

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**TARIMSAL UYGULAMALAR İÇİN İNSANSIZ HAVA
ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE YÖRÜNGE KONTROLÜ**

**Hazırlayan
Şaban ULUS**

**Danışman
Prof. Dr. İkbāl ESKİ**

Doktora Tezi

**Temmuz 2022
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**TARIMSAL UYGULAMALAR İÇİN İNSANSIZ HAVA
ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE YÖRÜNGE KONTROLÜ
(Doktora Tezi)**

**Hazırlayan
Şaban ULUS**

**Danışman
Prof. Dr. İkbāl ESKİ**

**Temmuz 2022
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Şaban ULUS

İmza



“Tarımsal Uygulamalar için İnsansız Hava Aracı Geliştirilmesi ve Yörünge Kontrolü” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

Şaban ULUS

İmza

Danışman

Prof. Dr. İkbâl ESKİ

İmza

Mekatronik Mühendisliği ABD Başkanı

Prof. Dr. Şahin YILDIRIM

İmza

TEŞEKKÜR

Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı programında gerçekleştirdiğim bu doktora tez çalışmasının başarıya ulaşmasında öncelikle hayırlı olmasını diliyor ve Rabbime şükrediyorum. Ayrıca tüm bu zorlu süreçte bana destek olan biricik oğullarıma, kıymetli anneme, ablama, abilerime ve aileme teşekkür ederim. Özellikle çalışmalarım boyunca farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla beni aydınlatan, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen tez danışmanım sayın Prof. Dr. İkbâl ESKİ'ye teşekkürü bir borç bilirim. Bu süreçte desteklerinden dolayı bölüm başkanımız Prof. Dr. Şahin YILDIRIM'a ve emekli Prof. Dr. İbrahim UZMAY hocalarımıza teşekkürlerimi sunarım.

Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FBA-2018-8391 kodlu NAP projesi ile deneysel çalışma için desteklenmesinden dolayı teşekkür ederiz.

Tez çalışmalarım sırasında karşılaştığım zorlukları aşmamda, İHA katı modellemesindeki kıymetli destekleri ve stresli zamanlardaki manevi yardımlarından dolayı sayın Dr. Öğr. Üyesi Emir ESİM'e teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca, İHA akış analizlerinin Fluent ile yapılması için değerli vaktini ayıran kıymetli dostum Dr. Arş. Gör. Toygun Dağdevir'e, İHA elektronik donanım hazırlıkları sırasında yardımlarını esirgemeyen Yüksek Müh. İbrahim ÖZTÜRK'e, çalışmalarım boyunca stresli zamanlarımda yanımda olan destekleyen arkadaşım Dr. Arş. Gör. Memduh SUVEREN'e ve kontrol sistemleri ile ilgili değerli bilgilerini paylaşan Dr. Öğr. Üyesi Erdem ARSLAN'a en kalbi duygularla teşekkür ederim.

Şaban ULUS

Temmuz 2022, KAYSERİ

TARIMSAL UYGULAMALAR İÇİN İNSANSIZ HAVA ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE YÖRÜNGE KONTROLÜ

Şaban ULUS

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Temmuz 2022
Danışman: Prof. Dr. İkbâl ESKİ

ÖZET

İnsansız hava araçları günümüz teknolojik imkanlarının artmasıyla son yıllarda askeri ve sivil alanlarda giderek artan çalışmalara neden olmuştur. Keşif ve gözetleme amaçlı İHA, silahlı ve kamikaze İHA sistemleri ile tarımsal uygulama ve kargo taşımacılığı için halen geliştirilmeye çalışılmaktadır. Bu bağlamda İHA sistemlerinin istenilen görevi ve yönlendirmeleri yerine getirebilmesi için oldukça etkin bir kontrol sistemine, iyi bir yazılıma ve aerodinamik tasarıma sahip olması gerekmektedir.

Bu tez çalışmasında, literatürden sabit kanatlı Ultrastick-25e modeli incelenmiş ve mini Cessna-182 İHA modeli için katı model oluşturularak, aerodinamik analiz ile gerekli parametreler elde edilmiştir. Akabinde, kontrol sisteminde sıklıkla kullanılan PID kontrolör parametrelerinin İHA sistem dinamiklerine göre ayarlanması sağlanmıştır. Ayrıca PID sonuçlarının geliştirilmesi amacıyla genetik algoritmalar ile en uygun PID kazanç parametreleri ayarlanmıştır. İstenen hızlı ve kararlı kontrol için bulanık mantık kontrol (FLC) ve uyarlamalı ağ tabanlı bulanık çıkarım (ANFIS) yapıları tasarlanmıştır. Sonuçların geliştirilmesi amacıyla özgün hibrit PD-Fuzzy-PI ve ANFIS+PID kontrol sistemi tasarımları ile oldukça iyi yanıtlara ulaşılmıştır. İHA'ların uçuş sırasında rüzgâr, model belirsizlikleri ve zaman gecikmeleri nedeniyle oluşan bozucu etkiler için doğrusal karesel düzenleyici (LQR), doğrusal karesel Gauss tipi kontrol (LQG) ve Kalman filtresi yapıları için durum geri beslemeli modern kontrol sistemi tasarımları oluşturulmuştur. Ayrıca Cessna-182 İHA test uçuşu ve PID ayarı uçuş sırasında sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: sabit kanatlı İHA, PID, bulanık mantık, uyarlamalı ağ tabanlı bulanık çıkarım sistemi, PD-Fuzzy-PI, LQR, Kalman filtresi, LQG kontrol.

DEVELOPMENT OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE FOR AGRICULTURAL APPLICATIONS AND TRAJECTORY CONTROL

Şaban ULUS

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

PhD Thesis, July 2022

Supervisor: Prof. Dr. İkbâl ESKİ

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles have led to an increasing number of research and studies in the army and civilian applications with the increasing technological advances. UAVs are still tried to develop for reconnaissance, surveillance, agricultural, cargo transportation, armed and kamikaze applications. UAV systems must have a very effective control system, well-designed software, and aerodynamic design efficiency to fulfil the desired task and orientation.

In this thesis, the fixed-wing Ultrastick25e model parameters are used from the literature review. The required parameters were obtained using aerodynamic analysis after creating a solid model for the mini-Cessna182 UAV model. Subsequently, the PID controller parameters frequently used in the control system were adjusted according to the UAV system dynamics. In addition, the optimum PID gain parameters were adjusted with the genetic algorithms to enhance the PID results. Fuzzy logic control (FLC) and adaptive neuro-fuzzy inference system (ANFIS) structures were designed for the desired quick and stable control. The very effective controller responses were achieved with the original hybrid PD-Fuzzy-PI and ANFIS+PID control system designs. The state feedback modern control system designs were created for the linear quadratic regulator (LQR), linear quadratic Gaussian type control (LQG) and Kalman filter (KF) structures for the disturbances caused by wind, model uncertainties and time delays during the flight of UAVs. In addition, the Cessna-182 UAV test flight were provided and PID settings were obtained with the flight test.

Keywords: fixed wing UAV, PID, fuzzy logic, adaptive neuro-fuzzy inference system, PD-Fuzzy-PI, LQR, Kalman Filter, LQG control.

İÇİNDEKİLER

TARIMSAL UYGULAMALAR İÇİN İNSANSIZ HAVA ARACI GELİŞTİRİLMESİ VE YÖRÜNGE KONTROLÜ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	ii
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	iii
KABUL VE ONAY	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÖZET	vi
ABSTRACT.....	vii
İÇİNDEKİLER	viii
KISALTMALAR VE SİMGELER.....	xii
TABLolar LİSTESİ.....	xv
ŞEKİLLER LİSTESİ	xvi
GİRİŞ	1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Genel Bilgiler	4
1.2. Literatür Araştırması	4
1.3. Tezin Önemi.....	16

2. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACININ DİNAMİK MODELİ

2.1. Giriş	17
2.2. İHA Uçuş Mekanik ve Aerodinamik Hesaplamalar	17
2.2.1. Uçak Gövdesi ve Aerodinamik Elemanları	20

2.2.2. Kanat Profili (Airfoil) Yapısı	21
2.2.3. Tahrik Mekanizması.....	24
2.3. Hava Aracının Hareket Denklemleri ve Dinamik Modeli.....	24
2.3.1. Hava Aracının Pozisyon ve Yönlenmesi (Euler Açıları)	25
2.3.2. Rijit Cisim Hareket Denklemlerinin Türetilmesi	26
2.3.3. Yerçekimi ve İtke (Thrust) Kuvvetleri	30
2.3.4. Küçük Sarsılmalar Teorisi (Small Disturbance Theory)	31
2.3.5. Aerodinamik Kuvvet ve Momentler.....	34
2.3.5.1. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi (Cessna-182)	37
2.4. Dengede Uçuş Şartları	38
2.5. Hava Aracı Durum Uzayı Modellerinin Elde Edilmesi.....	42
2.5.1. Boyuna Hareket Denklemleri ve Durum Uzayı Yaklaşımı	42
2.5.2. Yanal Hareket Denklemleri ve Durum Uzayı Yaklaşımı	45
2.6.1. Doğrusal Uzunlamasına Hareket Modeli Yaklaşımı	47
2.6.1.1. Uzun Periyot (Phugoid) Mod Yaklaşımı.....	48
2.6.1.2. Kısa (Short) Periyot Mod Yaklaşımı.....	49
2.6.2. Doğrusal Yanal Hareket Modeli Yaklaşımı.....	54
2.6.2.1. Yatma Hareketi (Roll) Mod Yaklaşımı.....	55
2.6.2.2. Spiral Mod Yaklaşımı.....	55
2.6.2.3. Sapma-Yatma (Dutch Roll) Mod Yaklaşımı	56

3. BÖLÜM

İHA UÇUŞ TEST SİSTEMİ DONANIM VE YAZILIMI

3.1. Giriş	62
3.2. İHA Uçuş Kontrolcü Sistemi (Otopilot).....	63
3.4. Telemetri Sistemi ve İHA Bağlantısı	70
3.4.1. Telemetri Sistemi ve Yer İstasyon Programı Bağlantıları	74

3.5. Here+ V2 RTK GNSS Gerçek Zamanlı Konumlandırma Sistemi	75
3.6. Hava Hızı Sensörü Kalibrasyonu	78
3.7. Motor, Pervane Seçimi ve İtke Testinin Yapılması	79

4.BÖLÜM

OTONOM İHA'NIN DENETİMİNDE KULLANILAN KONTROL YAPILARI.	81
4.1. Uçuş Kontrol Mimarisi İncelemesi	82
4.2. Klasik PID Kontrolör Tasarımı.....	84
4.2.1. PID Tipi Kontrol Organı Yapısı.....	85
4.3. Sistemin Kontrol Edilebilirliği ve Gözlenebilirliği.....	87
4.3.1. Kontrol Edilebilirlik	87
4.3.2. Gözlenebilirlik.....	88
4.4. Bulanık Mantık Kontrolcü (FLC)	89
4.5. ANFIS ve Hibrit ANFIS+PID Kontrolcü Yapıları	94
4.6. Genetik Algoritmalar ile PID Parametrelerinin Ayarlanması	100
4.7. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Kontrolör Tasarımı	108
4.8. Kalman Filtresi ile Sistemin Optimum Durum Tahmini	110
4.8. Doğrusal Karesel Gauss Tipi Düzenleyici (LQG) Kontrolör Tasarımı	112

5. BÖLÜM

SİMÜLASYON ve DENEYSEL SONUÇLAR

5.1. Ultrastick-25e Simülasyon Sonuçları	114
5.1. Ultrastick-25e Modeli Uzunlamasına Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları	114
5.2. Ultrastick-25e Modeli Yanal Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları	128
5.3. Cessna-182 İHA Modeli Uzunlamasına Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları ..	139
5.3.1. Uzunlamasına Hareket için GA ve Önerilen Kontrol Yöntemleri Sonuçları.....	143
5.4. Cessna-182 İHA Modeli Yanal Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları	149

5.4.1. Yanal Hareket için GA ve Önerilen Kontrol Yöntemleri Sonuçları...	153
5.5. LQR ve LQG Kontrol Simülasyon Sonuçları.....	162
5.5.1. LQR ve LQG Uzunlamasına Hareket Modeli Sonuçları	162
5.5.2. LQR ve LQG Yanal Hareket Modeli Sonuçları	166
5.6. Uçuş Testlerine Ait Deneysel Sonuçlar	170

6. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER

6.1. Tartışma	177
6.2. Sonuç ve Öneriler	180
KAYNAKLAR	183
EKLER.....	187
EK-A1. Uzunlamasına Hareket Kararlılık Türevleri Tahmini için Katsayılar ...	187
EK-A2. Yanal Hareket Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar	188
EK-A3. Uzunlamasına Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar	189
EK-A4. Yanal Hareket Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar	189
EK-B. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi	190
EK-B1. Çözüm bölgesi	190
ÖZGEÇMİŞ.....	194

KISALTMALAR VE SİMGELER

	Tanımı	Birim
ANFIS	: Uyarlanabilir Sinir Ağı Tabanlı Bulanık Çıkarım Sistemi	[]
AWGN	: Eklemeli Gauss Beyaz Gürültü (additive Gaussian white noise)	[]
EOM	: Hareket Denklemleri (Equations of motion)	[]
FIS	: Bulanık Çıkarım Sistemi (Fuzzy inference system)	[]
FLC	: Bulanık Mantık Kontrolcü (Fuzzy logic controller)	[]
GA	: Genetik Algoritmalar	[]
GPS	: Küresel Konumlandırma Sistemi (Global positioning system)	[]
İHA	: İnsansız Hava Aracı	[]
LQR	: Doğrusal Karesel Düzenleyici (linear quadratic regulator)	[]
LQG	: Doğrusal Karesel Gauss (linear quadratic Gaussian)	[]
LSE	: En Küçük Kare Hatası (Least square error)	[]
NACA	: Amerikan Ulusal Havacılık Danışma Komitesi	[]
MF	: Üyelik Fonksiyonu (Membership function)	[]
NB, NS	: Negatif Büyük, Negatif Küçük	[]
PB, PS	: Pozitif Büyük, Pozitif Küçük	[]
PID	: Orantı, İntegral, Türev (Proportional, integral, derivative)	[]
SNR	: Sinyal Gürültü Oranı (Signal to noise ratio)	[]
RMSE	: Ortalama Karekök Hatası (Root Mean Square Error)	[]
ZN	: Ziegler-Nichols	[]
x_b, y_b, z_b	: Hava aracı gövde koordinatları	[]
p, q, r	: Uçak koordinatlarında yatma, yunuslama, sapma hızları	rad ⁻¹
u, v, w	: Uçak koordinatlarında doğrusal hızlar	m/s
ϕ, θ, ψ	: Hava aracı gövdesi Euler açıları	rad
$\dot{X}_u, \dot{X}_w, \dot{Z}_u, \dot{Z}_w$	: u, w durumları için kuvvet türevleri	s ⁻¹
M_u, M_w	: u, w durumları için moment türevleri	1/m.s
M_q	: q durumu için moment türevleri	1/s

$X_{\delta e}, Z_{\delta e}$	: İrtifa dümeni (elevator) değişimine göre kuvvet türevleri	$1/s^2$
$X_{\delta T}, Z_{\delta T}$	: elektrik motor devri değişimine göre kuvvet türevleri	$1/s^2$
$M_{\delta e}, M_{\delta T}$	: Elevator ve motor devir değişimine göre moment türevleri	$1/s^2$
$\Delta_{\delta e}, \Delta_{\delta T}$	: Elevator ve itki kuvvetindeki değişim miktarı	rad
AR_w	: Kanat açıklık oranı (Aspect ratio)	[]
b	: Kanat açıklığı	m
$\bar{c}$	: Ortalama aerodinamik kort uzunluğu	m
d	: Gövdenin maksimum derinlik miktarı	mm
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	: x-y-z eksenleri etrafındaki İHA atalet momentleri	kgm^2
I_{xz}	: x, z eksenlerindeki çarpım atalet momenti	kgm^2
l_t	: Kuyruk $1/4$ kort uzunluğundan ağırlık merkezine olan mesafe	m
S, S_r	: Kanat alanı ve referans kanat alanı	m^2
S_b, S_{vt}	: Yatay ve düşey kuyruk alanları	m^2
u_0	: İHA uçuş hızı	m/s
$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	: Kanat hücum kenarından aerodinamik merkeze boyutsuz aralık	[]
Z_T	: İtki merkezinden İHA ağırlık merkezine z eksenine paralel mesafe	mm
Z_{vt}	: Düşey kuyruk basınç merkezinden gövde merkezine z'ye paralel mesafe	mm
Z_w	: $1/4$ korttan gövde merkez hattına z eksenine paralel mesafe	mm
C_{D0}, C_{Du}	: İHA referans sürüklenme faktörü, sürüklenme faktörü	[]
C_{Da}	: İHA sürüklenme eğrisi eğimi	rad^{-1}
C_{L0}, C_{Tu}	: İHA referans taşıma (kaldırma) faktörü, itki kararlılık faktörü	[]
C_{La}, C_{Law}	: İHA taşıma ve kanat taşıma eğrisi eğimi	rad^{-1}
C_{Lat}, C_{Lavt}	: Yatay ve düşey kuyruk taşıma eğrisi eğimleri	rad^{-1}
$C_{ma}, c_{m\dot{\alpha}}$	: Hücum açısı ve hızına göre yunuslama moment değişimi	rad^{-1}
$C_{y\beta}, C_{yp}, C_{yr}$	: Yan kayma açısı, yatma, sapma hızı için yanal kuvvet değişimi	[]
$C_{n\beta}, C_{np}, C_{nr}$	: Yan kayma açısı, yatma ve sapma hızı için moment değişimi	[]
$C_{l\beta}, C_{lp}, C_{lr}$	: Yan kayma açısı, yatma ve sapma hızı için yatma momenti	[]

