilen aerodinamik parametrelerin türbülans modellerinden bağımsız olduğunu göstermek için Spalart-Almaras,  $SST k - \omega$ ,  $SST k - \epsilon$  ve LES türbülans modelleri ile analizler yapılmıştır. Yapılan analizlerde LES türbülans modelinin çözüm süresinin uzun olması ve elde edilen sonuçların diğer modellerle kıyaslandığında farklı olmaması sebebiyle tercih edilmemiştir. Analizler yapılan türbülans modellerine bağlı düşük bir pervane dönüş hızında (150 rad/s) itki miktarları için elde edilen sonuçlar Çizelge (4.2)'de verilmiştir. Denetleyici simülasyonu sırasında pervanenin hızları ile değişmekte olan boyutsuz pervane aerodinamik sürükleme kuvveti ve yatış moment katsayı değerleri, pervanelerin hızlarına bağlı doğrusal değiştiği kabul edilmiştir. HAD analizlerinden alınan sonuçlar pervane hızlarına bağlı olarak değişen grafiklerde aşağıda verilmiştir:



**Şekil 4.1.** Pervane hızlarına bağlı sürüklenme katsayısı



**Şekil 4.2.** Pervane hızlarına bağlı yatış momenti katsayısı

**Çizelge 4.2.** Türbülans modellerine bağlı değişen itki kuvvetleri

<b>Türbülans Modelleri</b>	<b>İtki (N)</b>
Spalart-Almaras	0.46716
$SSTk - \omega$	0.47202
$SSTk - \epsilon$	0.49114
LES	0.44265

Şekil 4.1 ve 4.2’de verilen grafiklerin eğimleri ise Çizelge (4.3)’te verilmiştir ve bu eğimler denetleyicinin tahmin tahmin yöntemi olan İntegral Eşzamanlı Öğrenme yöntemi ile tahmin edilmiştir. Dolayısı ile tahmin edilen tüm değerler pervane hızlarından bağımsız olduğundan, bütün pervane hızları için geçerli olduğu tespit edilmiştir.

**Çizelge 4.3.** CT, CH, CR katsayılarının grafik eğimleri

<b>Katsayılar</b>	<b>Eğimler</b>
CH	0.000004937
CR	0.000005237

Aerodinamik pervane sürüklenme ve yatış moment katsayılarının yanında yukarıda belirtilen sabit parametreler olan yer çekimi kuvveti ve atalet momentleri de denetleyici tarafından tahmin edilmiştir. Gövde üzerine etkiyen kaldırma kuvveti katsayısı, gövde üzerine etkiyen kaldırma kuvveti sıfır olduğundan sıfır olarak hesaplanmıştır. Parametre tahmini yapılırken çok küçük aerodinamik parametreler tahmin edildiği için ve buna bağlı daha etkin sonuçlar alabilmek adına simülasyonlarda İHA çok yavaş hızlarda ve küçük ivmelerle uçtuğu kabul edilmiştir. Dolayısı ile simülasyonlarda uçuş hızına bağlı İHA gövdesi üzerine etkiyen gövde sürüklenme kuvveti de sıfıra çok yakın bir değer olarak hesaplanmıştır. Uçuş hızları Simulink simülasyonları sırasında uçuş yörüngesi ile birlikte gösterilmektedir.

#### **4.2. Dört Pervaneli İnsansız Hava Aracı Denetleyicisi Simülasyonu Sonuçları**

Bu bölümde denetleyici ile yapılmış olan simülasyonların detayları anlatılmaktadır. Denetleyici tasarımı ve simülasyonları sistemin dinamik modelleri ve yapısal özelliklerin de entegre edildiği MatLab Simulink Çözücüsü ile gerçekleştirilmiştir. Öteleme ve dönme hareketleri için ayrı ayrı olacak şekilde

dinamik model fonksiyonları, regresör matrisleri, denetleyiciler, veri güncelleme algoritmaları, ICL parametre tahmini algoritmaları oluşturulmuştur. Ek olarak giriş sinyallerinden pervanelerin takip etmesi gereken doğrusal ve açısız yörüngeyi hesaplayarak pervane hızlarını aktif olarak hesaplayan bir algoritma tasarlanmıştır. Bu algoritma, pervanelerin ürettikleri itki kuvvetlerine bağlı itki katsayılarıyla giriş sinyallerinden pervane hızlarını hesaplamaktadır. Bütün bu fonksiyon ve algoritmalar birbirine entegre olarak çalışmaktadır. Simulink simülasyonlarında hesaplamaya başlama anı, hesaplama yapılan toplam süre ve her adım için adım zamanı sırasıyla,

$$T_0 = 0s \quad (4.1)$$

$$T_{toplam} = 1000s \quad (4.2)$$

$$T_{adım} = 0.0001s \quad (4.3)$$

olarak belirlenmiştir. Hem öteleme hem dönme hareketi için üstel kararlılık ve parametre kestirimi toplamda 1000 saniyelik bir benzetimle sağlanmaktadır. Kullanılan 16 çekirdekli iş istasyonu ile yapılan hesaplamada sonuçlar ortalama 4 dakikada elde edilmektedir. Parametre tahmini için kullanılan yörünge,

$$x_d = 1 + \sin(t/8)/4 \quad (4.4)$$

$$y_d = 1 + \cos(t/8)/4 \quad (4.5)$$

$$z_d = 1 + \sin(t/8)/4 \quad (4.6)$$

$$\dot{x}_d = \cos(t/8)/32 \quad (4.7)$$

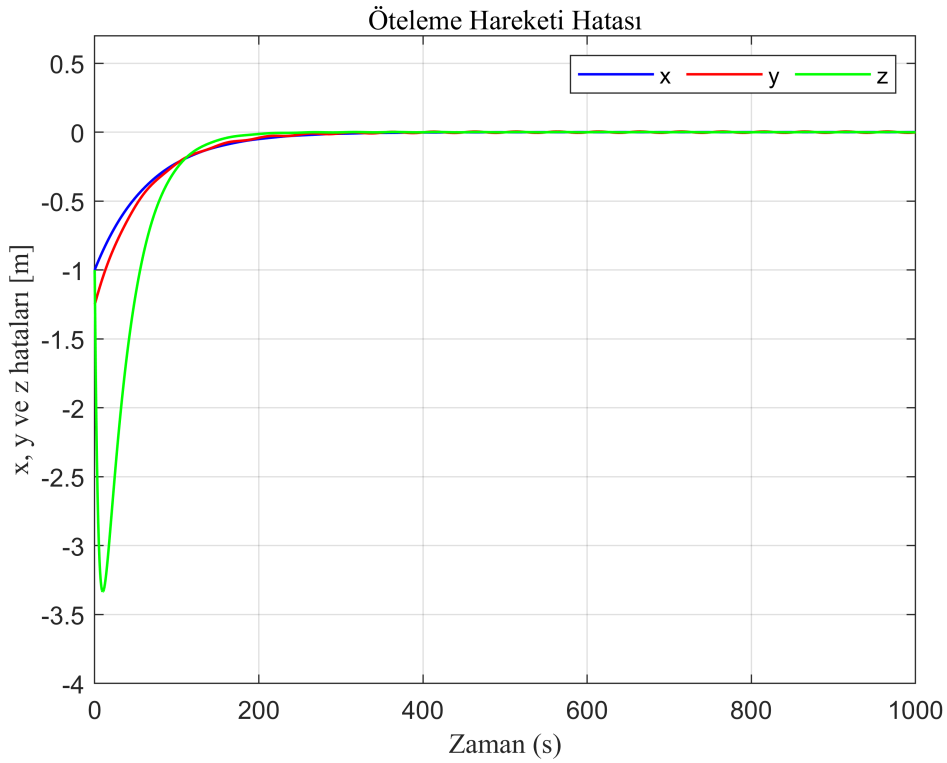
$$\dot{y}_d = -\sin(t/8)/32 \quad (4.8)$$

$$\dot{z}_d = \cos(t/8)/32 \quad (4.9)$$

şeklinde belirlenmiştir. Denetleyicinin kararlılık ve parametre yakınsamasın ulaşması için gerekli kazanç değerleri  $kcl_p = 0.0001$ ,  $kcl_q = 0.0001$ ,  $\Gamma_p = 0.001 \times \text{diag}\{10, 3000, 10, 1, 1\}$ ,  $\Gamma_q = 0.1 \times \text{diag}\{0.1, 0.1, 1750, 340, 60\}$ ,  $k_p = \text{diag}\{6, 7, 15\}$ ,  $k_q = \{7, 7, 12\}$ ,  $\alpha_p = 0.001 * \text{diag}\{15, 0, 0; 0, 17, 0; 0, 0, 30\}$ ,  $\alpha_q = 0.001 \times \text{diag}\{3, 0, 0; 0, 3, 0; 0, 0, 20\}$ ,  $eps_p = \{0.0001\}$ ,  $eps_q = \{0.0001\}$ ,