$C_{Y\delta a}, C_{Y\delta r}$	: Yatırkaç (aileron) ve yön dümeni (rudder) için yanal kuvvet	[]
$C_{n\delta a}, C_{n\delta r}$	: Yatırkaç (aileron) ve yön dümeni (rudder) için sapma kuvvet	[]
$C_{l\delta a}, C_{l\delta r}$	: Yatırkaç (aileron) ve yön dümeni (rudder) için yatma momenti	[]
d_i	: İHA pervane çapı	in
m	: İHA kütlesi	kg
Q	: Dinamik basınç [60 km/h]	N/m ²
rpm	: Pervane dönüş açısal hızı	1/min
$pitch$	: Pervane hatvesi	in
V_H	: Yatay kuyruk hacim oranı	[]
y_1, y_2	: Yatırkaç başlangıç ve bitiş noktaları	m
λ	: Kanat koniklik oranı	[]
$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	: Ana kanat hücum kenarından ağırlık merkezine boyutsuz aralık	[]
η, η_{vt}	: Kuyruk ve düşey kuyruk etkinlik katsayıları	[]
$A, A_{c/4w}$	: Kanat süpürme ve 1/4 kortta kanat süpürme açısı	rad
τ_a, τ_e, τ_r	: Aileron, elevator, rudder etkinlik katsayıları	[]

TABLolar LİSTESİ

Tablo 2.1. Hava araçlarının ana kanat ve yatay stabilizatör geometrik verileri.....	23
Tablo 2.2. Yanal ve Boylamasına Hareket Denklemleri.....	33
Tablo 2.3. Aerodinamiklerin Bağlı Olduğu Parametreler	35
Tablo 2.4. Ultrastick-25e mini İHA parametreleri	36
Tablo 2.5. Test modeli Cessna-182 mini İHA parametreleri	37
Tablo 3.1. RF modem özellikleri	72
Tablo 3.2. RFD900 pin çıkışları.....	73
Tablo 4.1. İHA uçuş kontrol modları	82
Tablo 4.2. Bulanık Mantık Kural Tabanı	92
Tablo 4.3. ANFIS deneme ve test veri sayıları	99
Tablo 4.4. GA parametrelerine ait veri değerleri	104
Tablo 5.1. Uçuş hızı (u) geçici durum yanıtları	117
Tablo 5.2. Yunuslama hızı (q) geçici durum yanıtları	121
Tablo 5.3. Yunuslama açısı (θ) geçici durum yanıtları	122
Tablo 5.4. İrtifa (h) geçici durum yanıtları	123
Tablo 5.5. Ultrastick-25e Uzunlamasına Hareket için Kontrolcü Parametreleri	127
Tablo 5.6. Yatma açısal hızı (p) geçici durum yanıtları.....	129
Tablo 5.7. Yatma açısı (ϕ) geçici durum yanıtları	130
Tablo 5.8. Sapma açısal hızı (r) geçici durum yanıtları	131
Tablo 5.9. Sapma açısı (ψ) geçici durum yanıtları.....	132
Tablo 5.10. Ultrastick-25e İHA Yanal Kontrolcü Parametreleri	138
Tablo 5.11. GA ile ayarlanan PID kazanç parametreleri	142
Tablo 5.12. Uçuş hızı (u) geçici durum yanıtları (Cessna-182).....	144
Tablo 5.13. Yunuslama hızı (q) geçici durum yanıtları (Cessna-182).....	145
Tablo 5.14. Yunuslama açısı (θ) geçici durum yanıtları (Cessna-182).....	146
Tablo 5.15. Cessna-182 Uzunlamasına Hareket Kontrolcü Parametreleri	149
Tablo 5.16. GA ile yanal dinamik PID kazanç parametreleri	152
Tablo 5.17. Yatma açısal hızı (p) geçici durum yanıtları (Cessna-182)	154
Tablo 5.18. Yatma açısı (ϕ) geçici durum yanıtları (Cessna-182)	155
Tablo 5.19. Sapma açısı (ψ) geçici durum yanıtları (Cessna-182)	156
Tablo 5.20. Cessna-182 İHA Yanal Kontrolcü Parametreleri	161

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Yıllara göre İHA konusunda patent ve makale sayısı	5
Şekil 1.2. XRAE-140 modeli ve kalkış sistem	5
Şekil 1.3. PW-103 modelinin üç görünüşü	7
Şekil 1.4. HERON İnsansız Hava Aracı	8
Şekil 1.5. Düşey iniş kalkışlı eğimli kanata sahip İHA modeli	8
Şekil 1.6. PWM kontrolcülü ilaçlama A) pompa kutusu B) PWM kontrolcü	9
Şekil 1.7. İHA türleri A) sabit kanatlı B) paraşütlü C) helikopter D) sabit kanatlı E) Draganflyer X8 8 rotor helikopter F) Aeryon Scout 8 rotor helikopter	10
Şekil 1.8. Kamera donanımlı bir 6 kanatlı İHA	11
Şekil 1.9. Yamaha RMAX düşey iniş kalkışlı İHA sistemi	11
Şekil 1.10. Uçaklar RQ11A Raven, Evolution, Dragon Eye, NASA FLIC, Arcturus T15, Skylark, Tern, RQ2B Pioneer, Neptune. US Savunma	12
Şekil 1.11. NASA Ikhana insansız hava aracı	12
Şekil 1.12. Sabit Kanatlı İHA, CropCam İHA.....	13
Şekil 1.13. 120m yükseklikten elde edilen veri görünümü	15
Şekil 1.14. Zanka-1 İHA sisteminin görünümü	15
Şekil 2.1. Aerodinamik açıların ve eksenlerin tanımlanması (Ultrastick-25e)	18
Şekil 2.2. Hava aracına etki eden kuvvet ve momentler	19
Şekil 2.3. Uçak gövdesi, kanatları ve kuyruktaki temel elemanlar	21
Şekil 2.4. NACA 2412 kanat profili ve genel tanımlamalar	22
Şekil 2.5. Kanat profili simetrik ve asimetrik oluşu	22
Şekil 2.6. Hava aracı referans geometrisi.....	23
Şekil 2.7. Gövde ve sabit eksen takımları	25
Şekil 2.8. Gövde ve atalet eksen takımlarının dönme açıları ilişkisi	26
Şekil 2.9. Gövde eksenine etkiyen yerçekimi kuvveti elemanları	31
Şekil 2.10. Aerodinamik kontrol yüzeyleri	34
Şekil 2.11. Taşıma, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momenti.....	34
Şekil 2.12. İHA akış analizi çözüm bölgesi	38
Şekil 2.13. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) hızları (u,v,w).....	40
Şekil 2.14. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) açısal hızları(p, q, r).....	41

Şekil 2.15. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) Euler açıları(ϕ, θ, ψ)	41
Şekil 2.16. Uzunlamasına Karakteristik Denklemi Kök Yer Eğrisi Grafiği	51
Şekil 2.17. Yunuslama açısı (θ) kök yer eğrisi grafiği ve kazanç belirlenmesi	52
Şekil 2.18. İrtifa (h) elevator transfer fonksiyonu kök yer eğrisi grafiği	53
Şekil 2.19. a)Yunuslama açısı (θ) kutup ve sıfırların 3 farklı hız (u) için yerleşimi	54
Şekil 2.20. Spiral mod hareketinin hava aracı üzerinde görünümü	56
Şekil 2.21. Sapma-Yatma mod hareketinin görünümü	57
Şekil 2.22. Yanal Karakteristik Denklemin Kök Yer Eğrisi Grafiği	58
Şekil 2.23. a) Sapma Açısı Yanal Karakteristik Denkleminin Kök Yer Eğrisi Grafiği..	59
Şekil 2.24. a)Yatma açısı transfer fonksiyonunun farklı uçuş hızları için kutup ve sıfırları b) Spiral kutuplarının yakınlaştırılmış görünümü	60
Şekil 3.1. Otopilot sistemi ve donanımı	64
Şekil 3.2. Pixhawk 2.1 Cube Uçuş Kontrolörü	65
Şekil 3.3. Pixhawk üst görünüşü ve pin çıkışları	66
Şekil 3.4. Pixhawk Cube ve ESC güç modülü	67
Şekil 3.5. Otopilot bağlantı ve uçuş yönü	67
Şekil 3.6. PWM kablo bağlantısı için doğru bağlantılar	67
Şekil 3.7. FRISKY Taranis X9D+ kumanda ve X8R alıcısı	68
Şekil 3.8. FRISKY Taranis ana ekranı ve model uçak	68
Şekil 3.9. Kumandaya atanan kanalların listesi	69
Şekil 3.10. Kumandada uçuş modlarının otopilot için atanması	69
Şekil 3.11. Kumandaya atanan kanal girişleri ve PWM sinyallerinin ayarı	70
Şekil 3.12. Elevator ve flap etkilerinin oransal mix ayarları	70
Şekil 3.13. RFD 868x/900x radyo modem telemetri	70
Şekil 3.14. 1/2 dipol antenli yer istasyon modemi ve polarizasyonu	71
Şekil 3.15. RFD900x telemetri bağlantı elemanı (3D baskı)	71
Şekil 3.16. Çıkış Gücü (dBm) ve Gerilim (V) ilişkisi.	73
Şekil 3.17. Güç çıkışı (dBm) ile Akım (A) ilişkisi	73
Şekil 3.18. RFD900 modemin pin çıkışları ve yerleşimi	74
Şekil 3.19. Mission Planner Radyo Telemetri Bağlantı Sekmesi	74
Şekil 3.20. Radyo Telemetri Modem ve ¼ dalga dipol anten	75
Şekil 3.21. U-Blox U-centre yükleme ara yüzü	76
Şekil 3.22. GPS sinyal seviyelerinin U-blox programı ile görünüşü	76

Şekil 3.23. Otopilot, GPS, telemetri bağlantılarının şematik diyagramı.....	77
Şekil 3.24. Cessna-182 İHA için Here+ GPS konumu	77
Şekil 3.25. Mission Planner RTK GPS Bağlantı sekmesi.....	78
Şekil 3.26. Hava Hızı Sensörü 4525DO Analog Sensör ve pitot tüpü.....	78
Şekil 3.27. Hava aracında kullanılan bazı elemanlar	79
Şekil 3.28. Hava Aracının Ağırlığı	79
Şekil 3.29. Uçuş modlarının tanımlanması	80
Şekil 4.1. Sabit otonom uçuş hızı için İHA kontrol mimarisi.....	82
Şekil 4.2. İç ve dış döngüler ile gösterilmiş PID kontrolörlü otopilot yapısı.....	85
Şekil 4.3. PID kontrolcü yapısına ait blok diyagramı	86
Şekil 4.4. MATLAB ideal PID kontrolör blok diyagramı	86
Şekil 4.5. Bulanık Mantık Kontrolör Yapısı	90
Şekil 4.6. İki giriş bir çıkışlı Mamdani FLC yapısı	91
Şekil 4.7. FLC üyelik fonksiyonu aralık seçimi ve kural tabanı (Matlab FLC toolbox).....	92
Şekil 4.8. FLC üyelik fonksiyonlarının görünümü	93
Şekil 4.9. Mamdani bulanık mantık çıkarım yöntemi.....	93
Şekil 4.10. Kontrolcü blok diyagramları a) PD-Fuzzy-PI b) PD-Fuzzy	94
Şekil 4.11. ANFIS grafik arayüzü.....	95
Şekil 4.12. ANFIS yapısı ve katmanları.....	96
Şekil 4.13. Bazı ANFIS sonuçları a) Başlangıç MF b) Deneme ve test hatası c) İterasyon Sayısı d) karışık deneme verisi ve ANFIS çıktısı	97
Şekil 4.14. ANFIS kontrolcü blok diyagramı	98
Şekil 4.15. ANFIS+PID kontrol sistemi blok diyagramı	98
Şekil 4.16. GA ile bireylerin (parametre) gösterilişi	101
Şekil 4.17. PID kontrol için parametrelerin kübik gösterilişi	101
Şekil 4.18. GA ile algoritma akışının şematik görünümü.....	102
Şekil 4.19. PID kontrol organı ve GA.....	103
Şekil 4.20. GA akış diyagramı	105
Şekil 4.21. PID optimizasyonunda maliyet fonksiyonu jenerasyon sayısı	106
Şekil 4.22. PID değerlerinin popülasyona göre dağılımı	106
Şekil 4.23. Birim basamak cevabı a) Jenerasyon sayısı 1 için b) Jenerasyon sayısı 10 için c) Jenerasyon sayısı 50 için.....	107

Şekil 4.24. Jenerasyon=50 ve Populasyon=100 iken a) Her jenerasyonun en iyi cevabı	
b) Her bir jenerasyon hatası c) Kontrolcü enerjisi	107
Şekil 4.25. LQR kontrolcü blok diyagramı	109
Şekil 4.26. Gürültülü Ölçümlerden KF ile Durum Tahmini Şeması	111
Şekil 4.27. LQG Kontrolcü Blok Şeması.....	113
Şekil 5.1. Motor (t) kontrolü ile uçuş hızı(u) birim basamak cevabı (Ultrastick25e) .	117
Şekil 5.2. Elevator kontrolü ile uçuş hızı(u) birim basamak cevabı (Ultrastick25e) ..	118
Şekil 5.3. Elevator kontrol ile alçalma hızı(w) birim basamak cevabı (Ultrastick25e)	118
Şekil 5.4. Motor(t) kontrol ile alçalma hızı(w) birim basamak cevabı(Ultrastick25e) .	119
Şekil 5.5. Motor(t) kontrol ve yunuslama hızı(q) birim basamak cevabı(Ultrastick25e)	120
Şekil 5.6. Elevator kontrol ile yunuslama hızı(q) birim basamak cevabı(Ultrastick25e)	120
Şekil 5.7. Motor(t) kontrol ve yunuslama açısı(θ) birim basamak yanıtı(Ultrastick25e)	121
Şekil 5.8. Elevator kontrol ve yunuslama açısı(θ) birim basamak yanıtı(Ultrastick25e)	122
Şekil 5.9. Elevator kontrol ile irtifa (h) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)	123
Şekil 5.10. Yunuslama açısı (θ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB).....	124
Şekil 5.11. Yunuslama açısı (θ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e).....	125
Şekil 5.12. Yunuslama açısı (θ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)	125
Şekil 5.13. Yunuslama açısı (θ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)	126
Şekil 5.14. Yunuslama açısı (θ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB).....	127
Şekil 5.15. Yatırkaç(a) kontrol ile yatma hızı(p) birim basamak yanıtı(Ultrastick25e)	128
Şekil 5.16. Yatırkaç(a) kontrol ile yatma açısı(ϕ) birim basamak yanıtı(Ultrastick25e)	129
Şekil 5.17. Yön dümeni ile sapma hızı (r) birim basamak yanıtı (Ultrastick-25e)	130
Şekil 5.18. Yön dümeni (r) ile sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtı (Ultrastick-25e)	131
Şekil 5.19. Yatma açısı (ϕ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB).....	132
Şekil 5.20. Sapma açısı (ψ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB)	133
Şekil 5.21. Yatma açısı (ϕ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e).....	134
Şekil 5.22. Yatma açısı (ϕ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB).....	134
Şekil 5.23. Yatma açısı (ϕ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e).....	135
Şekil 5.24. Yatma açısı (ϕ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB)	135
Şekil 5.25. Sapma açısı (ψ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)	136
Şekil 5.26. Sapma açısı (ψ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)	136
Şekil 5.27. Sapma açısı (ψ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e).....	137
Şekil 5.28. Sapma açısı (ψ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB).....	138

Şekil 5.29. GA ile PID ayarı-Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)	140
Şekil 5.30. GA ile PID ayarı-Alçalma hızı (w) birim basamak yanıtı (Cessna182)	140
Şekil 5.31. GA ile PID ayarı-Yunuslama hızı (q) birim basamak yanıtı (Cessna182)	141
Şekil 5.32. GA ile PID ayarı-Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtı (Cessna182)	141
Şekil 5.33. Farklı PID sonuçları- Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)	142
Şekil 5.34. Farklı PID ayarları-Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtı(Cessna182)	143
Şekil 5.35. Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)	143
Şekil 5.36. Yunuslama hızı (q) birim basamak yanıtları (Cessna182)	144
Şekil 5.37. Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtları (Cessna182)	145
Şekil 5.38. Yunuslama açısı (θ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)	146
Şekil 5.39. Yunuslama açısı (θ) çift yönlü sinyal yanıtı (Cessna182)	147
Şekil 5.40. Yunuslama açısı (θ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)	147
Şekil 5.41. Yunuslama açısı (θ) karışık sinyal yanıtı (Cessna182)	148
Şekil 5.42. Yunuslama açısı (θ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB)	148
Şekil 5.43. GA ile PID ayarı-Yatma hızı (p) birim basamak yanıtı (Cessna182)	150
Şekil 5.44. GA ile PID ayarı-Sapma hızı (r) birim basamak yanıtı (Cessna182)	150
Şekil 5.45. GA ile PID ayarı-Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtı (Cessna182)	151
Şekil 5.46. GA ile PID ayarı-Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)	151
Şekil 5.47. Farklı PID ayarları-Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtı (Cessna182)	152
Şekil 5.48. Farklı PID ayarları-Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)	153
Şekil 5.49. Yatma hızı (p) birim basamak yanıtları (Cessna182)	153
Şekil 5.50. Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtları (Cessna182)	154
Şekil 5.51. Yatma açısı (ϕ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)	155
Şekil 5.52. Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)	156
Şekil 5.53. Sapma açısı (ψ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)	157
Şekil 5.54. Yatma açısı (ϕ) çift yönlü sinyal yanıtları (Cessna182)	157
Şekil 5.55. Yatma açısı (ϕ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtları (SNR=10dB)	158
Şekil 5.56. Yatma açısı (ϕ) karışık sinyal yanıtları (Cessna182)	158
Şekil 5.57. Yatma açısı (ϕ) gürültülü karışık sinyal yanıtları (SNR=10dB)	159
Şekil 5.58. Sapma açısı (ψ) çift yönlü sinyal yanıtları (Cessna182)	159
Şekil 5.59. Sapma açısı (ψ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtları (SNR=10 dB)	160
Şekil 5.60. Sapma açısı (ψ) karışık sinyal yanıtları (Cessna182)	160
Şekil 5.61. Sapma açısı (ψ) gürültülü karışık sinyal yanıtları (SNR=10dB)	161

Şekil 5.62. LQR ve LQG kontrolcü durum uzayı sonuçları	164
Şekil 5.63. LQR ve LQG kontrolcü irtifa kontrolü	165
Şekil 5.64. Yatma açısı (ϕ) kontrolü ve diğer durum değişimleri.....	168
Şekil 5.65. Sapma açısı (ψ) kontrolü ve diğer durum değişimleri	169
Şekil 5.66. Otonom uçuş için PID ayarı ve stabilize mod uçuş rotası	172
Şekil 5.67. İkinci uçuşa ait rota verileri	172
Şekil 5.68. İkinci uçuşa ait yükseklik ve rota haritası.....	173
Şekil 5.69. İHA kalkış ve 120 m irtifada uçuşundan bir kare	173
Şekil 5.70. İHA'nın başlangıç konumuna göre irtifa grafiği	174
Şekil 5.71. İHA Euler açılarının değişimi.....	174
Şekil 5.72. İHA'nın hücum açısı ve yana kayma açıları	175
Şekil 5.73. Yatma açısı otomatik PID ayarı	175
Şekil 5.74. Yunuslama açısı otomatik PID ayarı	175
Şekil 5.75. Elektrik motorunun uçuş sırasındaki çıkış yüzdesi.....	176
Şekil 5.76. Uçuş Hızı GPS verisi	176
Şekil 5.77. IMU birimi X, Y, Z açısal hız değerleri	176

GİRİŞ

Hava araçlarının günümüzün gelişmiş teknolojisine sahip olması aslında geçmişten beri süregelen insanların kuşlar gibi uçabilme isteği ile başlamış bir yolculuktur. İnsanların gökyüzüne olan ilgisi, yeryüzüne yüksekte bakma arzusunun bir hayal olduğu zamanlardan günümüz insansız hava araçları (İHA) teknolojisine ulaşılmıştır. Yaklaşık dört asır öncesine gidildiğinde Türk tarihinde önemli bir yeri olan Hezarfen Ahmet Çelebi'nin İstanbul Galata kulesinden uçuş denemesi ise bir başlangıç sayılabilir. Bugün gelinen noktada hava araçlarının o günlerde hayal edilemeyecekleri seviyede olduğu aşikardır. Toplu ulaşımda sağlanan kolaylıklar, savaş koşullarında getirdiği üstünlükler, silahlı sistemlere sahip hava araçları gibi birçok fayda sağladığı görülmektedir. Ancak hava araçlarındaki gelişmeler; elektronik, mekanik, malzeme ve donanım-yazılım anlamındaki teknolojik gelişmeler sayesinde her geçen gün daha da ilerlemiştir. Özellikle hava araçlarının daha ucuz olduğu, daha yaygın ve kolay üretildiği ve hatta pilot ihtiyacı olmayan sistemler olarak düşünüldüğünde zor görünen bir hedefti. Hava araçlarında elde edilebilecek akıllı ve insansız sistemler ile hem pilot olmaksızın riskli birtakım görevler üstlenilebilecek hem de pilot ve pilota ait güvenlik sistemlerine gerek kalmadan İHA'lar daha küçük boyutta, daha az maliyetlerde ve daha hafif olarak üretilebilecekti.

İHA (UAV) sistemleri bilindiği üzere pilot olmayan kontrolün bir yer kontrol istasyonu ya da uzaktan kumanda (Remote Control – RC) ile sağlanabildiği hava aracı sistemleridir. Özellikle 2000'li yıllar ile gelişen ve halen gelişmekte olan İHA teknolojisi sayesinde insanların faydalanabileceği birçok alan ortaya çıkmıştır. Günümüzde İHA teknolojisinin uluslararası alanda artan uygulama alanları ile önemli aşamalar kaydettiği görülmektedir. İHA uygulamaları, farklı alanlarda özellikle savunma ve gözetleme, keşif ve denetleme gibi uygulamalarla ön plana çıkmaktadır. Sabit kanatlı tipte ve çok pervaneli düşey iniş kalkış yapabilen türleri mevcuttur. Uçaklar kullanım amacı ve yerine göre çok farklı şekilde tasarım detaylarına sahiptir. Savunma alanında genel olarak keşif ve gözetleme

yapan sistemlerin yanısıra artık bu İHA'lar silahlandırılarak ülkelerin savaş alanındaki gücünü arttırmaktadır. Türkiye'de TUSAŞ tarafından üretilen "ANKA" İHA ve BAYKAR firması tarafından üretilen Bayraktar Akıncı, TB2 SİHA ve İHA modelleri buna en güzel yerli örneklerdendir.

Uçakların aerodinamik bakımdan hesaplarının ve tasarımlarının en uygun şekilde yapılması ve gerekli tüm donanımın eksiksiz bir şekilde uygulanması gerekmektedir. Bunun yanı sıra gerekli tüm sensörler, eyleyiciler ve ilgili yazılımlarının kusursuz bir şekilde uygulanması önem arz etmektedir. Bu bakımdan, bu hava taşıtlarının istenen bu yapıya sahip olması için öncelikle hareketi etkileyen dinamik parametrelerinin en uygun şekilde belirlenmesi ve bu parametrelerin ortaya çıkardığı etkiler sonucunda İHA sisteminin boyuna ve yanal hareketlerinin en uygun şekilde sağlanması gerekmektedir. İstenen şartları sağlayabilmek için geliştirilen kontrolcünün çeşitli şartlara uyum sağlayabilmesi ve performansının iyi olması önem arz etmektedir.

Bu tez kapsamında, tarım alanında kullanılabilecek İHA sistemlerinden olan sabit kanatlı uçakların kontrolü ve istenen yörüngelerde uçuşlarının sağlanabilmesi amacıyla Cessna-182 tipi ölçekli bir mini İHA modeli elde edilmiştir. Aynı zamanda bu İHA modelinin elde edilmesine kadar geçen proje ve alım sürecinde Ultrastick-25e adında literatürden elde edilen bir İHA ile kontrolcüler üzerine çalışmalar yapılmıştır.

Tezin birinci bölümünde İHA aracı sistemi için yapılan çalışmanın hangi problem üzerine yoğunlaştığı, tezin amacını ve istenen çıktıları ortaya koymaktadır. Aynı zamanda bu bölümde İHA aracı türleri, kullanım alanları, İHA kontrolü üzerine yapılan çalışmaların yer aldığı bir literatür araştırması bulunmaktadır.

İkinci bölümde, deneysel sistemimizde test amacıyla kullandığımız Cessna-182 tipi mini İHA ve Ultrastick-25e modellerine ait aerodinamik parametreler Cessna-182 tipi için hesaplanmış ve Ultrastick-25e modeli için literatürden elde edilmiştir. Bu bölümde hava araçlarının boyuna (longitudinal) ve yanal (lateral) yönde maruz kaldıkları aerodinamik etkilerin sonucu olan parametreler ve uçak dinamiğine haiz denklemler literatür araştırılarak ve ANSYS Fluent programında Cessna-182 modeli için yapılan akış analizi vasıtasıyla elde edilmiştir. Akış analizi için bilgiler ekte sunulmuştur. Birtakım

parametreler ise uçak boyutlarına bağlı olarak değişen nicelikler olduğundan grafikler ve denklemler yardımıyla elde edilmiştir.

Üçüncü bölümde, deneysel sistem ve uçuş için yapılan donanım hazırlıkları ve İHA kontrolü için gerekli yer kontrol istasyonu ve uçuş kontrolcülerini kısaca anlatılmıştır. Uçuş için kalibrasyon, kanal atama, uçuş modları, GPS ve hava hızı sensörü ile diğer prosedürler Mission Planner üzerinden sunulmuştur.

Dördüncü bölümde, İHA sisteminin uzunlamasına ve yanal yönde oluşan durum değişkenlerini (yunuslama, yatma, sapma vb.) kontrol edebilmek amacıyla şu an halen kontrolcü yapıları içinde en yaygın olan ve uçuş kontrol programlarında (Mission Planner, QGround Control vb.) kullanılan klasik PID kontrolcü tasarımı, buna ek olarak bulanık mantık kontrolcü (Fuzzy Logic Control – FLC) ve uyarlamalı sinir ağ tabanlı bulanık çıkarım sistemi (Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System – ANFIS) ve hibrit PD+Fuzzy+PI ve ANFIS+PID kontrolcü yapıları özgün olarak tasarlanarak sonuçlar irdelenmiştir. Bunun yanında, tam durum uzayının kontrolünün sağlanması amacıyla doğrusal karesel (ikinci dereceden) düzenleyici (LQR- linear quadratic regulator), Kalman filtresi (KF) ve doğrusal karesel Gauss tipi (LQG- linear quadratic Gaussian) düzenleyici yapıları optimum kontrol için incelenmiş ve sonuçları sunulmuştur.

Beşinci bölümde ise MATLAB ve Simulink programları kullanılarak elde edilen simülasyon sonuçları verilmiştir. Ayrıca, deneysel olarak Cessna-182 mini İHA'ya ait uçuş sonuçları yine bu bölümde sunulmuştur.

Son bölümde ise tez çalışması kapsamında elde edilen simülasyon ve deneysel sonuçlar irdelenmiş, karşılaşılan problemler, problemlerin çözümü ve gelecek çalışmalar hakkında öneriler sunulmuştur.

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

1.1. Genel Bilgiler

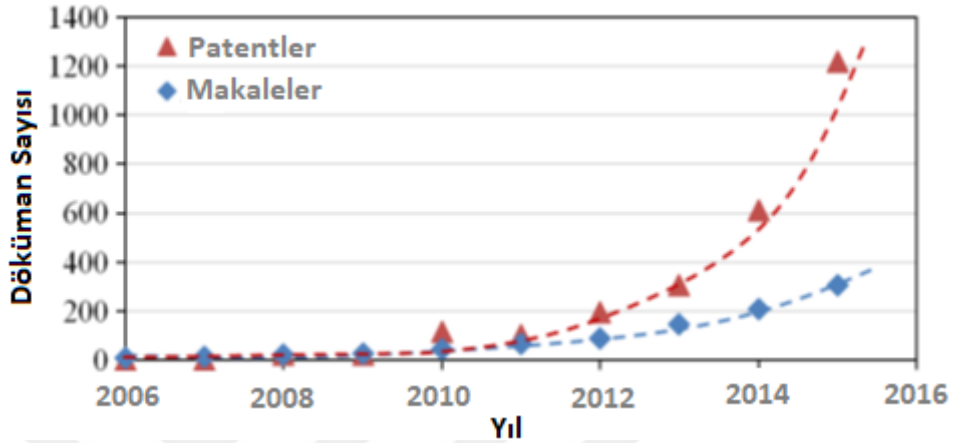
Bu bölümde öncelikle sabit kanatlı insansız hava araçları (İHA) ve diğer düşey iniş-kalkış yeteneğine sahip İHA sistemleri üzerine bir araştırma yapılarak, İHA sistemlerinin kullanım alanları, kullanım alanlarına göre İHA türlerinin sabit kanatlı veya düşey iniş-kalkış için mi uygun olduğu gibi çalışmalar incelenmiştir. Özellikle tarımsal ilaçlama, görüntü işleme ile mahsul takibi, keşif ve gözetleme amaçları ile öne çıkan İHA'lar için en önemli kısım ise kontrol sistemi tasarımı olarak araştırılmış ve bu alanda kullanılan kontrol yöntemleri incelenmiştir. Ayrıca kontrol sistemi için gereken aerodinamik parametrelerin elde edilme aşamaları ve aerodinamik analizler sonucu elde edilen boyutsuz katsayılar ve parametrelerde bu kısımda araştırılmıştır. Araştırmalar sonucunda klasik metotlarla uygulanan kontrol sistemlerine ek olarak önerilen kontrol sistemleri ve hibrit yaklaşımlar sunulmuştur.

1.2. Literatür Araştırması

Bilindiği gibi, İHA'lar son yıllarda çok yaygınlaşmaya başlamış ve günümüzde yukarıda da bahsedildiği gibi farklı İHA tasarımları ortaya çıkmıştır. Bu kapsamda ortaya konulan bilimsel makale ve patent çalışmaları da son 10 yıllık zaman diliminde yükselen bir eğilimdedir.

Literatür incelendiği takdirde, İHA'lar konusundaki çalışmalar ile farklı tipte tasarımlar ve farklı kontrol uygulamaları görülebilmektedir. Massachusetts Teknoloji Enstitüsü'nün bir çalışmasına göre tarım alanında ve çevresel amaçla kullanılacak İHA sistemlerinin atılım gösterebilecek on teknoloji arasında olduğu belirtilmiştir [1]. Bu kapsamda Avrupa

ve dünyada patent için çalışmaların arttığı ve benzer şekilde bilimsel makalelerde de İHA'ların farklı alanlardaki kullanımlarının arttığı ve bu yönde yapılabilecek maliyet ve performans çalışmalarının etkili olabileceği belirtilmektedir [2, 3].



Şekil 1.1. Yıllara göre İHA konusunda patent ve makale sayısı [1]

Cranfield Üniversitesinde, doksanlı yılların ortalarında başlayan çalışmalar ile yapılan XRAE isimli model ile araştırmacılar; tasarım, matematiksel olarak modelleme ve uygulamalı olarak uçuş denemeleri üzerinde çalışmışlardır. Bu modelde uçağın kalkışı için raylı bir sistemden fırlatma, paraşüt ve hava yastığı gibi donanımlar da kullanılmıştır. ESDU ve DATCOM verilerini kullanarak boyutlandırma ve matematiksel çalışmaları sürdürmüşlerdir. Şekil 1.2, XRAE-140 modelini göstermektedir [2].

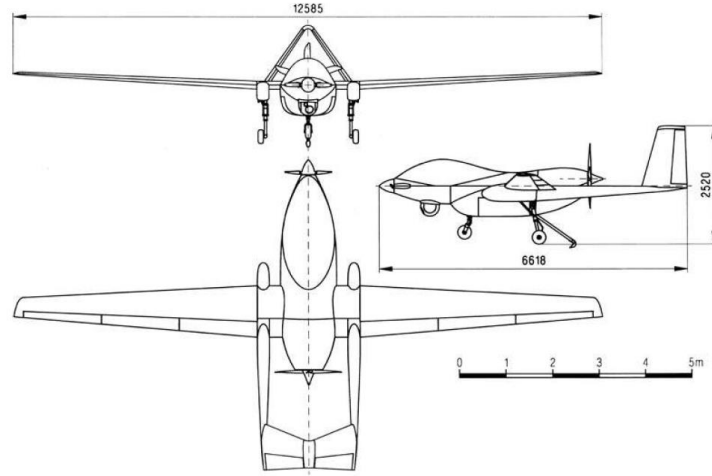


Şekil 1.2. XRAE-140 modeli ve kalkış sistem [2]

Hong çalışmasında [2], SURV-1 Sejong İHA için bulanık mantığa dayalı bir kapalı çevrim algoritmasını tanımlamıştır. Referans sistem davranışı için geliştirdikleri

algoritma, 3 tek eksenli jiroskop denge çarkı (gyro) 2 adet tek eksenli ivme ölçer ile bağlantılı bir yapıdan oluşmaktadır. Deneysel veriler ile önerilen bulanık mantık yaklaşımının karşılaştırılması sonucu, araştırmacı klasik yöntemlere dayanan sonuçlara kıyasla bulanık mantık yapısının daha doğru sonuç verdiğini belirtmiştir. Herwitz ve arkadaşları [4], 2002 yılında, tarımda ürünlerin gözlemlenmesi ve desteklenmesi amacıyla Hawaii’de bir kahve şirketi için 1500 hektar alanda güneş enerji destekli İHA ile gözetleme ve görüntüleme faaliyetinde bulunmuşlardır. Radyo frekansı ile kamera kontrolü ve geniş bant ağında da uydu kontrol komutları ile kullanım sağlanmış ve görüntüler aktarılmıştır. Abdulrahim ve Lind [5], çalışmalarında mikro hava aracı olarak bilinen İHA’lar için doğadan esinlenilerek şekil değiştiren kanat yapısı ve kontrolü üzerinde çalışmışlar ve belirli bir uçuş şartı için istenen uçuş dinamikleri ile oluşan göreceli farkları minimize etmeye çalışmışlardır. H_∞ kontrol yapısı kullanılarak istenen uçuş dinamikleri simüle edilerek kabul edilebilir bir kapalı çevrim cevabı elde edildiği belirtilmiştir. Uçak aerodinamiği üzerine yapılan bir çalışmada ise Atkinson ve Ferguson [6], Combat İHA (Unmanned Combat Air Vehicle -UCAV) adı verilen hava aracı için hesaplamalı akışkan dinamiğini kullanmışlardır. Sürüklenme ve taşıma katsayılarının tanımlanması, limitleri için hesaplamalar yapılmış ve deneysel sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Bir diğer çalışmada Casas ve arkadaşları [7], düşman arazilerinin bölge anatomi haritalarının çıkarılması için düğüm noktaları ve bağlantılarla bir ağ oluşturulmasına yönelik çalışarak İHA için rota oluşturmak istemiştir.