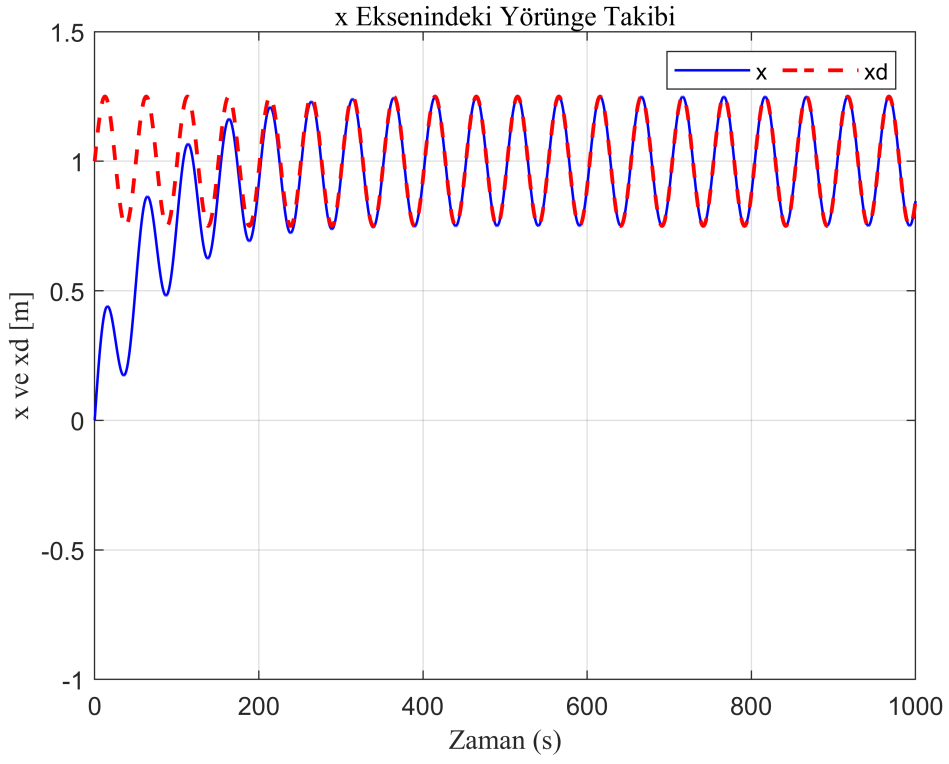
$eigenbound_p = \{0.000000000000001\}$ ,  $eigenbound_q = \{0.0000001\}$  olarak belirlenmiştir. Parametre tahmini için veri depolama algoritması içerisinde her iki denetleyici için de 100 veriyi saklanmakta ve parametre tahmini saklı tutulan bu verilerle iyileştirilmektedir.

Yapılan simülasyon sonucunda elde edilen öteleme hareketinde  $x, y, z$  eksenleri için pozisyon hatalarının üstel olarak sifıra gittiği Şekil 4.3'te gösterilmektedir.

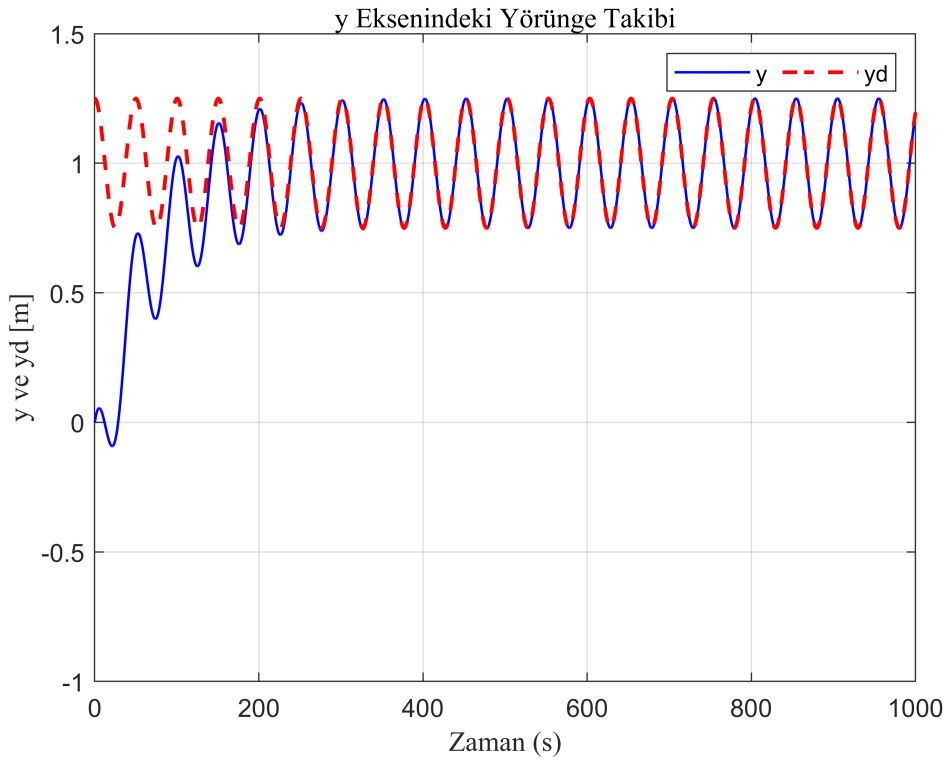


**Şekil 4.3.** Öteleme hareketi pozisyon hataları

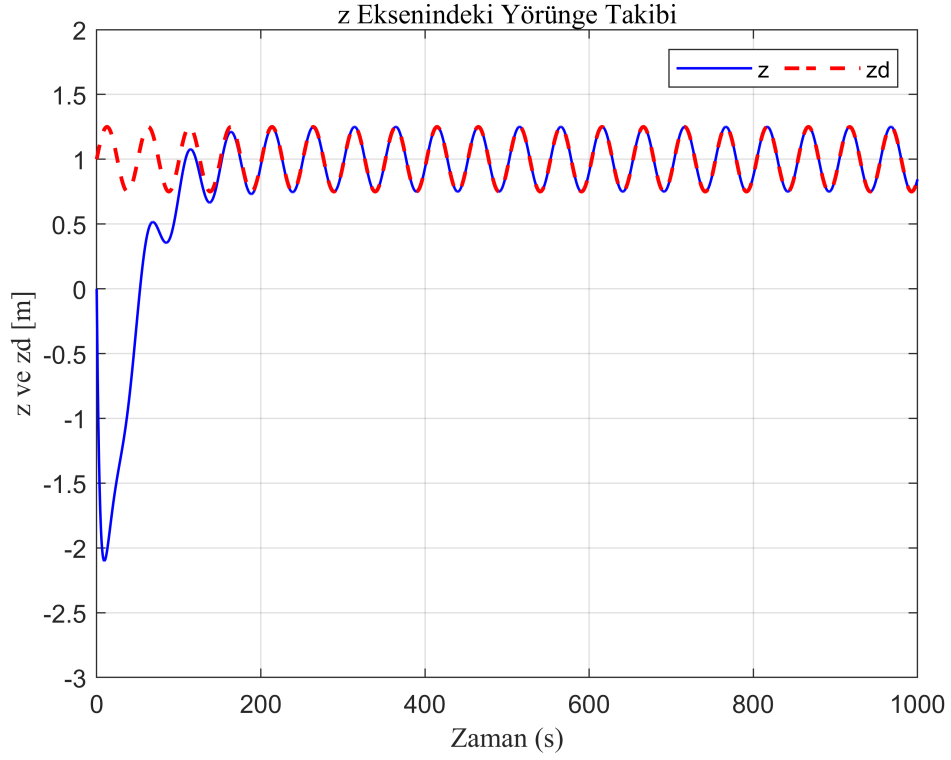
Tasarlanan denetleyici ile İHA daha önceden belirlenen öteleme hareketi yörüngesini,  $x, y$  ve  $z$  eksenindeki pozisyon hataları Şekil 4.4, 4.5 ve 4.6'da görüldüğü gibi hata sifıra çok yakın olacak şekilde takip etmektedir.



**Şekil 4.4.** *x* Ekseni yörünge takibi

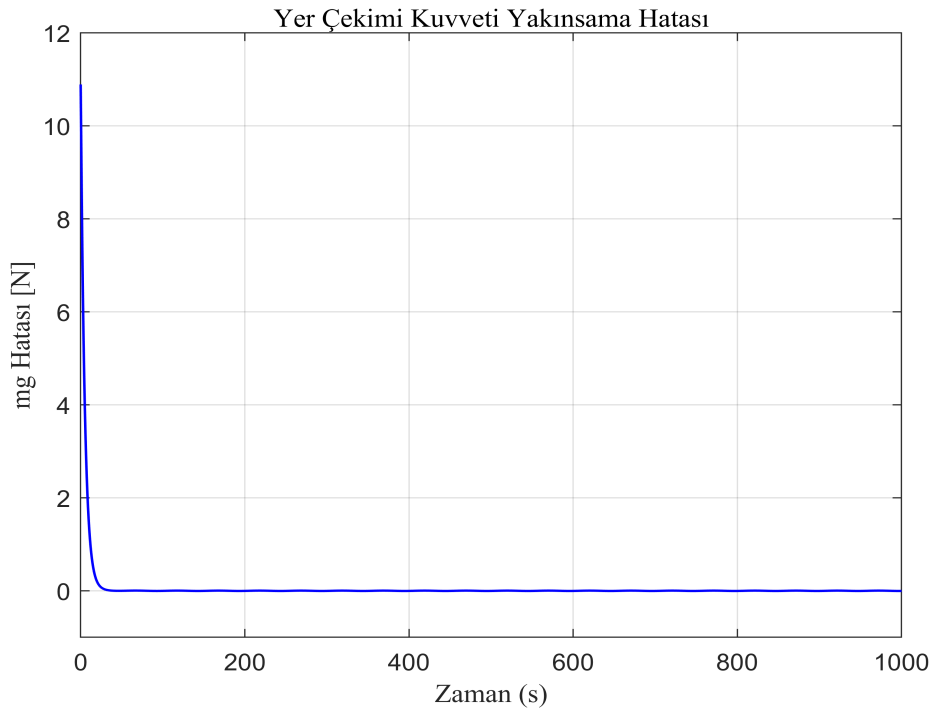


**Şekil 4.5.** *y* Ekseni yörünge takibi

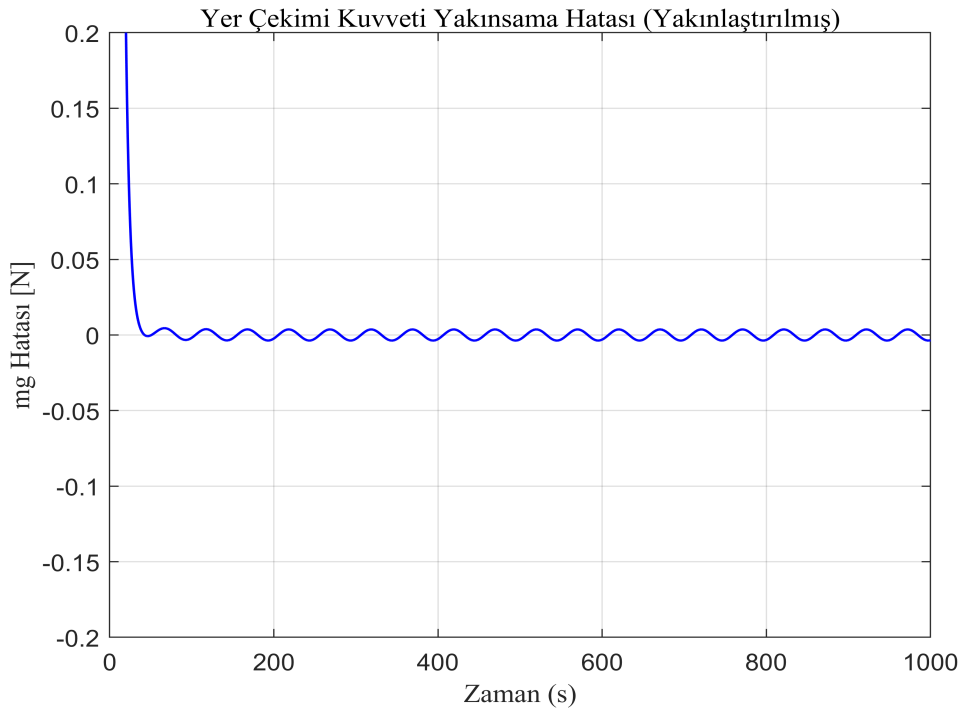


**Şekil 4.6.** z Ekseni yörünge takibi

Yapılan simülasyon sonucunda, Şekil 4.7’de görüldüğü üzere tasarlanan denetleyici ile yalnızca pervaneler üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler değil, İHA’ya etkiyen yer çekimi kuvveti de sıfıra çok yakın bir hatayla tahmin edilmiştir. Şekil 4.8’de yer çekimi kuvveti hatasının yakınsama miktarı daha net görülmektedir.



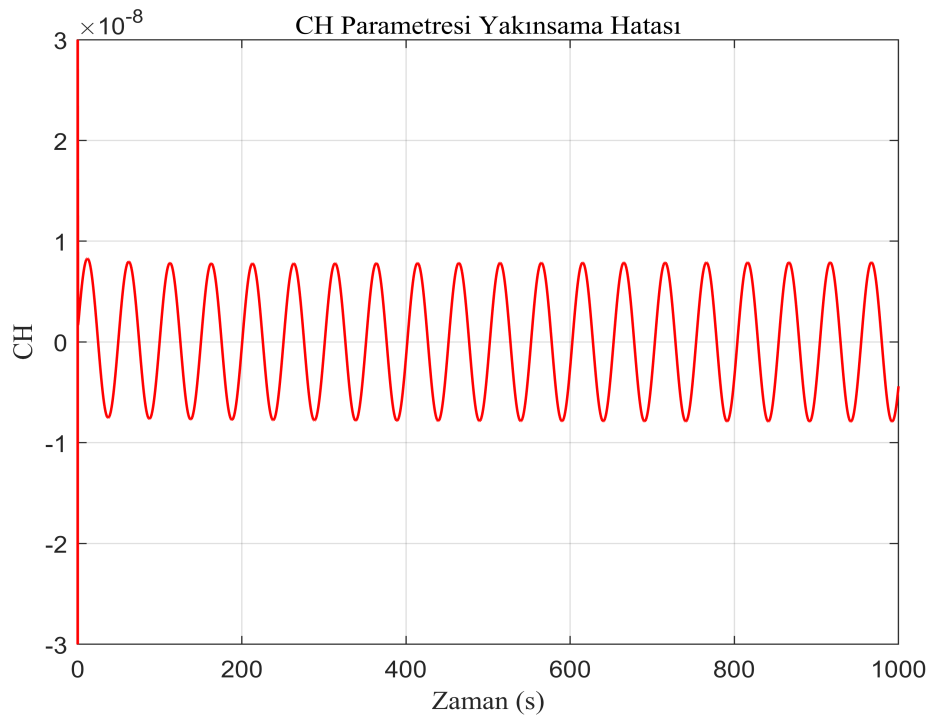
**Şekil 4.7.** Yer çekimi kuvveti yakınsama hatası