Grabowski ve arkadaşları [8], orta irtifada uzun süreli uçabilen (middle altitude long endurance – MALE UAV) PW-103 isimli bir İHA tasarlamışlardır. 150 kg’lık bir yük taşıma kapasitesi olduğu belirtilen hava aracının 16 saat havada kalabildiği ve önceki modellere göre aerodinamik bakımdan daha etkili olduğu belirtilmiştir. Ana kanatlar için NACA 2415 yapısı kullanılırken, kuyruk için NACA 0012 kanat yapısı tercih edilmiştir. Şekil 1.3, PW-103 hava aracının görünüşlerini ve boyutlarını göstermektedir. Wagner ve Valasek [9], hava aracının otomatik inişi için dijital iniş kontrolünü araştırmışlar ve sayısal geri beslemeli teori ve PI (orantı integral) kontrol teorisini karşılaştırmalı olarak analiz etmişlerdir. Sayısal geri besleme teorisi için; lineer, gerçek zamanlı olmayan, 6 serbestlik dereceli Monte-Carlo simülasyonu kullanılarak, PI modeli ile normal ve türbülanslı koşullar değerlendirilmiştir. Sayısal geri beslemeli kontrolün PI ile mukayeseli olarak iyi sonuçlar verdiği ve gürbüz bir kontrol sağladığı belirtilmiştir.



Şekil 1.3. PW-103 modelinin üç görünüşü [8]

Yörünge planlama için simülatif olarak yapılan bir çalışmada Jung ve arkadaşları [10], yüksek doğrulukla HIL (hardware in the loop) simülasyon sahasında, yörünge planlaması ve kontrolüne yönelik bir oto-pilot ile gerçek zamanlı on-line uygulama elde etmişlerdir. Bir yörünge planı için gerçekçi ve başarılı sayılabilecek sonuçlar alındığı belirtilmiştir.

Araştırmalarda İHA'ların otonom olarak kontrolü konusunda birçok farklı yaklaşımlar mevcuttur ve bulanık kontrol [11, 12], adaptif (uyarlamalı) kontrol [13, 14], yapay sinir ağları (YSA) [15], genetik algoritmalar (GA) [16] ve Lyapunov teorisi gibi farklı kullanımları bulunmaktadır. Kurnaz ve arkadaşları [17], bir İHA için otonom uçuş kontrol yapısına dayalı ANFIS (adaptive neuro-fuzzy inference system) sistemi önermişlerdir. Üç boyutlu uzayda irtifa, yanal ve boyuna hareketler için 3 bulanık mantık modülü geliştirmişlerdir. İHA için yunuslama (pitch), yatma (roll) ve subap pozisyonu (throttle) bu sayede ayarlanmaya çalışılmış ve irtifa ve hız kontrolünü birlikte sağlamaya çalışmışlardır. Aerosim (Aeronautical Simulation Block Set) programı içerisinde Aerosonde İHA kullanarak kontrol yaklaşımlarını test etmişlerdir. Psirofontia ve arkadaşları [18], mahsullerin korunması için yaptıkları araştırmada, zeytin ağaçlarında hastalık ve böcek belirtilerini algılamada, geniş bir alandaki palmyelerin maruz kaldığı böcek vb. durumları haritalamada İHA kullanılmasını ve ilaçlanmasını amaçlamışlardır. Attar ve arkadaşları [19], otomatik iniş kalkış ve hata tolerans kontrolünü içeren iki uçuş kontrol durumunu incelemişlerdir. Hunter, Search ve Heron İHA'ların sanal sensörlere dayalı sinir ağlarının iniş kalkış sonuçlarını ve temel gereksinimlerini araştırmışlardır. Her iki konuda da insanın operasyonel bağımlılığını azaltacak ve otomatik kontrolü

arttıracak bir kabiliyet olduğu belirtilmiştir. Şekil 1.4. Heron İHA sistemini göstermektedir.



Şekil 1.4. HERON İnsansız Hava Aracı [19]

Öner ve arkadaşları [20], önerdikleri dönebilen kanatlı İHA için matematik model sunmuşlar ve düşey pozisyonda iniş kalkış yapabilme özelliği ile yanal hareket edebilme özelliği olan bir İHA tasarlamışlardır. Newton-Euler yaklaşımına dayalı matematik modele sahip olan İHA, PID kontrolcü ile kontrol edilmiş ve irtifa kontrolü, taşıt kararlılığı araştırmacılar tarafından analiz edilmiştir. Şekil 1.5 tasarlanan İHA modelini göstermektedir.



Şekil 1.5. Düşey iniş kalkışlı eğimli kanata sahip İHA modeli [20]

Zhang ve Kovacs [21], hassas tarımda alan içerisindeki değişimleri tanımlayabilmek ve bu durumlara karşı işlemlerin geliştirilmesi için coğrafi teknikler ile yüksek çözünürlüklü uydu görüntülerinin kullanıldığını belirtmişlerdir. Bu kapsamda çeşitli insansız hava araçlarının hassas tarımda düşük irtifa ile uzaktan kumanda edilerek ürünlerin

durumlarını gözlemlenebileceği belirtilmiştir. Son zamanlarda havacılık alanındaki teknolojik ilerlemeler sayesinde, düşük irtifada kumanda edilebilen sistemler ile yeryüzü görüntüleri İHA sistemleri kullanılarak elde edilebilmeye başlanmıştır [22] hatta yüksek çözünürlüklü sistemler ile hassas tarımdaki görüntüleme ve haritalama araçlarının ideal bir görev yerine getirebileceği çalışmalarda belirtilmiştir [23]. Kanola, mısır, pamuk ve buğday gibi ürünler uzaktan algılama teknikleri kullanılarak izlenmiştir [24]. Bir araştırmada ise havadan fotoğraf çekimi ile ürün verim haritası elde edilmesi için çalışılmıştır ve uzaktan kumanda edilen sistemlerin hassas tarımda faydalı ve karlı bir durum olduğu ancak bu tür uygulamaların arttırılması gerektiği belirtilmiştir [25, 26]. Buğday ürününün kantitatif olarak izlenmesi için İHA kullanılan bir başka çalışmada [27], spektral filtreli fotoğraf almaya yarayan kameralar ile görüntüler alınarak 10 çeşit buğday görüntülenmiştir.

Üzüm bağının bölgeye özel olarak yönetimi için 6 rotorlu bir İHA ile buna bağlı yunuslama ve yatma kombinasyonuna sahip multi-spektral kamera bulunan ve önceden belirlenmiş noktalara otonom olarak gidebilen bir sistem Primicerio ve arkadaşları [28] tarafından uygulanmıştır. Ziraat alanında hava araçları kullanarak böceklerle mücadele, ürünlerin korunması ve üretilmesinde, GPS (küresel pozisyonlama sistemi) ve kamera görüntülerinin alınarak saha içerisinde gerekli ürün bilgisinin elde edilebileceği Lan ve arkadaşları [29] tarafından incelenmiştir. Böceklerle mücadele ve ilaçlama kapsamında, Zhu ve arkadaşlarının [30], TL494 sabit frekanslı PWM (Pulse Width Modulation) ile birlikte veri sağlama kartı kullanarak PWM kontrolcüsü önerdikleri çalışmada; İHA'nın önceden programlanan ya da uzaktan otonom kontrol edilebilen yapıda çalışabilmekte olduğu belirtilmiştir. PWM kontrolcüsü LABVIEW programı aracılığıyla test edilmiş ve ilaçlama uygulamaları için etkili olduğu aktarılmıştır. Şekil 1.6, bu kapsamda tasarlanmış helikopteri göstermektedir.



Şekil 1.6. PWM kontrolcülü ilaçlama A) pompa kutusu B) PWM kontrolcü [30]

Sabit kanatlı uçak, helikopterler ve 4 veya daha fazla kanatlı insansız sistemler ile düşey iniş kalkış kabiliyetine sahip sistemlerin tarım uygulamalarında kullanılmasının faydaları Nebiker ve ark. [31] tarafından ortaya konmuştur. Son zamanlarda İHA'lar için navigasyon ve uçuş kontrol elemanları da bulunmakta olan çalışmalar mevcuttur. Navigasyon ile uçuş rotasını kontrol edebilme ve uçuş pozisyonunu doğrulayabilme işleminin gerçekleştirilebileceği belirtilmiştir. Görüntü sağlama işlemi için ise platform pozisyonunu ayarlama uçuş kontrol elemanı kullanılabilmektedir. Şekil 1.7, değişik yapıdaki insansız hava araçlarını göstermektedir.



Şekil 1.7. İHA türleri **A)** sabit kanatlı **B)** paraşütlü **C)** helikopter **D)** sabit kanatlı **E)** Draganflyer X8 8 rotor helikopter **F)** Aeryon Scout 8 rotor helikopter [21]

Rasmussen ve arkadaşları [32], insansız hava araçlarının mahsuller içerisindeki yabancı ot ile mücadelede kullanılmamış olmasından yola çıkarak arpa içerisindeki yabancı otları İHA ile görüntülemeyi amaçlamış ve İHA ile alınan görüntüler neticesinde ürün verimliliğini arttırmayı hedeflemişlerdir. Bu amaçla kullanılan 6 rotorlu helikopter Şekil 1.8'de gösterilmiştir.



Şekil 1.8. Kamera donanımlı bir 6 kanatlı İHA [32]

Tarımsal ilaçlamaya yönelik olarak tasarlanan iki zamanlı iki silindirli bir insansız helikopter Yamaha RMAX Japonlar tarafından geliştirilmiş ve 28 kg yük kapasitesine sahip olduğu belirtilmiştir. Yer kontrol istasyonu üzerinden uzaktan kontrol edilen helikopter Japonya, Avustralya gibi ülkelerde tarımsal ilaçlama için düşünülmüştür [33]. Şekil 1.9, Yamaha RMAX İHA helikopterini göstermektedir.



Şekil 1.9. Yamaha RMAX düşey iniş kalkışlı İHA sistemi [33]

İHA'lar irtifalarına ve havada kalış sürelerine göre de sınıflandırılmaktadır. Bu kapsamda şu ana kadar birtakım İHA'lar geliştirilmiş ve özellikle savunma sanayiinde görülebilen yüksek irtifada yüksek havada kalma süreli casusluk ve silahlı İHA faaliyetleri olan sistemler geliştirilmiştir. Şekil 1.10, 2005 yılında deniz insansız hava araçları tanıtımında sunulan uçak yapılarını göstermektedir.

Orta irtifada uzun süre havada kalabilen (Middle Altitude Long Endurance-MALE) İHA sistemlerinden NASA Ikhana [33], savunma sanayiinde stratejik öneme sahip olan ve

birkaç sivil uygulama alanında da kullanılabilen bir İHA olarak Şekil 1.11’ de verilmiştir. 20 metre kanat açıklığı ve yaklaşık 200 kg ağırlığındaki İkhana 12000 metrede sınırlı bir sürede kalabilmektedir ve 5500 m seviyelerinde optimum şartların sağlandığı belirtilmiştir.



Şekil 1.10. Uçaklar (önden arkaya ve soldan sağa) RQ-11A Raven, Evolution, Dragon Eye, NASA FLIC, Arcturus T-15, Skylark, Tern, RQ-2B Pioneer, Neptune. US Savunma Birimi [33]



Şekil 1.11. NASA İkhana insansız hava aracı [33]

Colomina ve Molina [34] , fotogrametri ve uzaktan algılama için insansız sistemler ve uzaktan pilotajlı hava sistemlerini araştırmışlardır. Kamera maliyetlerindeki düşüklük, santimetre seviyesindeki çözünürlük ve doğruluk payı ile İHA sistemlerine adaptasyon, navigasyon ve yönlendirilmesi konusunda çalışmalar yapan araştırmacılar konunun haritacılıkta güncel olduğunu belirtmişlerdir.

Samad ve arkadaşları [35] tarafından yapılan çalışmada kullanılan İHA aracı ile yüksek çözünürlüklü kamera kullanılarak haritalama, ürünlerin gözlenmesi ve gelişme şartları

gibi durumlar kontrol edilmeye çalışılmıştır. Yüksek çözünürlüklü resimler sayesinde hassas tarıma uygun olarak görüntüleme sağlamaya çalışmışlardır. Şekil 1.12.'deki sabit kanatlı CropCam İHA modeli yüksek çözünürlüklü yüklenme sağlanmış CCD sensörü ile donatılarak hassas tarım için çalışmalar yapılmıştır.



Şekil 1.12. Sabit Kanatlı İHA, CropCam İHA

Schumacher ve Kumar [14], iki İHA için LQR (doğrusal karesel düzenleyici-Linear Quadratic Regulator) ile kontrol dış döngüsünde bağıl pozisyon komutlarını izleyen ve iç döngüsünde ise gövde eksenli hızlarını üreten bir yapı tasarlamışlardır. Simülasyon sonuçlarının istenen pozisyonları sağlayabildiği belirtilmiştir. Sabit uçuş hızı yerine farklı hızlarda sonuçların denenmesi ve gerçekçi sonuçlarla karşılaştırılması gerektiği belirtilmiştir.

Çok küçük sensörler, video kameralar ve kontrol donanımlarının olduğu 15 cm ve 80 gram kadar ağırlıkta yapılabilen hava sistemleri de bazı görevleri yerine getirmede kullanılabilir. Bu tür sistemler mikro hava araçları (micro aerial vehicles MAV) olarak da anılmaktadır [36, 37]. Bunlardan daha küçük sistemlerde nano hava araçları olarak bilinmektedir.

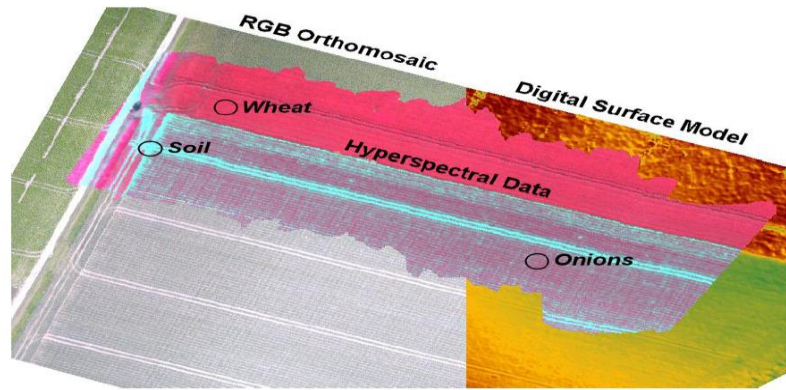
Dinamik olarak hava aracının modellenmesine ve kontrolüne yönelik yapılan çalışmada Gao ve Duan [38], uçağın otonom kalkışı, ön teker ve rudder (kuyruk dümeni) elemanı için kontrol metodu tasarlanması ile yan ve boyuna yer değiştirme kontrolü üzerinde çalışmışlardır. En iyi şartların, sapma açısının 5° 'den, yan deplasmanın 1m'den ve rüzgâr hızının 3m/s'den az olduğu durumda olduğu belirtilmiştir.

Hajiyev ve Vural [39], küçük bir İHA irtifa kontrolü için LQR kontrol ve Kalman filtresi (KF) kullanmayı deneyerek, optimum bir kontrolcü tasarımı elde etmişlerdir. Elde ettikleri durum uzayı matrisleri ile irtifa dümeni olan elevator deplasmanı ve itki kontrolünü sağlamaya çalışmışlar ve etkili bir yöntem olduğunu aktarmışlardır. LQR ve kademeli PID kontrol yapısı kullanılan bir başka çalışmada [40], 6 serbestlik dereceli nonlinear model yanal ve boyuna hareketler için elde edilmiş ve kullanılan kontrol tekniğinin ileriki uygulamalar açısından verimli bir teknik olabileceği belirtilmiştir. Filippis ve arkadaşları [41], hava aracının yörüngesini planlamaya yönelik olarak navigasyon ve kontrol sistemi üzerinde çalışmışlar ve rehber sistemi ile grafik bulma algoritmasına dayalı bir sistem sayesinde nonlinear model tahminli kontrol uygulamışlardır. Bununla birlikte istenen referans yörünge hataları genetik algoritmalarla kullanılarak minimize edilmeye çalışılmıştır.

Bir diğer çalışmada [42] ise sabit kanatlı bir İHA için görüntü işlemeye dayalı pist modeli ve yüksek doğrulukla bir kontrolcü oluşturulmaya çalışılarak yaz, sonbahar ve kış mevsimi gibi hava şartları için denenmiş ve iniş güvenilirliği için irtifa kontrolü içerisinde ek bir döngü tanımlanmıştır.

Fiuzy ve arkadaşları [43], İHA sistemi için evrimsel algoritmaları kullanarak otopilot kontrolüne yönelik yaptıkları çalışmada optimum PID kontrolcüsünü tasarlamaya çalışmışlardır. GA, parçacık sürüsü optimizasyonu (PSO), sosyal politika optimizasyon ve sömürgeci rekabetçi optimizasyon algoritmaları kullanılarak sistem cevabı klasik optimizasyon metotları ile karşılaştırılmış ve önerilen sistemin daha iyi sonuçlar verdiğini belirtmişlerdir.

Haritalamada da kullanılmakta olan İHA araçları için, Suomalainen ve arkadaşları [44], 2 kg ağırlıkta yüksek çözünürlüklü kamera ile donatılmış bir multikopter sistem ile 2-10 ha arasında bir bölgeyi haritaladıklarını bildirmişlerdir. Ayrıca, herhangi bir uçuş için, 1-5 cm RGB orto-mozaiik çözünürlük ile 5-10 cm çözünürlüklü dijital yüzey modeli ve 10-50 cm çözünürlükte hiper-spektral veri küpü elde edildiği bildirilmiştir. Şekil 1.13, uçuş sırasında elde edilen 120 m yükseklikteki veri grubunu içermektedir.