**Şekil 4.8.** Yer çekimi kuvveti yakınsama hatası (Yakınlaştırılmış)

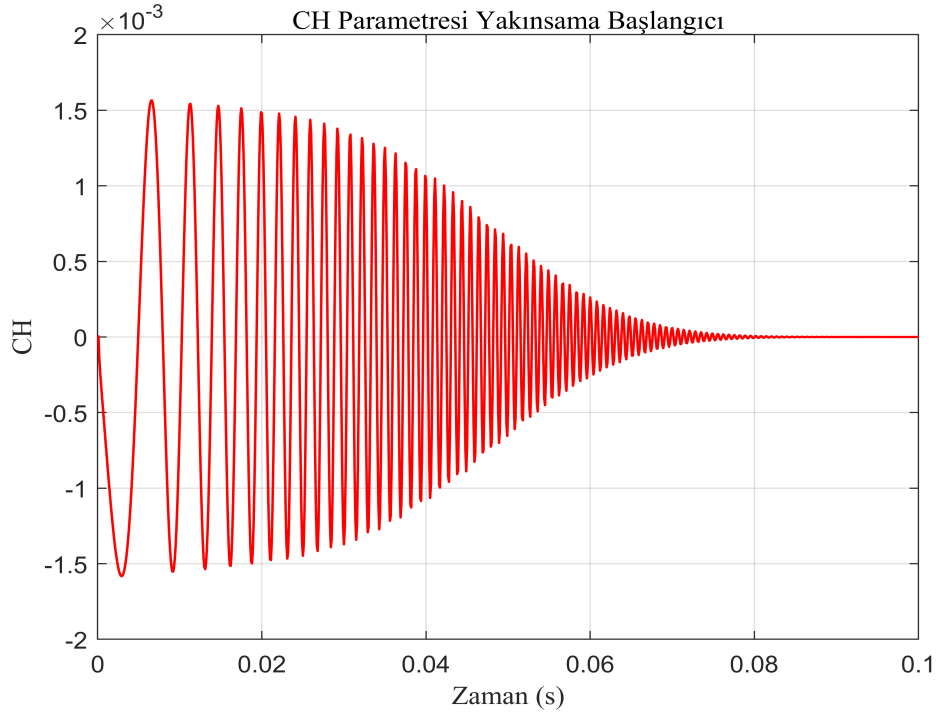
Şekil 4.8’de görüldüğü üzere gerçek değeri  $11N$  olan yerçekimi kuvveti hatası maksimum  $0.005N$  değerine ulaştırılmıştır. Bu durumda ICL yöntemi parametre tahmin algoritması ile yerçekimi kuvveti, gerçek değerine % 0.04 hata ile yakınsanma sağladığı görülmektedir. Tasarlanan denetleyici ile öteleme

eksenindeki harekette tahmin edilen belirsiz parametrelerin yakınsama hataları sifra çok yakın değerlere ulaştırılmıştır. Burada düşük konum ve hız değişiklikleri ile bir uçuş simüle edildiğinden, yer çekimi haricindeki kuvvetlere etkisi neredeyse sıfır olan kütlelerin yakınsama miktarını karşılamadığı tespit edilmiştir. Çok hassas bir yakınsama gerektiren sistemde, düşük konum değişiklikleri ve hızlar kullanılan uçuş simüle edildiğinden gövde üzerine etkiyen  $C_D$  gövde sürüklenme kuvveti katsayısı sıfır olarak hesaplanmıştır. Diğer parametrelere nazaran çok küçük bir değere olan aerodinamik pervane sürüklenme kuvvet katsayısı yakınsama hatası Şekil 4.9'de görülmektedir.



**Şekil 4.9.** CH aerodinamik kuvvet katsayısı parametre yakınsama hatası

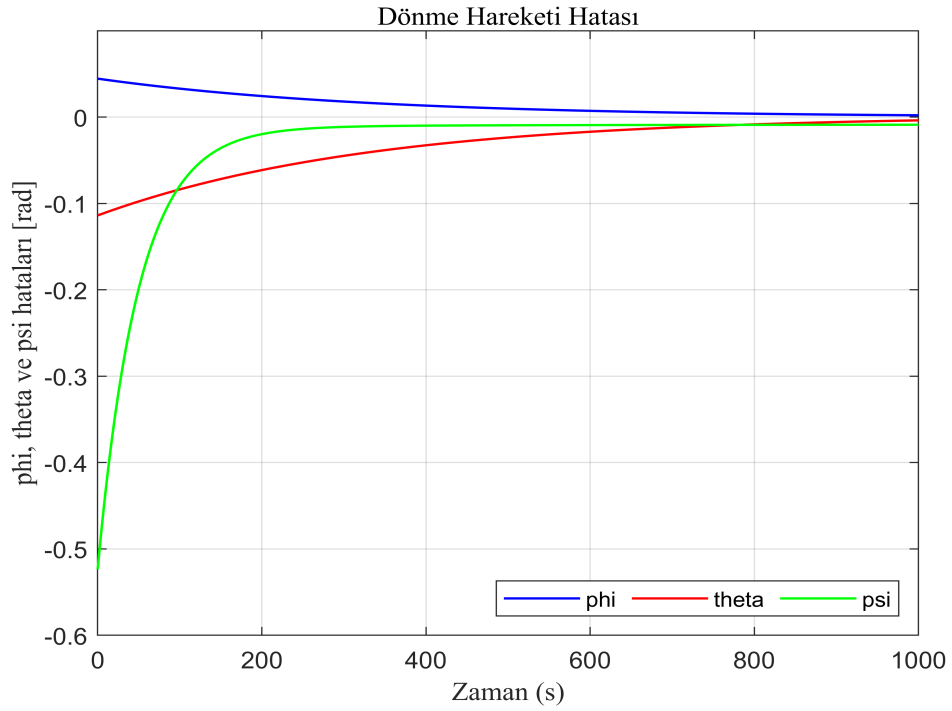
Gerçek değeri Çizelge (4.3)'de verilen pervanelerin her birine etki etmekte olan pervane sürüklenme kuvveti katsayısı eğim değeri hatası  $CH$ , yukarıda görüldüğü gibi maksimum  $1 \times 10^{-8}$  değerine yakınsamaktadır. Bu durumda  $CH$  parametresi gerçek değerine maksimum %0.6 hata ile yakınsanmaktadır. ICL parametre tahmin algoritmasıyla  $CH$  parametresinin yakınsanmaya başladığı ve zamanla hata miktarının azaldığı Şekil 4.10'da görülmektedir.



**Şekil 4.10.** Parametre tahmin algoritması CH parametresi yakınsama başlangıcı

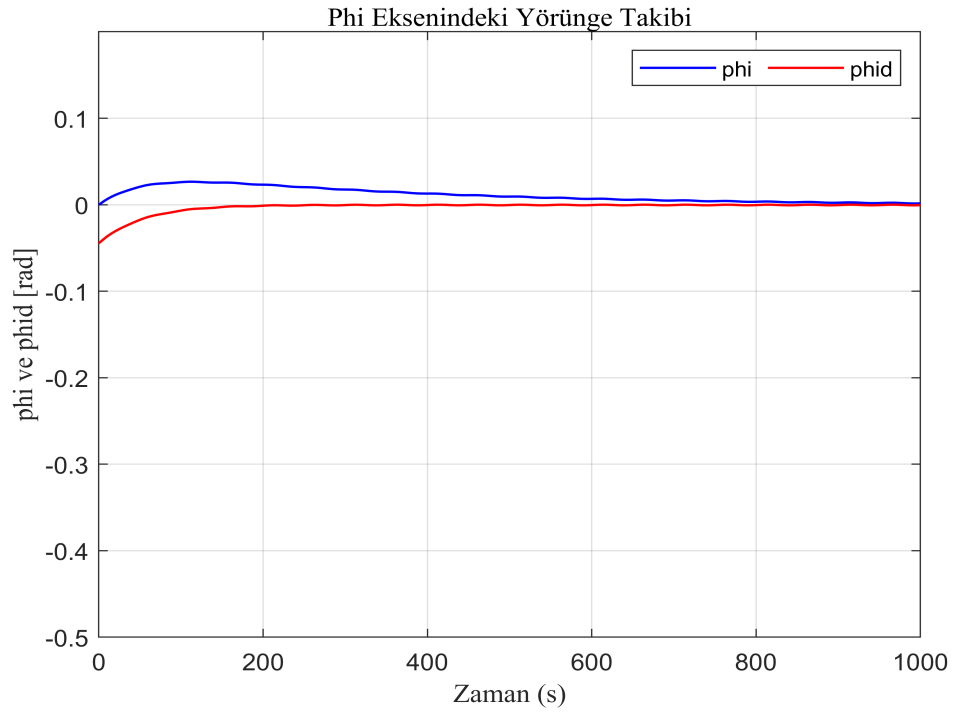
Şekillerde görüldüğü üzere simülasyon başladıktan kısa bir süre sonra parametre kestirimi başlamakta ve güncelleme algoritması devreye girerek denetleyicide hazır tutulan en iyi veriler güncellenmektedir. Güncellenen her veri ile yakınsama miktarı artmaya devam etmektedir.

Yapılan simülasyonlar sonucunda elde edilen dönme hareketi için  $\phi, \theta, \psi$  eksenleri için rotasyon hatalarının üstel olarak sıfıra gittiği Şekil 4.11'te gösterilmektedir.

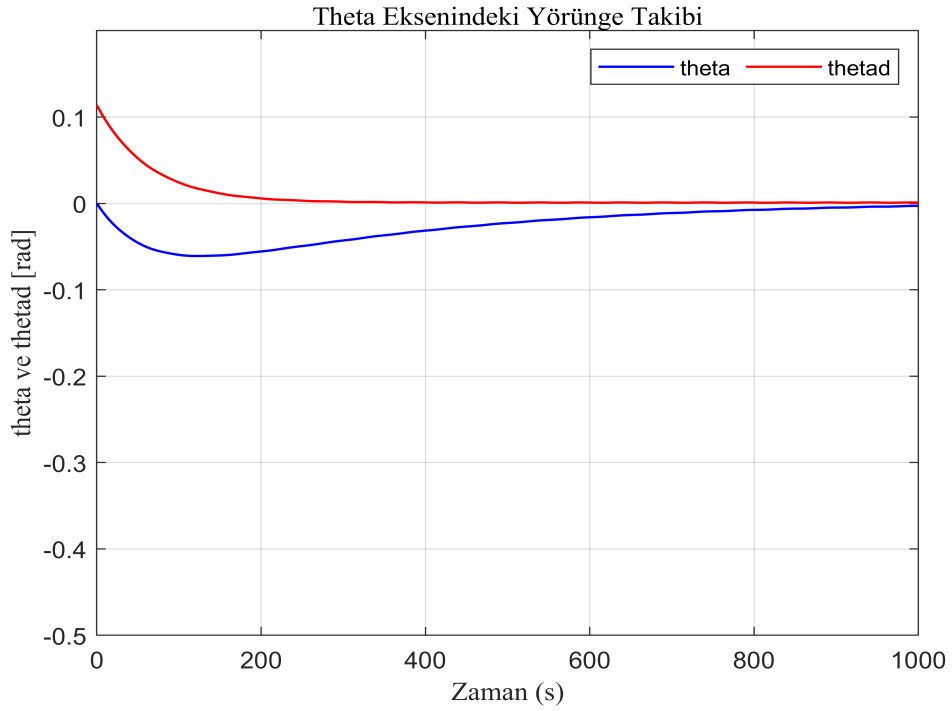


**Şekil 4.11.** Dönme hareketi hataları

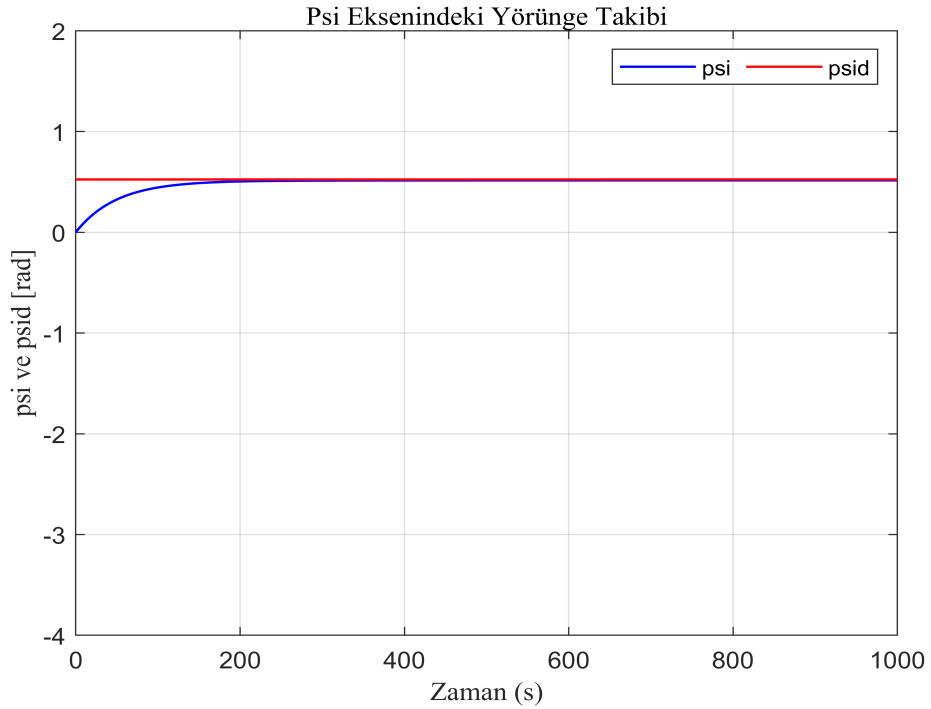
Tasarlanan denetleyici ile İHA daha önceden belirlenen dönme hareketi yörüngesini takip hataları Şekil 4.12, 4.13 ve 4.14'te görüldüğü gibi sıfıra çok yakın olacak şekilde takip etmektedir.



**Şekil 4.12.**  $\phi$  Ekseni yörünge takibi



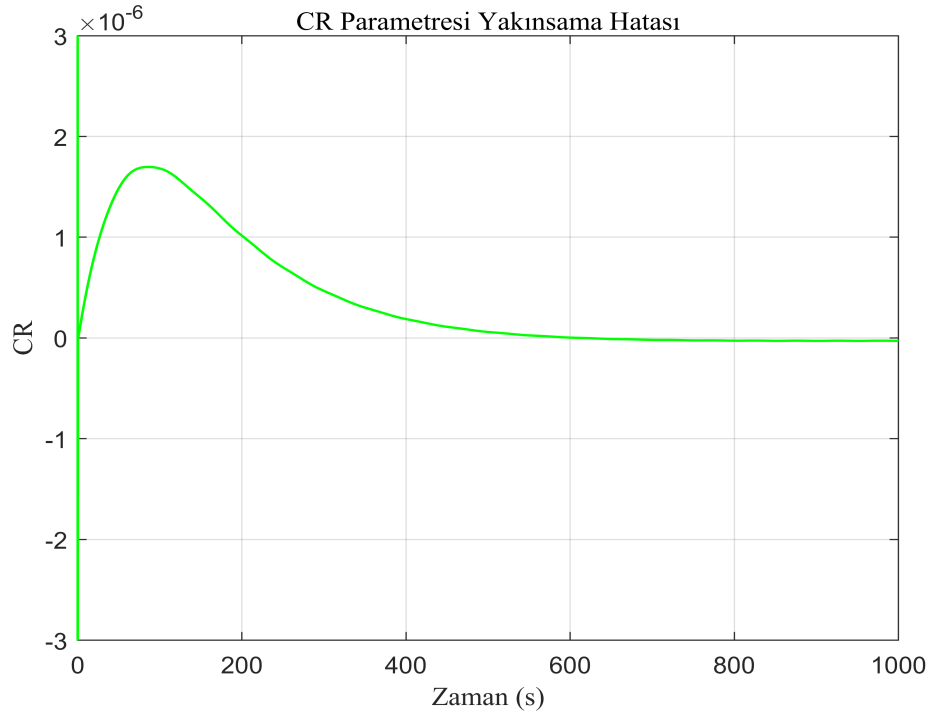
Şekil 4.13.  $\theta$  Ekseni yörünge takibi