Şekil 1.13. 120m yükseklikten elde edilen veri görünümü [44]

Zeng ve arkadaşları [45], kablosuz iletişim ağlarını kullanarak insansız hava aracının temel ağ mimarisini ve ana kanal karakteristiklerini oluşturarak yeni çalışma noktalarını araştırmışlardır. Oktay ve arkadaşları [46], bir İHA sistemine ait otopilot uygulamasına yönelik olarak elde edilmesi gereken aerodinamik denklemlerin ve durum uzayı modellerinin oluşturulması için didaktik bir çalışma yaparak boyuna ve yanal dinamikleri etkileyen parametrelerin durum uzayındaki karşılıklarını araştırmışlardır. Zanka adı verilen İHA ile farklı hızlarda uçuş karakteri için PID yaklaşımıyla kontrol uygulanmıştır. Şekil 1.14, Zanka-1 adı verilen İHA sistemini göstermektedir.



Şekil 1.14. Zanka-1 İHA sisteminin görünümü [46]

İHA'ların performansı, etkili bir şekilde motor kontrolü, aerodinamik etkinlik ve İHA'nın yüksek kaliteli tasarımı ve kontrolü gibi durumlara oldukça bağımlıdır. İHA'lar insanlı sistemlere göre daha fazla operasyon zamanına sahip olabilmektedir. Bu nedenle İHA'nın güç gereksinimi açısından önemli olan taşıma/sürüklenme (lift/drag ratio) oranı ve aracın toplam kütlesi gibi iki faktör büyük önem arz etmektedir.

1.3. Tezin Önemi

Bilindiği üzere, artık günümüzde İHA sistemlerinin özellikle askeri anlamda çok ilerleme kaydettiği silahlı ve keşif amaçlı yerli ve yabancı İHA sistemleri mevcuttur. Bu İHA sistemleri ülke savunması açısından büyük önem taşımaktadır. Ancak sivil olarak da özellikle ilaçlama, mahsullerin takibi, kargo taşımacılığı vb. alanlarda giderek artan çalışmalar ve bu yönde gelişen ihtiyaçlar bulunmaktadır. Bu tez çalışmasında, bu ihtiyaçlar üzerine yoğunlaşarak bir İHA sisteminin istenen uçuş rotasını ve görevini başarılı bir şekilde yerine getirebilmesi amacıyla, etkili bir kontrol sistemi üzerine çalışmalar yapılmıştır.

Farklı kontrolcüler ve hibrit kontrol sistemleri klasik kontrol metotlarına kıyasla incelenmiş ve özgün olarak uçuş kontrolcü birimine yazılabilecek bir yazılımla en etkili kontrol sistemi algoritmasının kullanılmasının önü açılmak istenmiştir. Tez çalışmasında klasik PID kontrol organı ile uçuş yerine önerilen seçilen kontrol sistemleri için özgün yazılım yapılarak daha kararlı bir kontrol sistemi elde edilmesi amaçlanmıştır.

Ayrıca klasik kontrol tekniği olan PID kontrolcüye ek olarak, modern kontrolde tercih edilen LQR ve LQG tam mertebe (full-state) durum uzayı kontrolcü yapıları optimum kontrol için hem uzunlamasına hem de yanal eksen yönünde incelenmiş ve sonuçlar tüm durum uzayını yansıtması sebebiyle İHA dinamik kontrolü açısından kabul edilebilir bulunmaktadır. Hazırlanan Cessna-182 İHA modeli ile uçuş gerçekleştirilmiş ve deneysel olarak PID parametreleri de uçuş sırasında elde edilmiştir.

2. BÖLÜM

İNSANSIZ HAVA ARACININ DİNAMİK MODELİ

2.1. Giriş

Bu bölüm mini İHA sistemine ait olan hava aracı hareket denklemleri, geometrik özellikleri, aerodinamik bulguları, kanat profili ve kontrol yüzeyleri gibi parametreler açısından genel bir değerlendirmeyi kapsamaktadır. Aerodinamik parametrelerin elde edilmesi ve uçak hareketleri için denklem takımlarının oluşturulması ve kontrol sistemi tasarımı öncesi değerlendirilmesi için özetle sunulmuştur.

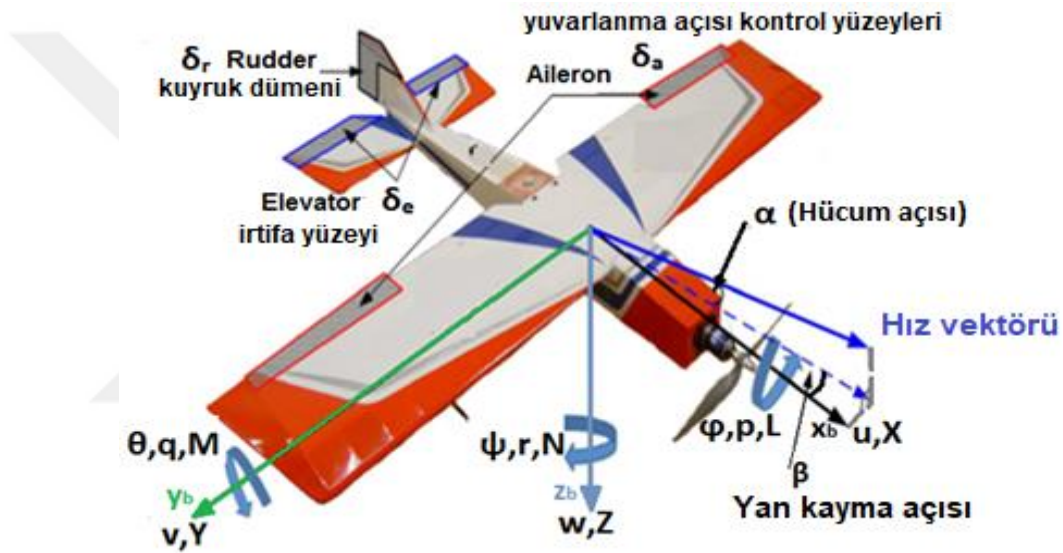
2.2. İHA Uçuş Mekanik ve Aerodinamik Hesaplamalar

Bir hava aracının konumu, üç boyutlu uzayda ve zamanla bağıntılı olarak tanımlanmaktadır. Hava aracı bir noktadan bir başka noktaya yönelimi sırasında dönme, öteleme hareketi yapmaktadır ve aynı zamanda irtifasını da değiştirebilmektedir. Bilindiği üzere hava aracı üzerinde oluşan hava akımından kaynaklı kuvvet ve momentler nedeniyle hava aracı sürekli olarak dönme ve öteleme hareketlerine maruz kalmaktadır.

Hava araçları tasarlanırken aerodinamik kuvvet ve momentler hava hızıyla göreceli bir şekilde ortaya çıkmaktadır ve hava akışı ile uçağın yönlenmesine göre aerodinamik etkiler değişmektedir. Bu bakımdan aerodinamik kuvvet ve momentleri belirlemek için iki yönlenme açısına gerek duyulmaktadır. Hücüm açısı (α) ve yana kayma açısı (β) olarak tanımlanan açılar aerodinamik açılar olarak bilinmektedir. Şekil 2.1, bir hava aracına ait aerodinamik açıların ve eksenlerin yerleşimini belirtmektedir.

Hava aracının göreceli bir rüzgâr hızına maruz kaldığı ve yan kayma açısı (side-slip angle) kadar açı yaptığı kabul edilmektedir. Hava aracı uzunlamasına eksenini X uçağın

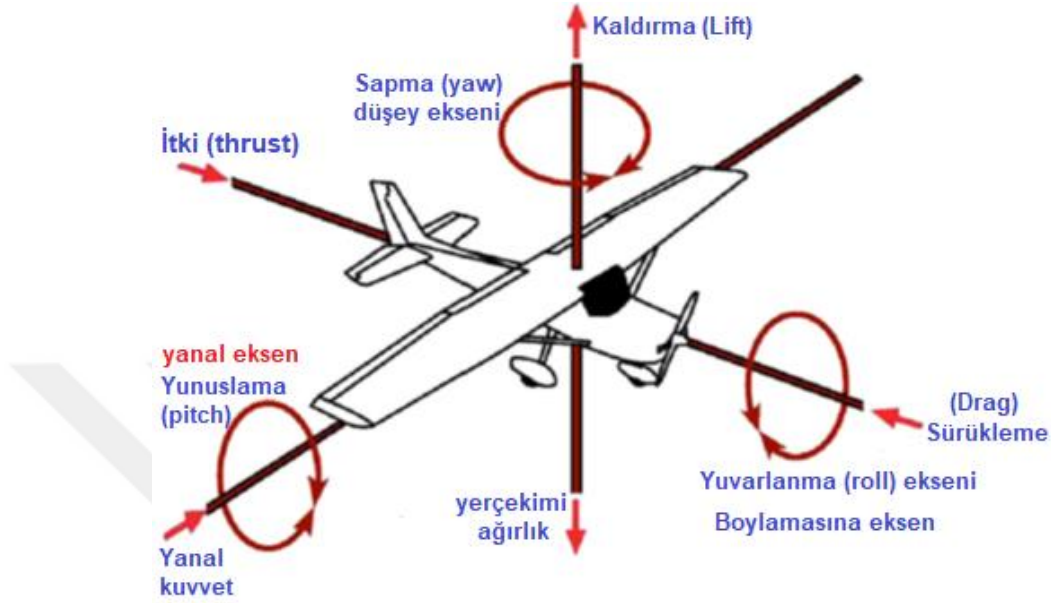
ilerleme doğrultusunu, sağ kanat doğrultusunda yönelim gösteren doğrultu ise Y eksenini belirtirken, uçağın aşağı doğru yani yerel yer çekimi ivmesi doğrultusundaki hareketi ise z eksenini olarak verilmektedir. Hücum açısı (α) uçağın burnunu gösteren X eksenini ile kararlılık eksenini olan x ekseninin x-z düzleminde yaptığı açı olarak görülebilmektedir. x_b , y_b , z_b eksenleri hava aracı ağırlık merkezine yerleştirilmiş eksen takımını ifade etmektedir. Yatma (yuvarlanma), yunuslama ve sapma (yalpa) açısal hızları sırasıyla p , q , r ve Euler açı değerleri ise sırasıyla ϕ , θ , ψ sembolleriyle gösterilmiştir. L, M, N ise X, Y, Z eksenleri etrafında oluşan moment terimleridir.



Şekil 2.1. Aerodinamik açıların ve eksenlerin tanımlanması (Ultrastick-25e)

Newton kanunları kullanılarak uçağın hareket denklemleri elde edilmiştir. Uçağın boyuna ve yanal eksenlerine göre kuvvet ve moment denklemlerinin türetilmesi sonucu 6 serbestlik dereceli bir yapı elde edilmiştir. Şekil 2.2’de görüldüğü gibi uçak boyuna eksen X etrafında yatma (roll) hareketi yapmakta iken yanal eksen Y etrafında ise yunuslama (pitch) hareketi yapmaktadır. Uçağın düşey eksen Z etrafında ise uçağın sağa sola hareketini belirten sapma (yaw) dönme hareketi oluşmaktadır. İtme kuvveti (thrust) uçak motorunun etkisi ile uzunlamasına X boyunca oluşur ve uçağın ilerlemesine katkıda bulunurken, sürükleme etkisi (drag) uçağı yavaşlatmaktadır. Pozitif yunuslama açısı hava aracının burun yukarı durumunu işaret etmektedir. Yuvarlanma hareketi sırasında bir kanat diğerinden daha yüksek bir konumda bulunmaktadır. Uçak düşey eksen etrafında pilotun yönlendirmesi ise sapma hareketi olarak ifade edilirken pozitif sapma açısı hava

aracının burun kısmının sağa doğru yönelmiş durumudur. Kanatlara ve gövdeye gelen hava akışı ile uçak Z eksenı boyunca yükselme-kaldırma (lift) hareketi yapabilmektedir.



Şekil 2.2. Hava aracına etki eden kuvvet ve momentler [47]

L_T : Taşıma Kuvveti (lift)

Kuvvet parametreleri D : Sürüklenme Kuvveti (drag)

Y : Yanal Kuvvet

L : Yatma (yuvarlanma) Momenti

Moment Parametreleri M : Yunuslama Momenti

N : Sapma Momenti

Uçağa etkiyen aerodinamik kuvvetin hava hızına paralel olması durumu sürüklenme (D) kuvveti ve hava hızına dik olması durumu taşıma (L_T) kuvvetidir.

$$L_T = C_L \frac{\rho}{2} V^2 S \quad D = C_D \frac{\rho}{2} V^2 S \quad (2.1)$$

Burada görülen boyutsuz C_L ve C_D parametreleri sırasıyla aerodinamik taşıma ve sürüklenme katsayılarını belirtmektedir. Bu katsayılarda hücum açısı α , Mach sayısı, Reynold sayısı ve uçak geometrisi gibi parametrelerle ilişkilidir. V hava hızını, ρ ortamdaki havanın yoğunluğunu ve S ise uçağın referans kanat alanını belirtmektedir.

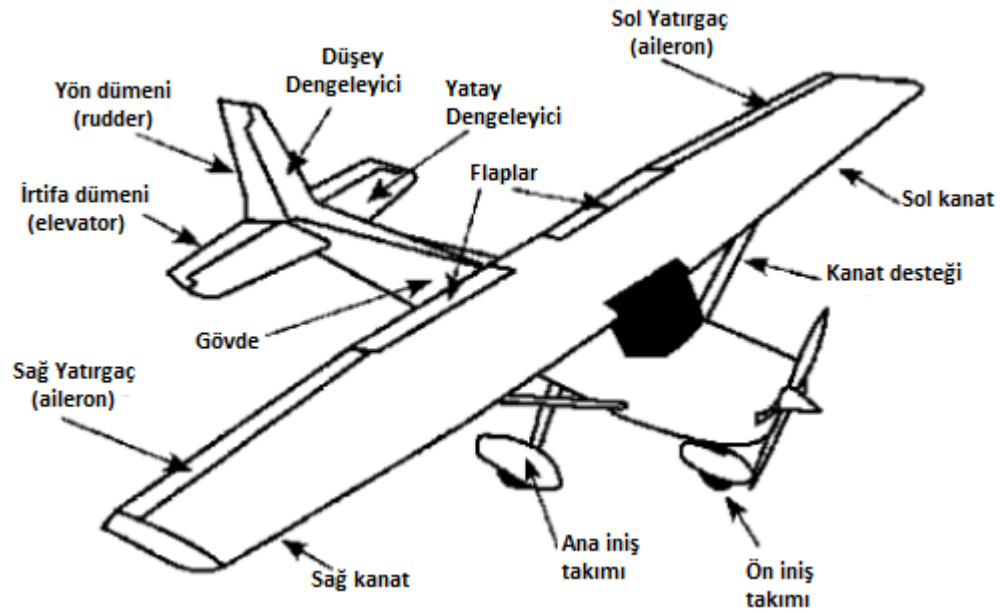
Mach sayısı, uçak hızının ses hızına oranı iken, Reynold sayısı havanın laminar ve türbülanslı akış karakterini belirten boyutsuz bir büyüklük olarak bilinmektedir.

2.2.1. Uçak Gövdesi ve Aerodinamik Elemanları

Sabit kanatlı bir uçak modeli için bilindiği üzere bir gövde, kanatlar ve bu kanatlar üzerinde bulunan flap, yatırgeç (aileron), spoiler (rüzgar dağıtıcı) ile kuyruk kısmında bulunan düşey kuyruk yön dümeni (rudder), yatay kuyruk üzerinde bulunan irtifa kontrol dümeni yüzeyi (elevator) ve yatay stabilizatör ile düşey stabilizatör gibi elemanlardan oluşmaktadır. Ayrıca iniş ve kalkış için gerekli iniş takımı ve motor elemanları, pervane ve uçağın iç kısmında elektroniğini ve haberleşmesini sağlayan elemanlar bulunmaktadır. Şekil 2.3, sabit kanatlı uçakların temel elemanlarını göstermektedir.

Elevator elemanı hava aracının yunuslama hareketini kontrol etmek için kullanılmaktadır. Aşağı yönlü bir elevator hareketi uçağın aşağı doğru yunuslama hareketi yapacak kaldırma kuvvetini oluşturmaktadır. Rudder ise kuyruk dümeninde bulunmakta ve hava aracının sapma (yaw) kontrolünde kullanılmaktadır. Kuyruk dümeni sağa döndürüldüğünde ise sol yan yüzeyden oluşan saptırma kuvveti ile hava aracı burnu sağa doğru yönlendirilmektedir. Kanatçıklar ise hava aracının yatma kontrolünde kullanılmaktadır. Birbirine ters olarak çalışmaktadır ve kanatların hava akışının ayrılma yüzeylerinde (trailing edge) hareketli yüzeyler olarak belirtilebilir. Flaplar ise kanatların iç kısmında menteşelenmiş olan ve uçağın düşük hızlarda daha yüksek taşıma üretebilmesi için kullanılan gerekli iniş hızı ve açısını sağlamak için inişte sürüklemeyi arttıran bir elemandır.

Uçak iniş takımları da üçlü şekilde oluşmakta ve ana iniş takımının hava aracının ağırlık merkezinin hemen arkasında konumlandırıldığı belirtilmektedir. Bir iniş takımı da uçağın burun kısmında konumlandırılmaktadır. Kuyruk kısmında ise küçük bir yönlendirilebilen iniş takımı bulunabilmektedir. İHA malzemeleri için ise en yaygın kullanılan ve dayanım/ağırlık oranı en yüksek olan karbon-fiber tercih edilmektedir [37].



Şekil 2.3. Uçak gövdesi, kanatları ve kuyruktaki temel elemanlar [47]

Kontrol yüzeylerinin hareketleri aşağıdaki şekilde özetlenebilir.