Şekil 4.14.  $\psi$  Ekseni yörünge takibi

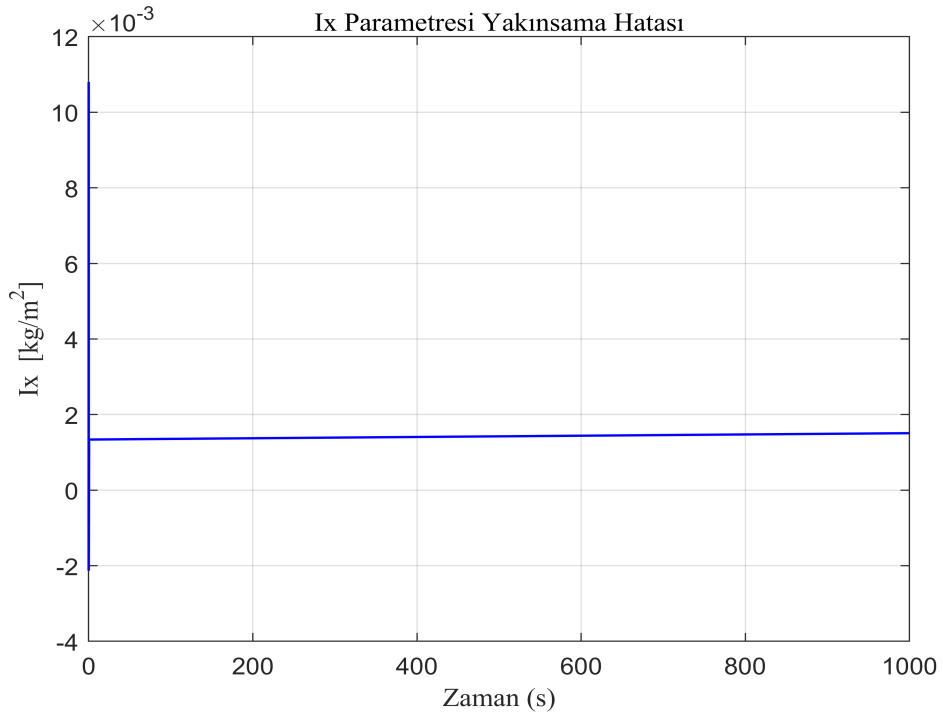
Yapılan simülasyon sonucunda tasarlanan denetleyici ile yalnızca pervaneler üzerine etkiyen aerodinamik momentleri değil, İHA üzerinde etkisi bulunan atalet momentlerini de kabul edilebilir seviyede bir hatayla tahmin edebilmektedir. Tasarlanan denetleyici ile dönme eksenindeki harekette tahmin

edilen belirsiz aerodinamik parametrelerin ise yakınsama hataları sifıra yakın değerlere ulaştırılmıştır. Burada düşük açısız konum ve hız değışiklikleri ile bir uçuş simüle edildiğinden, sistem üzerine etkisi neredeyse sifır olan  $x$  yönündeki atalet momentinin yakınsama miktarını görece daha az karşıladığı görülmektedir. Çok hassas bir yakınsama gerektiren sistemde, düşük açısız konum değışiklikleri ve hızlar kullanılan uçuş simüle edilmiştir. Diğer parametrelere nazaran çok küçük olan aerodinamik pervane yatış momenti katsayısı yakınsama hatası Şekil 4.15’de görülmektedir.

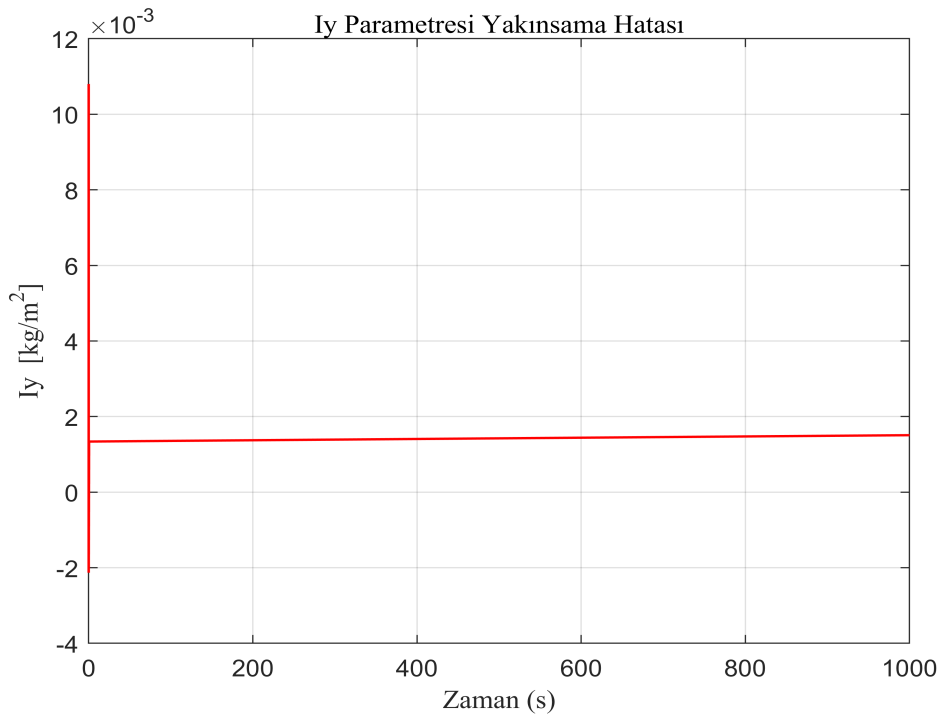


**Şekil 4.15.** CR aerodinamik moment katsayısı parametre yakınsama hatası

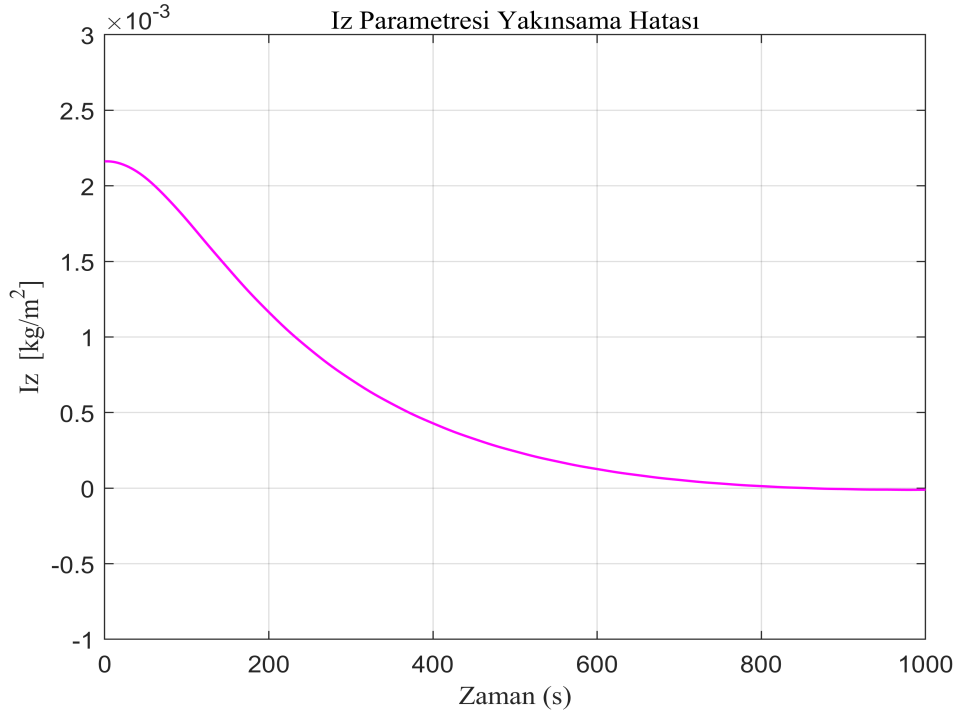
Şekilde görüldüğü üzere gerçek değeri Çizelge 4.3’de verilen pervanelerin her birine etki etmekte olan pervane yatış momenti katsayısı eğim değeri hatası  $CR$ , maksimum  $-3 \times 10^{-8}$  değerine yakınsamaktadır. Bu sonuca göre  $CR$  parametre hatası yakınsama oranı maksimum %0.6 olduğu görülmektedir. Büyük ölçüde yakınsama sağlanan atalet momentleri ile gerçek değeri arasındaki hata miktarı Şekil 4.16, 4.17 ve 4.18’de gösterilmektedir.



Şekil 4.16. *x* eksenli atalet momenti yakınsama hatası



Şekil 4.17. *y* eksenli atalet momenti yakınsama hatası



**Şekil 4.18.** *z* eksenini atalet momenti yakınsama hatası

Yapısal parametrelerden atalet momentleri  $I_x, I_y, I_z$  sırasıyla maksimum  $1.5 \times 10^3, 0.5 \times 10^3$  ve  $-1.1 \times 10^{-5}$  değerine yakınsamaktadır. Bu sonuçlara göre  $I_x, I_y, I_z$  sırasıyla maksimum %13, %15 ve %0.2 hata oranı ile gerçek değerlerine yakınsanmaktadır. Tahmin edilmiş olan atalet momenti değerleri Çizelge (4.1)'deki gerçek değerleri ile kıyaslandığında oldukça kabul edilir miktarda yakınsama sağladığı görülmektedir.

Sonuçlardan görüldüğü üzere simülasyon başlatıldıktan kısa bir süre sonra parametre yakınsaması başlamakta ve güncelleme algoritması devreye girerek denetleyicide hazır tutulan en iyi veriler güncellenmektedir. Güncellenen her veri ile yakınsama miktarları artmaya devam etmektedir.

## 5. SONUÇ VE ÖNERİLER

### 5.1. Sonuçlar

Yapılan çalışma ile dört pervaneli bir insansız hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik pervane yanal sürüklenme kuvveti ve momenti, gövde sürüklenme ve kaldırma kuvveti parametreleri farklı türbülans modelleri ile HAD analizleri yapılarak tespit edilmiştir. Ardından bu parametreler denetleyici tasarımında model içerisinde yerine koyularak simülasyonlar yapılmıştır. Dört pervaneli insansız hava aracı üzerine etkiyen aerodinamik ve yapısal parametrelerin İntegral Eş zamanlı Uyarlanabilir Kontrol yöntemi ile tahmin edilmesi sağlanmıştır. Çalışmanın amacına uygun olarak sistem, teorik olarak küresel üstel kararlılığa ulaştırılmış ve yapılan MatLab simülasyonları ile doğrulanmıştır. Parametrik yakınsama sağlanması hedeflenen aerodinamik ve yapısal parametre kestirim hataları sıfıra çok yakın hatalarla tespit edilmiştir. Sistem evrensel bir metotla benzetildiğinden İHA üzerinde yapılması istenen bir değişiklikten bağımsız çalıştığı görülmüştür. Yapılan analizler sonucunda, kazanç değerleri ayarlanır ise farklı yapısal parametrelere sahip benzer bir sistemin de entegre edilebilmesinin mümkün olduğu görülmüştür. Aerodinamik ve yapısal parametre yakınsaması ve kararlılığın dört pervaneli insansız hava araçları için mümkün olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Yakınsaması hedeflenen aerodinamik pervane sürüklenme kuvvet katsayısı maksimum % 0.2, yer çekimi kuvveti maksimum % 0.04, aerodinamik yatış momenti katsayısı maksimum % 0.6, x eksenindeki atalet momenti maksimum % 13, y eksenini yönündeki atalet momenti maksimum % 15, z eksenindeki atalet momenti ise maksimum % 0.2 hata ile tahmin edilmiştir. Elde edilen sonuçlar sistem üzerinde etkisi büyük olan parametrelerin tahmin hatalarının daha az olduğu görülmüştür. Kütle parametresine bağlı dinamiklerin etkisi çok küçük olduğundan tahmin miktarının çok az olduğu tespit edilmiştir ve yakınsama sağlanamamıştır. Ayrıca İHA gövdesi üzerine etki eden gövde sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin sıfıra çok yakın olduğu tespit edilmiştir.

## 5.2. Öneriler

Yapılan çalışmanın ilgili kaynaklarda benzer bir örneği bulunmadığından ve aerodinamik değerlere yakınsamanın oldukça küçük hatalarla elde edilebildiği görüldüğünden ilgili alanda yayınlar yapılması planlanmaktadır. Ayrıca yapılan çalışmada, İHA üzerine etkileyen aerodinamik parametrelerin pervane hızları ile doğrusal olarak değiştiği kabul edilmiştir. Yapılan HAD analizleri sonucunda bu parametrelerin doğrusal olarak değişmediği görülmüştür. Kullanılan ICL yöntemi ile parametrelerin değişken olduğu koşullarda yakınsama yapılamamaktadır. Gelecekte yapılacak çalışmalarda dört pervaneli insansız hava aracı üzerine etkileyen ve doğrusal kabul edilen aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının doğrusal olarak değişmediği durumlarda da tutarlı tahmin edilebileceği düşünülen Sinir Ağı, Derin Sinir Ağı uygulaması yapılması planlanmaktadır. Ek olarak, ICL yöntemi ile denetleyiciye sabit kazanç değerleri verilebildiği durum göz önüne alınmıştır. İleride yapılacak çalışmalarda kazançların sistemin denetlenmesi sırasında değişken olarak hesaplanabildiği en küçük kareler yönteminin de uygulanması düşünülmektedir. Yapılan bu çalışma ile denetleyici tasarımı yapılırken ihmal edilen aerodinamik kuvvet ve momentlerin denetleyici performansını olumlu etkileyeceği düşünülmektedir. Ayrıca çevrimiçi olarak elde edilen bu belirsizlikler İHA uçuşu sırasında istenmeyen ve değişken etkiler oluşturmaktadır. Yapılan bu çalışma ile uçuş sırasında istenmeyen bu etkiler tahmin edilerek müdahale edilmesine olanak sağlanmaktadır. İleride yapılması düşünülen gerçek zamanlı denetleyici uygulamaları ile yöntemin uygulanabilir olup olmadığı tespit edilmesi düşünülmektedir. Ayrıca tasarlanan İHA, Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü'nün yayınlamış olduğu, "İnsansız Hava Aracı Sistemleri Talimatı (SHT-İHA)" talimatnamesine göre ağırlık ölçütünde, 0 – 4kg ağırlık aralığındaki İHA-0 kategorisine dahil edilebilmektedir (SHGM, 2016). Son olarak tasarlanan bu denetleyicinin gerçek zamanlı testlerinin de yapılması planlanmakta ve ileride yapılacak bu gerçek zamanlı çalışmalarla sistemin uygulanabilirliğinin test edilmesi düşünülmektedir.

**KAYNAKLAR**

- Almallah, S. ve Elnady, A. (2022). Cfd analysis of full quadcopter. 2:599–604.
- Barcelos, D., Kolaei, A., ve Bramesfeld, G. (2020). Aerodynamic interactions of quadrotor configurations. *Journal of Aircraft*, 57(6):1074–1090.
- Belkheiri, M., Rabhi, A., El Hajjaji, A., ve Pegard, C. (2012). Different linearization control techniques for a quadrotor system. In *CCCA12*, s. 1–6. IEEE.
- Bialy, B. J., Klotz, J., Brink, K., ve Dixon, W. E. (2013). Lyapunov-based robust adaptive control of a quadrotor uav in the presence of modeling uncertainties. In *2013 American Control Conference*, s. 13–18. IEEE.
- Brandt, J. ve Selig, M. (2011). Propeller performance data at low reynolds numbers. In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, s. 1255.
- Castillo, P., Lozano, R., ve Dzul, A. E. (2005). *Modelling and control of mini-flying machines*. Springer Science & Business Media.
- Cho, N., Shin, H.-S., Kim, Y., ve Tsourdos, A. (2017). Composite model reference adaptive control with parameter convergence under finite excitation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 63(3):811–818.
- Chowdhary, G. ve Johnson, E. (2010). Concurrent learning for convergence in adaptive control without persistency of excitation. In *49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, s. 3674–3679. IEEE.
- Chowdhary, G., Mühlegg, M., How, J. P., ve Holzapfel, F. (2013a). Concurrent learning adaptive model predictive control. In *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control: Selected Papers of the Second CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control*, s. 29–47. Springer.

- Chowdhary, G., Wu, T., Cutler, M., Ure, N. K., ve How, J. (2012). Experimental results of concurrent learning adaptive controllers. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, s. 4551.
- Chowdhary, G., Yucelen, T., Mühlegg, M., ve Johnson, E. N. (2013b). Concurrent learning adaptive control of linear systems with exponentially convergent bounds. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 27(4):280–301.
- Chowdhary, G. V. ve Johnson, E. N. (2011). Theory and flight-test validation of a concurrent-learning adaptive controller. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 34(2):592–607.
- Coakley, T. (1983). Turbulence modeling methods for the compressible navier-stokes equations. In *16th fluid and plasmadynamics conference*, s. 1693.
- Das, A., Lewis, F., ve Subbarao, K. (2008). Dynamic neural network-based robust backstepping control approach for quadrotors. In *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, s. 6780.
- Diao, C., Xian, B., Yin, Q., Zeng, W., Li, H., ve Yang, Y. (2011). A nonlinear adaptive control approach for quadrotor uavs. In *2011 8th Asian Control Conference (ASCC)*, s. 223–228. IEEE.
- Efe, M. Ö. (2011). Neural network assisted computationally simple pi  $\Theta$ lambda  $d^{\mu}$  control of a quadrotor uav. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 7(2) : 354 – 361.
- Fink, G., Xie, H., Lynch, A. F., ve Jagersand, M. (2015). Nonlinear dynamic image-based visual servoing of a quadrotor. *Journal of unmanned vehicle systems*, 3(1):1–21.
- Gao, W. N., Fan, J. L., ve Li, Y. N. (2015). Research on neural network pid control algorithm for a quadrotor. *Applied Mechanics And Materials*, 719:346–351.