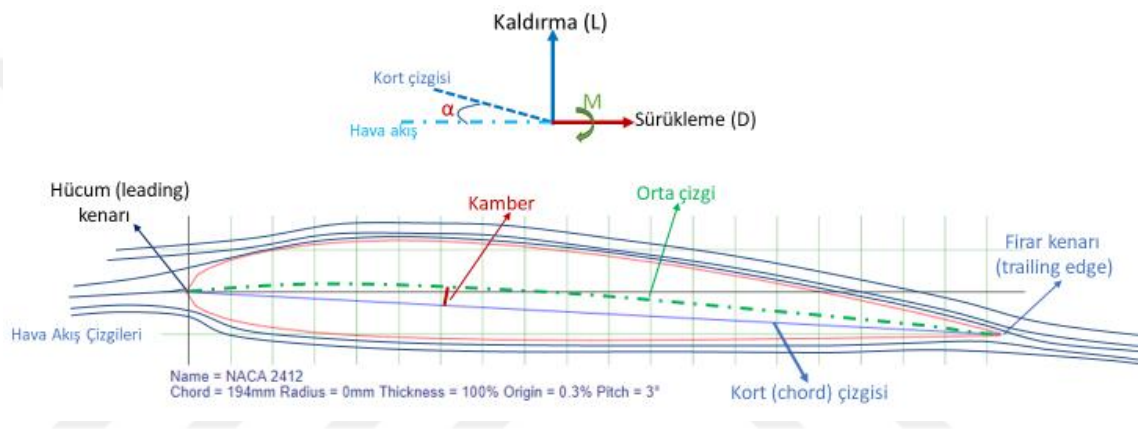
1. Pozitif elevator hareketi (δ_e), fırar kenarı aşağı yönde hareketi sonucu oluşur ve negatif yunuslama momenti ile hava aracı burun aşağı vaziyettedir.
2. Pozitif rudder hareketi (δ_r), kontrol yüzeyi sola vaziyette ise negatif sapma momenti yani burun sola doğru vaziyettedir.
3. Pozitif aileron hareketi (δ_a), kontrol yüzeylerinden herhangi biri aşağı vaziyettedir.

2.2.2. Kanat Profili (Airfoil) Yapısı

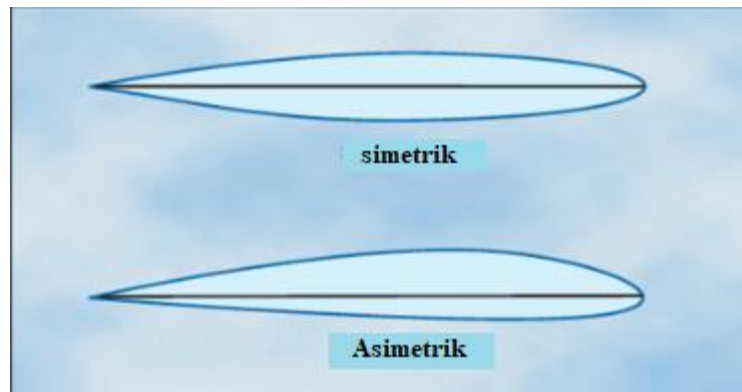
Aerodinamik bilgilerin hava aracının tümü açısından elde edilmesi gerekir. Kanat yapısının da aerodinamik kuvvetler açısından incelenmesi gereklidir. Şekil 2.4'te kanat yapısının kesit alanını gösteren bir profil verilmiştir. Hava akış çizgileri (stream lines) kanat altı ve yüzeyinden akan havayı göstermektedir. Kanat profilinin şekli aerodinamik özellikleri tanımlamaktadır ve bu özellikler Şekil 2.5'ten de görülebilir. Kord hattı (chord line) kanat yüzeyine gelen ve yüzeyinden ayrılan hava akışı boyunca tanımlanan referans çizgisidir. Kanat yapısı simetrik veya asimetrik özellikte olabilmektedir. Kamber hattı (mean line) hava geliş yüzeyi ile ayrılış hattı boyunca kanat profiline dik ve eşit mesafede

kanat profilini tanımlayan hattır. Aerodinamik özellikleri ve faydalı hız aralığını belirlemekte etkilidir [48].

Kanat profilleri için NACA (Amerikan Ulusal Havacılık Danışma Komitesi), Clark Y gibi standart kanat profilleri sıklıkla tercih edilmektedir. NACA profilleri 3, 4, 5 haneli simetrik veya kamberli profillere sahip bulunmaktadır. Bu çalışmada kullanılan test modeli Cessna-182 için NACA-2412 yapısına sahip bir kanat profili ana kanatlarda kullanılmıştır.



Şekil 2.4. NACA 2412 kanat profili ve genel tanımlamalar [48]



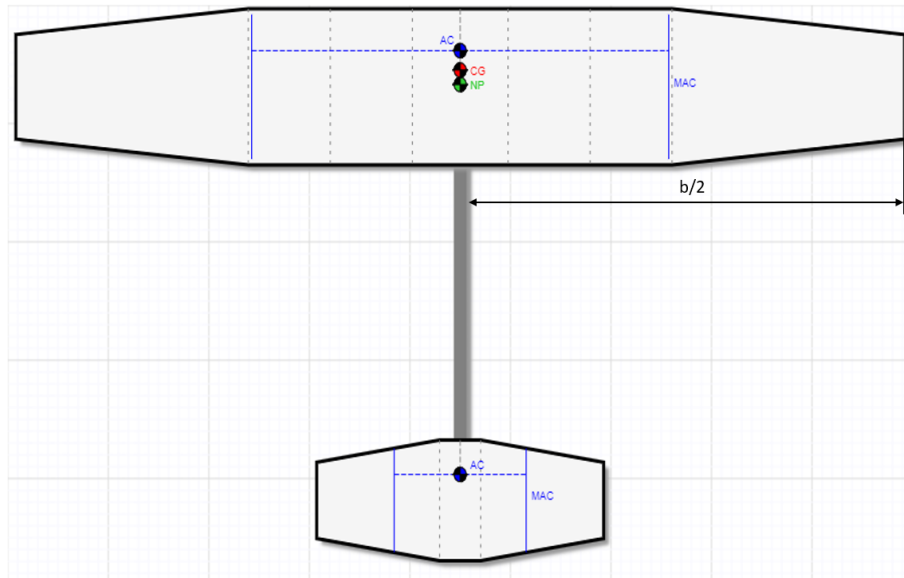
Şekil 2.5. Kanat profili simetrik ve asimetrik oluşu [47]

Hava aracı sabit kanatlı bir model geometrisine sahip olup bir adet kuyruk kısmında yatay ve dikey stabilizatör elemanları, irtifa ve yön dümenleri bulunmaktadır. Kanat açıklığı b ile ifade edilirken, S kanat alanını belirtmektedir. Kort uzunluğu c olan bir kanat için kanat alanı basit bir şekilde $S=b.c$ olarak elde edilebilmektedir. Burada C.G hava aracının ağırlık merkezinin konumunu AC ise aerodinamik merkezi belirtmektedir. Ortalama

aerodinamik kort (Mean aerodynamic chord) MAC olarak verilmiştir. Tablo 2.1 hava araçlarının bazı parametrelerini özetlemektedir.

Tablo 2.1. Hava araçlarının ana kanat ve yatay stabilizatör geometrik verileri

Cessna-182 mini İHA parametreleri			
Kanat AC	5,21 cm =%25 MAC	Kuyruk AC	4,28cm=%25 MAC
Kanat MAC	17,91 cm @30,5 cm	Kuyruk MAC	12,89 cm @9,66 cm
Kanat açıklık (b)	1,30 m	Kuyruk açıklık(b)	42 cm
Kanat alanı (S)	0,23 m ²	Kuyruk alanı (S)	0,0531 dm ²
Kanat açıklık oranı (AR _w)	7,35	Kuyruk açıklık oranı (AR _w)	3,32
Ağırlık merkezi (CG)	6,5 cm	Stabilizatör hacmi (Vt)	0,68
Ultra-Stick 25e mini İHA parametreleri			
Kanat AC	6,67 cm =%25 MAC	Kuyruk AC	6,29 cm=%25 MAC
Kanat MAC	26,67 cm	Kuyruk MAC	25,15 cm @9,66 cm
Kanat açıklık (b)	1,27 m	Kuyruk açıklık(b)	39,37cm
Kanat alanı (S)	0,32 m ²	Kuyruk alanı (S)	0,0626 m ²
Kanat açıklık oranı (AR _w)	4,5	Kuyruk açıklık oranı (AR _w)	2,48
Ağırlık merkezi (CG)	6,35 cm	Stabilizatör hacmi (Vt)	0,798



Şekil 2.6. Hava aracı referans geometrisi

2.2.3. Tahrik Mekanizması

İHA sistemleri için tahrik mekanizmaları belli başlı kısımlardan oluşmaktadır. Örneğin; enerji kaynağına göre değişik türleri mevcuttur. Kimyasal olarak tanımlayabileceğimiz fosil, bio-yakıtlar verilebilir. Elektrik enerjisi, güneş enerjisi, hidrojen enerjisi gibi enerji türleri kullanılabilir.

Yakıt veya enerjiyi depolama için ise tanklar, bataryalar, kapasitörler vb. elemanlara ihtiyaç duyulabilmektedir. Mekanik enerjiye dönüştüren içten yanmalı motorlar, yakıt hücresi ve elektrik motorları da gereklidir. Ayrıca hava aracının taşıma/itme dönüştürmesini sağlayabilecek rotor, fan, pervane vb. sistemler de gereken elemanlar arasındadır [49].

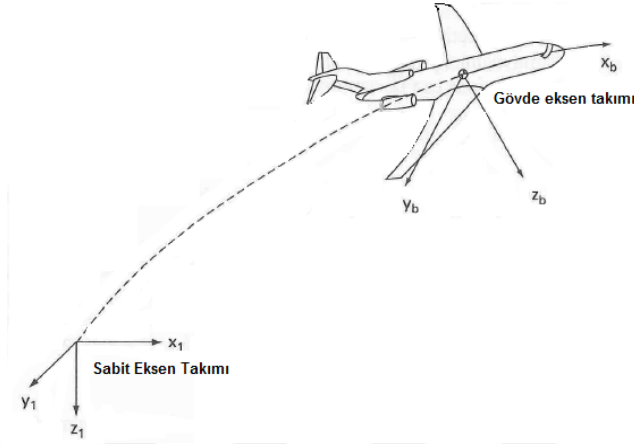
Tahrik mekanizmasının RPM kontrolü, güç kontrolü, elektriksel güç üretimi gibi konuları içermektedir. Alternatif olarak tahrik mekanizması farklı termodinamik çevrimli, yakıt veya motor tipli olabilir (ateşleme ve akaryakıt sistemi). Elektriksel sistemlerde farklı yollarla depolanabilen ve güç üreten türlere sahiptir. Bu iki sistemin birleşik halde bulunduğu hibrit tahrik sistemleri de mevcuttur.

2.3. Hava Aracının Hareket Denklemleri ve Dinamik Modeli

Hava aracının statik olarak dengede olabilmesi, denge pozisyonuna tekrar dönme eğilimini gösteren bir durumdur ve statik kararlılık olarak tanımlanmaktadır. Bunun yanı sıra hava aracının zamanla uçuş sırasında denge pozisyonundan zorlayıcı etkenlerle uzaklaşması durumunda da dinamik olarak kararlı olması gerekmektedir. Hava aracının tasarımı ve pilot açısından dinamik kararlılık derecesinin önemi bulunmaktadır. Bu kararlılık derecesi hareketin genliğinin yarıya düşmesi durumunda geçen süre veya kararsızlık durumunda ise hareketin genliğinin iki katına çıktığı zaman olarak tanımlanabilmektedir. Salınımın frekansı ve periyodu bu noktada önem arz etmektedir.

Bu nedenle uçuş kalitesini arttırmak, pilotaj açısından kolaylık sağlamak adına hareket denklemlerinin bilinmesi ve buna göre kontrol sistemlerinin incelenmesi gereklidir. Hareket denklemlerinin çıkarılması için öncelikle eksen takımlarının bilinmesi gereklidir. Global eksen takımına sabit (earth axis) olan atalet eksen takımı ve hava aracının ağırlık

merkezinine yerleştirildiği kabul edilen gövde eksen takımı (body axis) olarak iki eksen takımı Şekil 2.7’de verilmiştir.



Şekil 2.7. Gövde ve sabit eksen takımları [3]

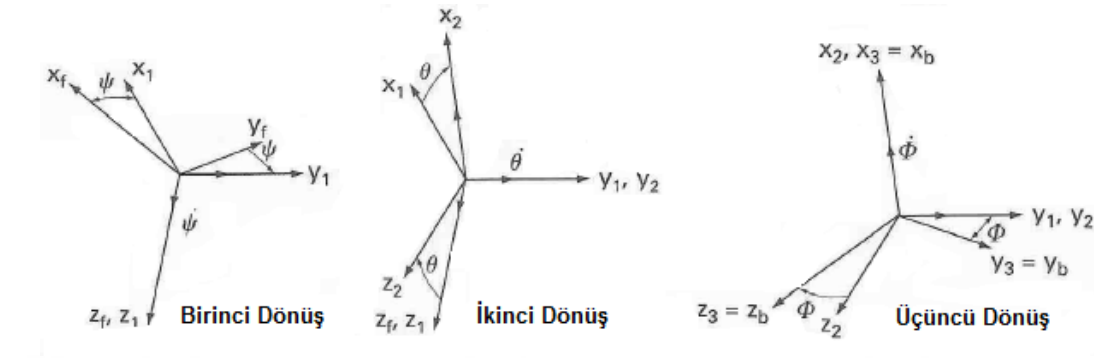
2.3.1. Hava Aracının Pozisyon ve Yönlenmesi (Euler Açıları)

Hava aracının hareket denklemleri, hava aracına sabit olan eksen takımı üzerinden türetildiğinden hareketli eksen takımına göre pozisyon ve yönlenme tanımlanamamaktadır. Pozisyon ve yönlenme referans sabit eksen takımına göre yapılmakta ve $t=0$ anında ikisi de çakışık haldedir.

Hava aracının yönlenmesi Euler açıları olarak da bilinen dönme açıları ile tanımlanmaktadır. Dönme sıralarının da önemli olduğu bilinen bu durum için hava aracının sabit eksen takımına paralel olduğu varsayımını yaparak sırasıyla;

- 1- x_f, y_f, z_f eksen takımını Oz_f etrafında sapma açısı ψ kadar x_1, y_1, z_1 takımına dönüştürme,
- 2- x_1, y_1, z_1 takımını Oy_1 etrafında yunuslama açısı θ kadar döndürme ve x_2, y_2, z_2 ’yi elde etme
- 3- x_2, y_2, z_2 eksen takımını Ox_2 etrafında yatma açısı ϕ kadar çevirerek x_3, y_3, z_3 eksen takımını elde ederek sabit eksen takımına göre aracın gerçek yönlenmesi bulunabilir.

Burada döndürme sırası önemlidir. Buradan gövde eksen takımındaki Euler açıları ve hızları ile mutlak uçuş hızlarını sabit eksen takımına göre bulmak mümkündür.