- Gharib, M. R. ve Moavenian, M. (2016). Full dynamics and control of a quadrotor using quantitative feedback theory. *International Journal of Numerical Modelling: Electronic Networks, Devices and Fields*, 29(3):501–519.
- Glauert, H. (1935). Airplane propellers. *Aerodynamic theory*.
- Guo, Q., Zhu, Y., Tang, Y., Hou, C., He, Y., Zhuang, J., Zheng, Y., ve Luo, S. (2020). Cfd simulation and experimental verification of the spatial and temporal distributions of the downwash airflow of a quad-rotor agricultural uav in hover. *Computers and Electronics in Agriculture*, 172:105343.
- Huang, D., Yang, C., Pan, Y., ve Cheng, L. (2019). Composite learning enhanced neural control for robot manipulator with output error constraints. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 17(1):209–218.
- Jardine, P. T., Givigi, S., ve Yousefi, S. (2017). Parameter tuning for prediction-based quadcopter trajectory planning using learning automata. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1):2341–2346.
- Kartal, Y., Kolaric, P., Lopez, V., Dogan, A., ve Lewis, F. (2020). Backstepping approach for design of pid controller with guaranteed performance for micro-air uav. *Control Theory and Technology*, 18:19–33.
- Kaya, D. ve Kutay, A. T. (2014). Aerodynamic modeling and parameter estimation of a quadrotor helicopter. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, s. 2558.
- Khalil, H. K. (2002). *Nonlinear Systems*. Prentice Hall.
- Kurnaz, S., Cetin, O., ve Kaynak, O. (2010). Adaptive neuro-fuzzy inference system based autonomous flight control of unmanned air vehicles. *Expert systems with Applications*, 37(2):1229–1234.
- Lee, D., Burg, T. C., Dawson, D. M., Shu, D., Xian, B., ve Tatlicioglu, E. (2009a). Robust tracking control of an underactuated quadrotor aerial-robot based on a parametric uncertain model. In *2009 IEEE international conference on systems, man and cybernetics*, s. 3187–3192. IEEE.

- Lee, D., Burg, T. C., Xian, B., ve Dawson, D. M. (2007). Output feedback tracking control of an underactuated quad-rotor uav. In *2007 American Control Conference*, s. 1775–1780. IEEE.
- Lee, D., Jin Kim, H., ve Sastry, S. (2009b). Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter. *International Journal of control, Automation and systems*, 7:419–428.
- Lee, D., Nataraj, C., Burg, T. C., ve Dawson, D. M. (2011). Adaptive tracking control of an underactuated aerial vehicle. In *Proceedings of the 2011 American Control Conference*, s. 2326–2331. IEEE.
- Lei, Y., Huang, Y., ve Wang, H. (2021). Effects of wind disturbance on the aerodynamic performance of a quadrotor mav during hovering. *Journal of Sensors*, 2021:1–13.
- Lei, Y. ve Wang, H. (2020). Aerodynamic optimization of a micro quadrotor aircraft with different rotor spacings in hover. *Applied sciences*, 10(4):1272.
- Lei, Y. ve Wang, J. (2019). Aerodynamic performance of quadrotor uav with non-planar rotors. *Applied Sciences*, 9(14):2779.
- Li, Y., Yonezawa, K., ve Liu, H. (2021). Effect of ducted multi-propeller configuration on aerodynamic performance in quadrotor drone. *Drones*, 5(3):101.
- Lin, C.-M., Tai, C.-F., ve Chung, C.-C. (2014). Intelligent control system design for uav using a recurrent wavelet neural network. *Neural Computing and Applications*, 24:487–496.
- Mokhtari, A. ve Benallegue, A. (2004). Dynamic feedback controller of euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004*, volume 3, s. 2359–2366. IEEE.
- Nguyen, H. D., Yu, L., ve Mori, K. (2017). Aerodynamic characteristics of quadrotor helicopter. In *AIAA flight testing conference*, s. 3141.

- Ortega, R., Gromov, V., Nuño, E., Pyrkin, A., ve Romero, J. G. (2021). Parameter estimation of nonlinearly parameterized regressions without overparameterization: Application to adaptive control. *Automatica*, 127:109544.
- Pan, Y., Li, X., ve Yu, H. (2016a). Least-squares learning control with guaranteed parameter convergence. In *2016 22nd International Conference on Automation and Computing (ICAC)*, s. 132–137. IEEE.
- Pan, Y., Sun, T., Liu, Y., ve Yu, H. (2017). Composite learning from adaptive backstepping neural network control. *Neural Networks*, 95:134–142.
- Pan, Y. ve Yu, H. (2015). Composite learning from adaptive dynamic surface control. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 61(9):2603–2609.
- Pan, Y. ve Yu, H. (2018). Composite learning robot control with guaranteed parameter convergence. *Automatica*, 89:398–406.
- Pan, Y., Zhang, J., ve Yu, H. (2016b). Model reference composite learning control without persistency of excitation. *IET Control Theory & Applications*, 10(16):1963–1971.
- Parikh, A., Kamalapurkar, R., ve Dixon, W. E. (2019). Integral concurrent learning: Adaptive control with parameter convergence using finite excitation. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 33(12):1775–1787.
- Patre, P. M., MacKunis, W., Johnson, M., ve Dixon, W. E. (2010). Composite adaptive control for euler–lagrange systems with additive disturbances. *Automatica*, 46(1):140–147.
- Polyakov, A. (2011). Nonlinear feedback design for fixed-time stabilization of linear control systems. *IEEE transactions on Automatic Control*, 57(8):2106–2110.
- Roberts, T. ve Murman, E. (1985). Solution method for a hovering helicopter rotor using the euler equations. In *23rd Aerospace Sciences Meeting*, s. 436.
- Roy, S. B., Bhasin, S., ve Kar, I. N. (2016). Parameter convergence via a novel pi-like

- composite adaptive controller for uncertain euler-lagrange systems. In *2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC)*, s. 1261–1266. IEEE.
- Roy, S. B., Bhasin, S., ve Kar, I. N. (2017). A uges switched mrac architecture using initial excitation. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1):7044–7051.
- Roy, S. B., Bhasin, S., ve Kar, I. N. (2020). Composite adaptive control of uncertain euler-lagrange systems with parameter convergence without pe condition. *Asian Journal of Control*, 22(1):1–10.
- Seddon, J. M. ve Newman, S. (2011). *Basic helicopter aerodynamics*. John Wiley & Sons.
- Slotine, J.-J. E. ve Li, W. (1989). Composite adaptive control of robot manipulators. *Automatica*, 25(4):509–519.
- Thai, A., Jain, R., ve Grace, S. (2019). Cfd validation of small quadrotor performance using createtm-av helios. In *VFS 75th Annual Forum & Technology Display*.
- Wang, S., Li, B., ve Geng, Q. (2013). Research of rbf neural network pid control algorithm for longitudinal channel control of small uav. In *2013 10th IEEE International Conference on Control and Automation (ICCA)*, s. 1824–1827. IEEE.
- Xian, B., Diao, C., Zhao, B., ve Zhang, Y. (2015). Nonlinear robust output feedback tracking control of a quadrotor uav using quaternion representation. *Nonlinear Dynamics*, 79:2735–2752.
- Xian, B. ve Yang, S. (2020). Robust tracking control of a quadrotor unmanned aerial vehicle-suspended payload system. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 26(5):2653–2663.
- Yang, C.-C. ve Cheng, T.-H. (2022). Parameter estimation and control of multirotors. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 7(4):12030–12037.
- Yang, S. ve Xian, B. (2019). Energy-based nonlinear adaptive control design for the quadrotor uav system with a suspended payload. *IEEE Transactions on Industrial*

*Electronics*, 67(3):2054–2064.

Yang, T., Sun, N., Liu, Z., ve Fang, Y. (2023). Concurrent learning-based adaptive control of underactuated robotic systems with guaranteed transient performance for both actuated and unactuated motions. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*.

Yunus, A. C. (2010). *Fluid Mechanics: Fundamentals And Applications (Si Units)*. Tata McGraw Hill Education Private Limited.

Yılmaztekin, H. (2021). Dört pervaneli bir hava aracının takip denetiminde giriş zaman gecikme etkilerinin telafisi. Master's thesis, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.

Zhao, B., Xian, B., Zhang, Y., ve Zhang, X. (2014). Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor uav via immersion and invariance methodology. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 62(5):2891–2902.