Şekil 2.8. Gövde ve atalet eksen takımlarının dönme açıları ilişkisi [3]

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta \cdot C_\psi & S_\phi \cdot S_\theta \cdot C_\psi - C_\phi \cdot S_\psi & C_\phi \cdot S_\theta \cdot C_\psi + S_\phi \cdot S_\psi \\ C_\theta \cdot S_\psi & S_\phi \cdot S_\theta \cdot S_\psi + C_\phi \cdot C_\psi & C_\phi \cdot S_\theta \cdot S_\psi - S_\phi \cdot C_\psi \\ -S_\theta & S_\theta \cdot C_\theta & C_\phi \cdot C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

2.3.2. Rijit Cisim Hareket Denklemlerinin Türetilmesi

Rijit cisim kabulüne göre Newton'un ikinci kanunu, bir cisme etkiyen tüm dış kuvvetler toplamının, cismin momentumunun zamanla değişim hızına eşit olduğunu belirtmektedir. Aynı şekilde tüm dış momentler toplamı da yine açısal momentumun zamanla değişim hızına eşit olarak tanımlanmaktadır. Sabit eksen takımına atalet referans eksen takımı da denilmektedir. Newton kanunu aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv) \quad (2.3)$$

$$\sum M = \frac{d}{dt}(H) \quad (2.4)$$

Kuvvet ve moment denklemleri x, y, z, eksenleri boyunca kuvvet ve hız elemanları olarak F_x, F_y, F_z ve u, v, w olarak sırasıyla yazılabilir. L, M, N momentleri H_x, H_y, H_z ise momentum momentini ifade etmektedir.

$$F_x = \frac{d}{dt}(mu) \quad F_y = \frac{d}{dt}(mv) \quad F_z = \frac{d}{dt}(mw) \quad (2.5)$$

$$L = \frac{d}{dt}(H_x) \quad M = \frac{d}{dt}(H_y) \quad N = \frac{d}{dt}(H_z) \quad (2.6)$$

Burada, elementer yaklaşım kullanılarak yazılan denklemler yeniden düzenlenebilir.

$$\delta F = \delta m \frac{dv}{dt} \quad (2.7)$$

Diferansiyel elemanın hızı ise, $\mathbf{v}_c$ hava aracının kütle merkezinin hızı, $\mathbf{dr}/dt$ ise elementer kütlenin kütle merkezine göreceli hızı olmak üzere;

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_c + \frac{d\mathbf{r}}{dt} \quad (2.8)$$

Taşıt kütlelerinin hızı sabit kabul edildiğinde denklemler yeniden düzenlenirse,

$$F = m \frac{dv_c}{dt} + \frac{d}{dt} \sum \frac{dr}{dt} \delta m \quad (2.9)$$

$$F = m \frac{dv_c}{dt} + \frac{d^2}{dt^2} \sum r \delta m \quad (2.10)$$

Burada, r , kütle merkezinden ölçülen mesafe olduğundan $\sum r \delta m = 0$ olur

$$F = m \frac{dv_c}{dt} \quad (2.11)$$

Moment eşitlikleri de aynı şekilde diferansiyel eleman üzerinden değerlendirildiğinde

$$\delta M = \frac{d}{dt} \delta H = \frac{d}{dt} (r \times v) \delta m \quad (2.12)$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_c + \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v}_c + (\omega \times \mathbf{r}) \quad (2.13)$$

ω hava aracının açısal hızı ve r ise kütle merkezinden elementer kütleye olan konumdur. Denklemler düzenlendiğinde elde edilen denklem, $\mathbf{v}_c$ sabit iken,

$$H = \sum r.\delta m \times v_c = \sum [r \times (\omega \times r)] \delta m \quad (2.14)$$

$$\omega = p\mathbf{i} + q\mathbf{j} + r\mathbf{k} \quad (2.15)$$

$$r = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k} \quad (2.16)$$

Bu şekilde vektörel çarpımlar yapılırsa skaler formda elde edilen denklemlerin son hali aşağıdaki gibi verilebilir. H_x , H_y , H_z sırasıyla;

$$H_x = p \sum (y^2 + z^2) \delta m - q \sum xy \delta m - r \sum xz \delta m \quad (2.17)$$

$$H_y = -p \sum xy \delta m + q \sum (x^2 + z^2) \delta m - r \sum yz \delta m \quad (2.18)$$

$$H_z = -p \sum xz \delta m - q \sum yz \delta m + r \sum (x^2 + y^2) \delta m \quad (2.19)$$

Kütle ve çarpım atalet momentleri bu denklemlerden çekilip tanımlanabilir. I_x , I_y , I_z , I_{xy} , I_{xz} , I_{yz} kütle ve çarpım atalet momentleri sırasıyla 2.20-21-22’de verilmiştir. Büyük atalet momentleri uçağın dönmeye karşı direncini daha da büyötmektedir. Çarpım atalet momentlerinden $I_{yz} = I_{xy} = 0$ simetri ve gövde eksenini düşünöldüğünde sıfır olmaktadır. Burada xz simetri düzlemidir.

$$I_x = \iiint (y^2 + z^2) \delta m \quad I_{xy} = \iiint xy \delta m \quad (2.20)$$

$$I_y = \iiint (x^2 + z^2) \delta m \quad I_{xz} = \iiint xz \delta m \quad (2.21)$$

$$I_z = \iiint (x^2 + y^2) \delta m \quad I_{yz} = \iiint yz \delta m \quad (2.22)$$

$$H_x = p.I_x - q.I_{xy} - r.I_{xz} \quad (2.23)$$

$$H_y = -p.I_{xy} + q.I_y - r.I_{yz} \quad (2.24)$$

$$H_z = -p.I_{xz} - q.I_{yz} + r.I_z \quad (2.25)$$

Bu ifadelerin Newton kanununda daha önceden verilen kuvvet ve moment denklemlerinde uygulanması ile F_x , F_y , F_z kuvvetleri ve L , M , N momentleri elde edilmiş olur.

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \quad F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (2.26)$$

$$L = \dot{H}_x + qH_z - rH_y \quad M = \dot{H}_y + rH_x - pH_z \quad N = \dot{H}_z + pH_y - qH_x \quad (2.27)$$

Hava aracına etkiyen kuvvetler ve momentler, aerodinamik kuvvetler, yerçekimi kuvvetleri, itki kuvvetleri ve bozucu atmosferik etkiler gibi kuvvetler ve momentler olarak karşımıza çıkmaktadır. Simetri durumundan $I_{yz}=I_{xy}=0$ olduğu bilindiğine göre, bu kabul ile;

$$m(\dot{u} + qw - rv) = X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \quad (2.28)$$

$$m(\dot{v} + ru - pw) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \quad (2.29)$$

$$m(\dot{w} - qu + pv) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \quad (2.30)$$

$$L = I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \quad (2.31)$$

$$M = I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \quad (2.32)$$

$$N = I_z \dot{r} + (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) = N_a + N_g + N_c + N_p + N_d \quad (2.33)$$

Bryan [3], çalışmadaki varsayımına göre, alt indislerde gösterilen bozucu kuvvetlerin a, g, c, p, d sırasıyla aerodinamik etkiler, yerçekimi etkileri, aerodinamik kontrol yüzey hareketleri, güç (itki) kuvvetleri ve atmosferik bozucu etkiler olarak belirtilmiştir. 2.28-29-30 içerisinde verilen denklemler sırasıyla X, Y, Z yönlerindeki kuvvet denklemleri ile L, M, N olarak belirtilen hava aracının yuvarlanma, yunuslama ve sapma moment hareketlerine karşılık gelmektedir. Burada elde edilen denklemler nonlineer olması

bakımından pratikte genellikle uygulanamamaktadır ve denklemlerin sağ tarafındaki ifadelerin uygun bir şekilde tanımlanması gereklidir. Denklemlerin analitik olarak geliştirilmesi için denge şartlarında küçük bozucu etkiler için doğrusallaştırılması ve sınırlandırılması gerekmektedir.

2.3.3 Yerçekimi ve İtki (Thrust) Kuvvetleri

Hava aracına etkiyen yerçekimi kuvvetleri hava aracının ağırlık merkezine etki etmekte ve yerçekimi kuvvetleri bu noktada moment üretmemektedir. Ancak dış kuvvetler olarak hava aracının uzayda hareketi ve yönlenmesi sırasında gövde eksen boyunca yerçekimi kuvvetleri ortaya çıkmaktadır.

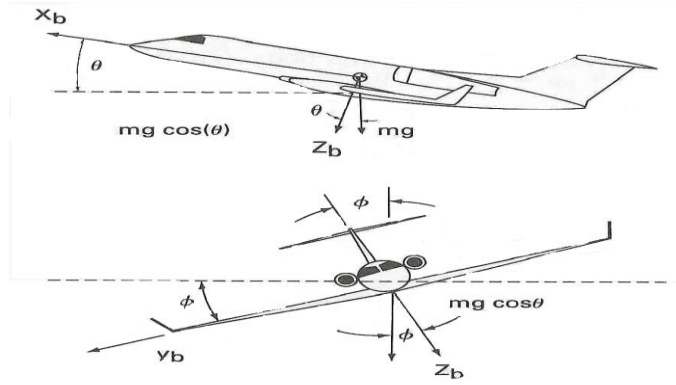
$$F_b^{gr} = R_u^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b \end{bmatrix} = mg \cdot \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cdot \cos \theta \\ \cos \theta \cdot \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

Orijin noktası olarak b gövde ekseninin ağırlık merkezinde olduğu varsayılırsa moment katkısı sıfır olur. $M_b^{gr} = [0, 0, 0]^T$

Bunun yanı sıra itki tahrik motorlarından kaynaklı olarak bir moment meydana getirebilmektedir. Tasarım olarak motorların ekstra bir döndürme momenti oluşturması istenmeyen bir durumdur ancak motorların ağırlık merkezinden kaçık olma durumu moment oluşumuna sebep olabilmektedir. Bu parametreler, çoğunlukla hava hızı, hava yoğunluğu, pervanelerin asimetrik oluşu gibi faktörlere bağlıdır. [4]

$$F_b^{tr} = \begin{bmatrix} F_{tr}(V_a, h, \delta_{tr}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \text{ve} \quad M_b^{tr} = \begin{bmatrix} M_{tr}(V_a, h, \delta_{tr}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

V_a = hava hızı, h =irtifa ve δ_{tr} = itki kontrol komutu olarak



Şekil 2.9. Gövde ekseninde yerçekimi kuvveti elemanları [3]

$$\begin{aligned}
 m(\dot{u} + qw - rv) &= X - mg \sin \theta \\
 m(\dot{v} + ru - pw) &= Y + mg \cos \theta \sin \phi \\
 m(\dot{w} - qu + pv) &= Z + mg \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned}$$

Kuvvet Denklemleri (2.36)

$$\begin{aligned}
 L &= I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L \\
 M &= I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M \\
 N &= I_z \dot{r} + (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) = N
 \end{aligned}$$

Moment Denklemleri (2.37)

$$\begin{aligned}
 p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\
 q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\
 r &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi
 \end{aligned}$$

Euler açıları ve hızlarına göre gövde açısal hızları (2.38)

$$\begin{aligned}
 \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\
 \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\
 \dot{\psi} &= (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta
 \end{aligned}$$

Euler açıları ve gövde açısal hızlarına göre Euler hızları (2.39)

2.3.4 Küçük Sarsılmalar Teorisi (Small Disturbance Theory)

Bu teoriye göre hava aracının dengede uçuş şartı civarında küçük sarsılmalar yaptığı kabul edilmektedir. Büyük genlikli hareketler için geçerli olmasa da (stall ve spin gibi) birçok durumda mühendislikte doğrulukla kullanılabilir. Örneğin; küçük bozulmalar tüm değişkenler için yeniden uygulanırsa,

$$\begin{aligned}
u &= u_0 + \Delta u & v &= v_0 + \Delta v & w &= w_0 + \Delta w \\
p &= p_0 + \Delta p & q &= q_0 + \Delta q & r &= r_0 + \Delta r \\
X &= X_0 + \Delta X & Y &= Y_0 + \Delta Y & Z &= Z_0 + \Delta Z \\
M &= M_0 + \Delta M & N &= N_0 + \Delta N & L &= L_0 + \Delta L \\
\delta &= \delta_0 + \Delta \delta
\end{aligned} \tag{2.40}$$

Alt indis 0 ile gösterilenler referans uçuş şartını göstermektedir. Hava aracının simetrisi ve itki kuvvetlerinin sabit olduğu varsayıldığında ise $v_0 = p_0 = r_0 = \phi_0 = \psi_0 = 0$ olur.

Gerekli düzenlemeler ve kabullerden sonra 2.41 eşitliği elde edilir. Bu noktada bozucu etkiler sıfır olduğunda referans uçuş şartındaki 2.42 denklemini elde edilir.

$$X_0 + \Delta X - mg.(\sin \theta_0 + \Delta \theta. \cos \theta_0) = m. \Delta \dot{u} \tag{2.41}$$

$$X_0 - mg. \sin \theta_0 = 0 \tag{2.42}$$

Geriye X kuvveti ile alakalı 2.43 denklemini kalmaktadır.

$$\Delta X - mg. \Delta \theta. \cos \theta_0 = m. \Delta \dot{u} \tag{2.43}$$

ΔX , aerodinamik ve itki kuvvetlerinin değişimini x yönünde vermektedir. ΔX 'in u, w, δ_e ve δ_t 'nin birer fonksiyonu olduğu kabul edilir,

$$\frac{\partial X}{\partial u} . \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} . \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} . \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_t} . \Delta \delta_t - mg. \Delta \theta. \cos \theta_0 = m. \Delta \dot{u} \tag{2.44}$$

Sonuç olarak hava aracının aerodinamik türevleri içerisinde en etkili olanlar ise;

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u} . \Delta u + \frac{\partial X}{\partial w} . \Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e} . \Delta \delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_t} . \Delta \delta_t \tag{2.45}$$

$$\Delta Y = \frac{\partial Y}{\partial v} . \Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p} . \Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r} . \Delta r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} . \Delta \delta_r \tag{2.46}$$

$$\Delta Z = \frac{\partial Z}{\partial u} . \Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w} . \Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}} . \Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q} . \Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} . \Delta \delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_r} . \Delta \delta_r \tag{2.47}$$

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v} \cdot \Delta v + \frac{\partial L}{\partial p} \cdot \Delta p + \frac{\partial L}{\partial r} \cdot \Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \cdot \Delta \delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \cdot \Delta \delta_a \quad (2.48)$$

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial u} \cdot \Delta u + \frac{\partial M}{\partial w} \cdot \Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \cdot \Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q} \cdot \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \cdot \Delta \delta_e + \frac{\partial M}{\partial \delta_T} \cdot \Delta \delta_T \quad (2.49)$$

$$\Delta N = \frac{\partial N}{\partial v} \cdot \Delta v + \frac{\partial N}{\partial p} \cdot \Delta p + \frac{\partial N}{\partial r} \cdot \Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \cdot \Delta \delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \cdot \Delta \delta_a \quad (2.50)$$

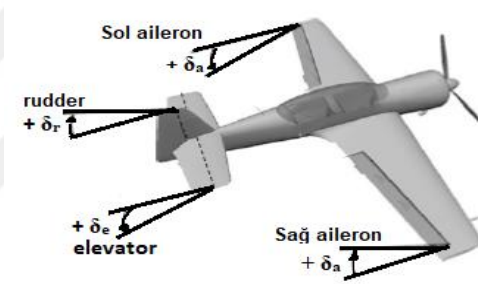
Hareket sonucu oluşan aerodinamik kuvvet ve momentlerin kısmi türevleri kararlılık (stability) türevleridir. Kontrol yüzeyleri ve ayarlamaları ile ilgili ortaya çıkan kısmi türevler ise kontrol türevleri olarak ifade edilir. Burada aerodinamik kuvvet ve momentler hareketin boylamasına ve yanal hareket olması durumuna göre ayrılabilir. Tablo 2.2 içerisinde her iki durum için hareket denklemleri ayrı ayrı verilmiştir. Kuyruk kısmında elevator olması durumundaki sabit kanatlı uçak için buradaki denklemler kullanılabilir [3].

Tablo 2.2. Yanal ve Boylamasına Hareket Denklemleri

Boylamasına Denklemler
$\left(\frac{d}{dt} - X_u \right) \Delta u + X_w \cdot \Delta w + g \cdot \cos \theta_0 = X_{\delta_e} \cdot \Delta \delta_e + X_{\delta_T} \cdot \Delta \delta_T$ $-Z_u \cdot \Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}}) \frac{d}{dt} - Z_w \right] \Delta w + \left[(u_0 + Z_q) \frac{d}{dt} - g \cdot \sin \theta_0 \right] \cdot \Delta \theta = +Z_{\delta_e} \cdot \Delta \delta_e + Z_{\delta_T} \cdot \Delta \delta_T$ $-M_u \cdot \Delta u - \left(M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} + M_w \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \cdot \Delta \theta = M_{\delta_e} \cdot \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \cdot \Delta \delta_T$
Yanal Hareket Denklemleri
$\left(\frac{d}{dt} - Y_v \right) \Delta v + Y_p \cdot \Delta p + (u_0 - Y_r) \cdot \Delta r - (g \cdot \cos \theta_0) \cdot \Delta \phi = Y_{\delta_r} \cdot \Delta \delta_r$ $-L_v \cdot \Delta v + \left(\frac{d}{dt} - L_p \right) \cdot \Delta p + \left(\frac{I_{yz}}{I_x} \frac{d}{dt} + L_r \right) \cdot \Delta r + L_{\delta_r} \cdot \Delta \delta_r + L_{\delta_a} \cdot \Delta \delta_a$ $-N_v \cdot \Delta v - \left(\frac{I_{xz}}{I_z} \frac{d}{dt} + N_p \right) \cdot \Delta p + \left(\frac{d}{dt} - N_r \right) \cdot \Delta r = N_{\delta_r} \cdot \Delta \delta_r + N_{\delta_a} \cdot \Delta \delta_a$

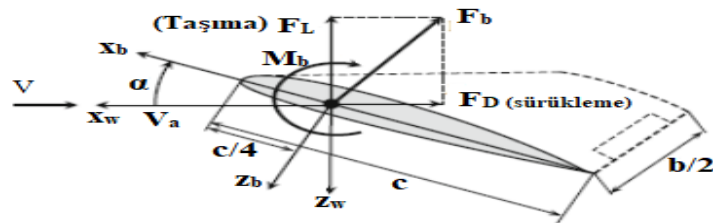
2.3.5. Aerodinamik Kuvvet ve Momentler

Aerodinamik kuvvet ve momentler hava aracı ile hava akışının yere göreceli olarak hareketini ve etkileşimini içermektedir. Genel duruma bakıldığında, aerodinamik etkiler sabit kabul edilebilir. Ashley ve Landahl [50] çalışmalarında, aerodinamik etkileşimi tanımlayabilmek için verilen aerodinamik geometrisi ile hava akışının etkileşimi konusunda küçük sarsılmalar (değişimler) yaklaşımını kullanmışlardır. Aerodinamik değişimlerin durum değişkenleri ve kontrol girdileri ile ilişkili fonksiyonlar olduğu belirtilmiştir. Kontrol girdileri uçağın kontrol yüzeyleri olan aileron, rudder, elevator gibi yüzeylerdir. Bu yüzeylerin kontrol mekanizması aerodinamik yapılarına bağlı olarak değişmektedir. Şekil 2.10'da aerodinamik kontrol yüzeyleri hava aracında gösterilmiştir.



Şekil 2.10. Aerodinamik kontrol yüzeyleri

Kontrol yüzeylerinin sapmaları için pozitif yönler şekil üzerinde görülmektedir. Yüzeyin dönme eksenine sağ el kuralı uygulanarak bu yön tayini yapılabilir. Kontrol yüzeylerinin hareketi kontrol yüzeyleri üzerinde taşıma ve sürüklenme gibi ifadelerle tanımlayabileceğimiz basınç etkilerini oluşturmaktadır. Hava aracının merkezinde oluşan aerodinamik kuvvetler de aerodinamik momentlere sebebiyet verir. Hava aracının elevator yüzeyinde oluşan bir değişim yunuslama momenti değişimine neden olur. Şekil 2.11, taşıma, sürüklenme kuvvetleri ile rüzgâr ekseninde yunuslama momentini tanımlar.



Şekil 2.11. Taşıma, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momenti

Boylamasına hareketler düşey simetri eksenine göre oluşmakta iken, yanal hareketler hava aracının asimetrik hava akışından kaynaklanan yanal kuvvet, yatma (roll) momentleri veya sapma momentleri şeklinde ortaya çıkmaktadır. Yanal rüzgâr veya rudder kontrol yüzeyinden bu etkileşimler doğabilmektedir. Tablo 2.3'te bağlı oldukları parametreler yanal ve boyuna hareketler için verilmiştir.

Tablo 2.3. Aerodinamiklerin Bağlı Olduğu Parametreler

Boyuna (Longitudinal)	Yanal (Lateral)
$F_{\text{taşıma}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L(\alpha, q, \delta_e)$ (lift)	$F_{\text{yanal}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y(\beta, p, r, \delta_r, \delta_a)$ (side)
$F_{\text{sürükleme}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D(\alpha, q, \delta_e)$ (drag)	$L = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_l(\beta, p, r, \delta_r, \delta_a)$
$M = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c C_m(\alpha, q, \delta_e)$	$N = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c C_n(\beta, p, r, \delta_r, \delta_a)$

C_L , C_D , C_m boyutsuz aerodinamik katsayılar, S = kanat yüzeyinin platform alanı, c =ortalama aerodinamik kord (mean aerodynamic chord), b =kanat açıklığıdır.

Boyuna ve yanal düzlem içerisinde bilinmesi gereken en önemli parametreleri de içerisinde barındıran aerodinamik boyutsuz katsayılar, rüzgâr koordinat ekseninde tanımlanan kuvvet ve moment denklemlerinde gösterilmiştir.

Uzunlamasına Düzlem

$$F_{\text{taşıma}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(C_{L0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^q \frac{c}{2V_a} q + C_L^{\delta_e} \delta_e \right) \quad (2.51)$$

$$F_{\text{sürükleme}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(C_{D0} + C_D^\alpha \alpha + C_D^q \frac{c}{2V_a} q + C_D^{\delta_e} \delta_e \right) \quad (2.52)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c \left(C_{M0} + C_M^\alpha \alpha + C_M^q \frac{c}{2V_a} q + C_M^{\delta_e} \delta_e \right) \quad (2.53)$$

Yanal Düzlem

$$F_{\text{yanal}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left(C_{Y0} + C_Y^\beta \beta + C_Y^p \frac{b}{2V_a} p + C_Y^r \frac{b}{2V_a} r + C_Y^{\delta_r} \delta_r + C_Y^{\delta_a} \delta_a \right) \quad (2.54)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left(C_{l0} + C_l^\beta \beta + C_l^p \frac{b}{2V_a} p + C_l^r \frac{b}{2V_a} r + C_l^{\delta_r} \delta_r + C_l^{\delta_a} \delta_a \right) \quad (2.55)$$

$$N = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left(C_{n0} + C_n^\beta \beta + C_n^p \frac{b}{2V_a} p + C_n^r \frac{b}{2V_a} r + C_n^{\delta_r} \delta_r + C_n^{\delta_a} \delta_a \right) \quad (2.56)$$

2.51-2.56 denklemlerinde geçen α , β , p , q , r kararlılık türevleri olarak anılmakta iken δ_a , δ_e ve δ_r kontrol türevleri olarak tanımlanmaktadır.

Tablo 2.4'te Ultrastick-25e modeline ait mini hava aracının bazı geometrik sayısal değerleri ile aerodinamik karakteristiğine ait katsayıları verilmiştir.

Tablo 2.4. Ultrastick-25e mini İHA parametreleri

Sembol	Değer	Sembol	Değer	Sembol	Değer	Sembol	Değer
AR _w	4.5	S	0.32 m ²	Λ	0.4 rad	$C_{Y\beta}$	-0.83
b	1.27 m	S _{vt}	0.0625 m ²	τ_a	0.92	C_{Yp}	0
$\bar{c}$	0.2667 m	S _{vt}	0.0626 m ²	τ_e	0.55	C_{Yr}	0
m	1.9 kg	V _H	0.798	τ_r	0.55	$C_{n\beta}$	0.0344
d	130 mm	y ₁	0.3175 m	C _{D0}	0.0434	C_{np}	-0.075
d _i	12 in	y ₂	0.5715 m	C _{Du}	0	C_{nr}	-0.411
I _{xx}	0.0894kg.m ²	z _T	30 mm	C _{Dα}	0.1 rad ⁻¹	$C_{l\beta}$	-0.040
I _{yy}	0.144 kg.m ²	z _{vt}	65 mm	C _{L0}	0.23	C_{lp}	-0.414
I _{zz}	0.162 kg.m ²	z _w	75 mm	C _{Lα}	4.58 rad ⁻¹	C_{lr}	0.399
I _{xz}	0.014 kg.m ²	λ	0.4	C _{Lα w}	4.179 rad ⁻¹	$C_{Y\delta a}$	0
l _t	1.09 m	η	1.0	C _{Lα t}	4.179 rad ⁻¹	$C_{Y\delta r}$	0.1910
u ₀	16.67 m/s	η_{vt}	1.0	C _{Lα vt}	0.045 rad ⁻¹	$C_{n\delta a}$	-0.012
Q	170.14 N/m ²	$\Lambda_{c/4w}$	0	C _{mα}	-1.5 rad ⁻¹	$C_{n\delta r}$	-0.0345
rpm	9000rev/min	$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	0.238	C _{m$\dot{\alpha}$}	-10.4	$C_{l\delta a}$	0.0677
pitch	8 in	$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	0.25	C _{Tu}	-0.0434	$C_{l\delta r}$	0.0168
S _r	0.32 m ²						

Boyuna ve yanal kararlılık türevlerinin tahmin edilebilmesi için aerodinamik denklemler EK-A1 ve EK-A2 içerisinde sunulmuştur. X, Y, Z eksenleri yönündeki kuvvetler ile yunuslama, yatma ve sapma momentleri açısından kararlılık katsayıları verilmektedir.

Kontrol sistemlerinde kullanılması için durum uzayı modellerinin elde edilmesi yönünde yapılan incelemelerde kararlılık türevleri EK-A3 ve EK-A4 içerisinde verilmiştir.

Tablo 2.5 ise test modeli olan Cessna-182 hava aracına ait bazı geometrik ve aerodinamik parametrelerin değerlerini yansıtmaktadır.

Tablo 2.5. Test modeli Cessna-182 mini İHA parametreleri

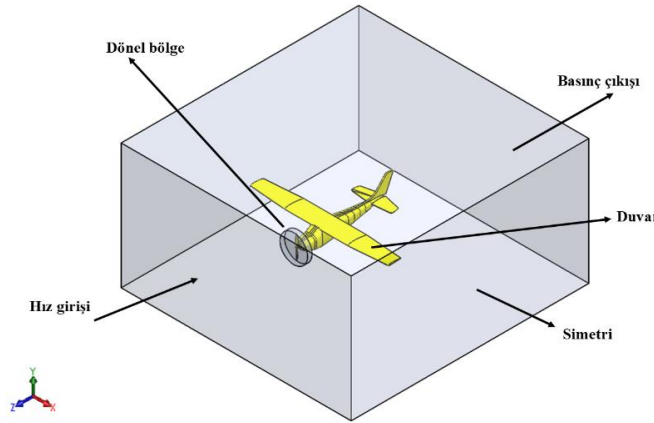
Sembol	Değer	Sembol	Değer	Sembol	Değer	Sembol	Değer
AR_w	7.35	S	0.23 m ²	Λ	0.4 rad	$C_{Y\beta}$	-0.0044
b	1.3 m	S_{vt}	0.0212 m ²	τ_a	0.92	C_{Yp}	0
$\bar{c}$	0.177 m	S_{ht}	0.045m ²	τ_e	0.55	C_{Yr}	-0.0016
m	1.9 kg	V_H	0.5198	τ_r	0.6	$C_{n\beta}$	0.0959
d	170 mm	y_1	0.3175 m	C_{D0}	0.027	C_{np}	-0.0384
d_i	10 in	y_2	0.5715 m	C_{Du}	0	C_{nr}	-0.0351
I_{xx}	0.061kg.m ²	z_T	10 mm	$C_{D\alpha}$	0.121 rad ⁻¹	$C_{l\beta}$	-0.0895
I_{yy}	0.09kg.m ²	z_{vt}	90 mm	C_{L0}	0.307	C_{lp}	-1.0285
I_{zz}	0.128 kg.m ²	z_w	100 mm	$C_{L\alpha}$	4.41 rad ⁻¹	C_{lr}	0.0767
I_{xz}	0.0019 kg.m ²	λ	0.4	$C_{L\alpha w}$	4.41 rad ⁻¹	$C_{Y\delta a}$	0
l_t	0.47 m	η	0.5	$C_{L\alpha t}$	4.179 rad ⁻¹	$C_{Y\delta r}$	0.1870
u_0	16.67 m/s	η_{vt}	0.5	$C_{L\alpha vt}$	0.043 rad ⁻¹	$C_{n\delta a}$	-0.0183
Q	170.14 N/m ²	$\Lambda_{c/4w}$	0	$C_{m\alpha}$	-0.613 rad ⁻¹	$C_{n\delta r}$	-0.0507
rpm	9000rev/min	$\frac{x_{cg}}{\bar{c}}$	0.335	$C_{m\dot{\alpha}}$	-7.27	$C_{l\delta a}$	0.229
pitch	10 in	$\frac{x_{ac}}{\bar{c}}$	0.25	C_{Tu}	-0.027	$C_{l\delta r}$	0.0169
S_r	0.23 m ²						

2.3.5.1. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi (Cessna-182)

Tez kapsamında incelenen Cessna-182 model uçağa ait hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) programı kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Yapılan analizler için Şekil 2.12’de gösterilmiş olan çözüm bölgesi oluşturulmuştur. Çözüm bölgesi, model uçaktan x-y-z eksenleri doğrultularında mesafeler belirlenerek oluşturulmuştur. -z yönü 1m olmak üzere diğer tüm eksenler 0,5 m uzaklık seçilmiştir. Çözüm bölgesi için belirlenen sınır şartı tipleri de ayrıca Şekil 2.12’de verilmiştir. Uçağın z yönünde hareketini modellemek

çin -z yönünde 16,67 m/s'de hava hızı girişi verilmiştir. Çözüm bölgesinin çıkış bölgesi atmosferik şartları sağlamak için 0 Pa etkin basınç değeri ile sınırlandırılmıştır. Model uçağın etrafındaki 4 yüzey alanı duvar etkilerini gidermek için simetri olarak tanımlanmıştır. Model uçağa ait duvar yüzeyleri yine duvar olarak tanımlanmıştır. Model uçağın hareketini gerçekçi bir şekilde tanımlanması için pervanesi etrafında dönel bölge adında bir bölge oluşturulmuştur. Bu bölge kayan ağ (sliding mesh) yöntemi ile 9000 rpm dönme hızı tanımlanmıştır.

HAD programının oluşturulan ağ yapısı üzerinde çözdüğü denklemler aşağıda verilmiştir. Türbülanslı akışın simulasyonunun yapılabilmesi için Standard k- ϵ , standard duvar fonksiyonu modeli seçilmiştir. Bu türbülans modeline ait diferansiyel denklemler, İHA üzerinde oluşan basınç dağılımı, hız konturları, hava akım çizgileri gibi grafik ve denklemler ayrıntılarıyla EK-B içerisinde verilmiştir. Elde edilen aerodinamik katsayılardan bazıları ise Tablo 2.5 ile verilen katsayılardır.



Şekil 2.12. İHA akış analizi çözüm bölgesi

2.4. Dengede Uçuş Şartları

Sabit kanatlı İHA modelinin belirli bir uçuş hızı sırasında yatay pozisyon ve sabit irtifada kalabilmesi için, Cessna-182 İHA modelinin V_{T0} uçuş hızında gereken hücum açısı (α), itki (throttle) ayarı, kontrol yüzeyleri (aileron, elevator, rudder) açısal değişimleri gibi bazı kombinasyonları sağlaması gerekmektedir. Bu değerler uçuş denge şartları olarak belirtilmektedir ve hareketin dengelenmiş şartları (2.57)'deki gibi verilmiştir.

$$\begin{aligned}
U_0 &= V_{T0} \cos \alpha_0 \\
W_0 &= V_{T0} \cdot \sin \alpha_0 \\
Q_0 &= 0 \\
\theta_0 &= \alpha_0 \\
V_0 &= P_0 = R_0 = 0 \\
\phi_0 &= \psi_0 = 0
\end{aligned} \tag{2.57}$$

Yanal hareket şartı aileron ve rudder kontrol yüzeylerinin sıfıra eşitlenmesiyle elde edilebilir. Uzunlamasına hareket denklemleri ise;

$$\begin{aligned}
F_x &= m\dot{U} = -mg \cdot \sin \alpha + qS(C_L \cdot \sin \alpha - C_D \cos \alpha) + T \\
F_z &= m\dot{W} = mg \cdot \cos \alpha + qS(C_L \cdot \cos \alpha + C_D \sin \alpha) \\
M &= \dot{Q} \cdot I_y = q \cdot S \cdot c \cdot C_M + T \cdot e_T + q \cdot S(C_L \cdot \sin \alpha - C_D \cos \alpha) \cdot h_0
\end{aligned} \tag{2.58}$$

T itki kuvvetini belirtmekte, e_T itki hattından kaçıklığını ifade etmektedir. Aerodinamik merkezin ağırlık merkezine olan mesafesi h_0 olarak ifade edilebilir.

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^q \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e \tag{2.59}$$

$$C_D = C_{D0} + C_D^\alpha \alpha + C_D^q \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_D^{\delta_e} \cdot \delta_e \tag{2.60}$$

$$C_{L_w} = C_{L_{w0}} + C_{L_w}^\alpha \alpha \tag{2.61}$$

$$C_M = C_{M0} + C_M^\alpha \alpha + C_M^q \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_M^{\delta_e} \cdot \delta_e \tag{2.62}$$

Uçuş dengesi halinde hava aracına etkiyen momentler $M=0$ olur ve $\dot{U} = \dot{W} = 0$ olur.

Sabit kanatlı Cessna-182 hava aracının $V_{T0}=16,67$ m/s (60 km/h) uçuş hızında yere paralel uçuş için gerekli denge pozisyonu değerleri MATLAB programında yazılan kod ile elde edilmiştir. Gerekli kuvvet ve moment denklemleri ile 9 farklı durum değişkeni sırasıyla ileri, yanal ve düşey lineer hızlar (u, v, w), yatma, yunuslama ve sapma açısal hızları (p, q, r) ve yatma, yunuslama ve sapma Euler açıları (ϕ , θ , ψ) olacak şekilde (x_1 , x_2 , ... , x_9) oluşturulmuştur. Ayrıca yatırgeç, kuyruk irtifa yüzeyi, kuyruk dümeni, itki

(aileron, elevator, rudder, throttle) için 4 kontrolcü girdisi (u_1, u_2, u_3, u_4) alınarak MATLAB kodu oluşturulmuştur. Verilen uçuş hızında uçak eksenlerindeki moment dengesi (trim) için gerekli kontrol yüzeyi parametreleri ve grafikleri aşağıda verilmiştir.

Hücum açısı $\alpha_0 = -0.0253 \text{ rad} = 1.45^\circ$

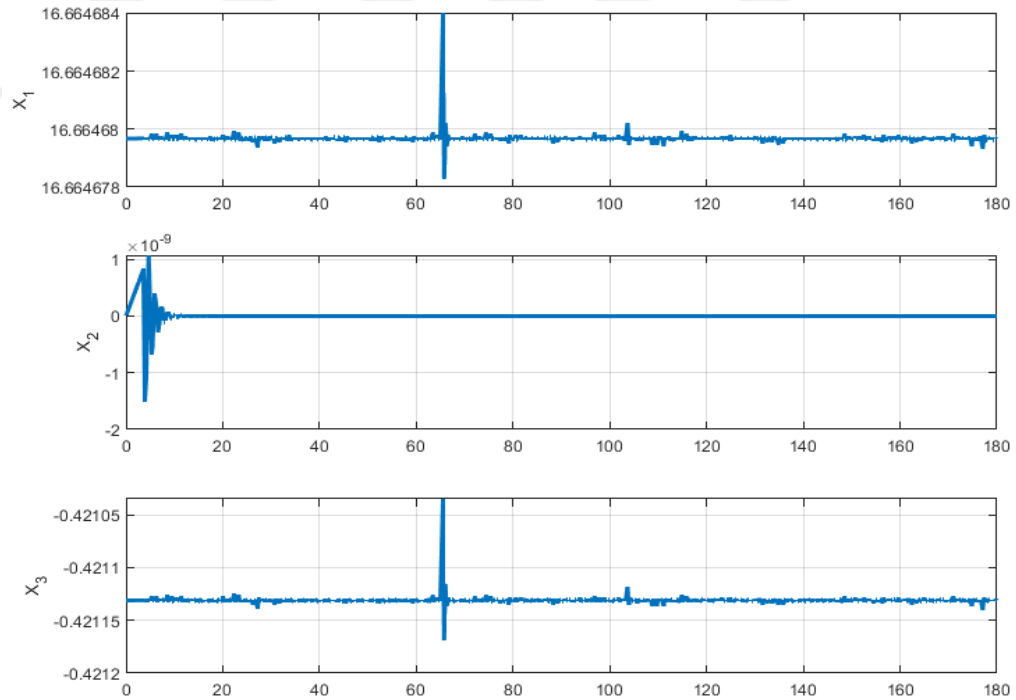
İrtifa dümeni (elevator) $\delta e_0 = 0.2316 \text{ rad}$

Yatırğaç (aileron) $\delta a_0 = 0.0 \text{ rad}$

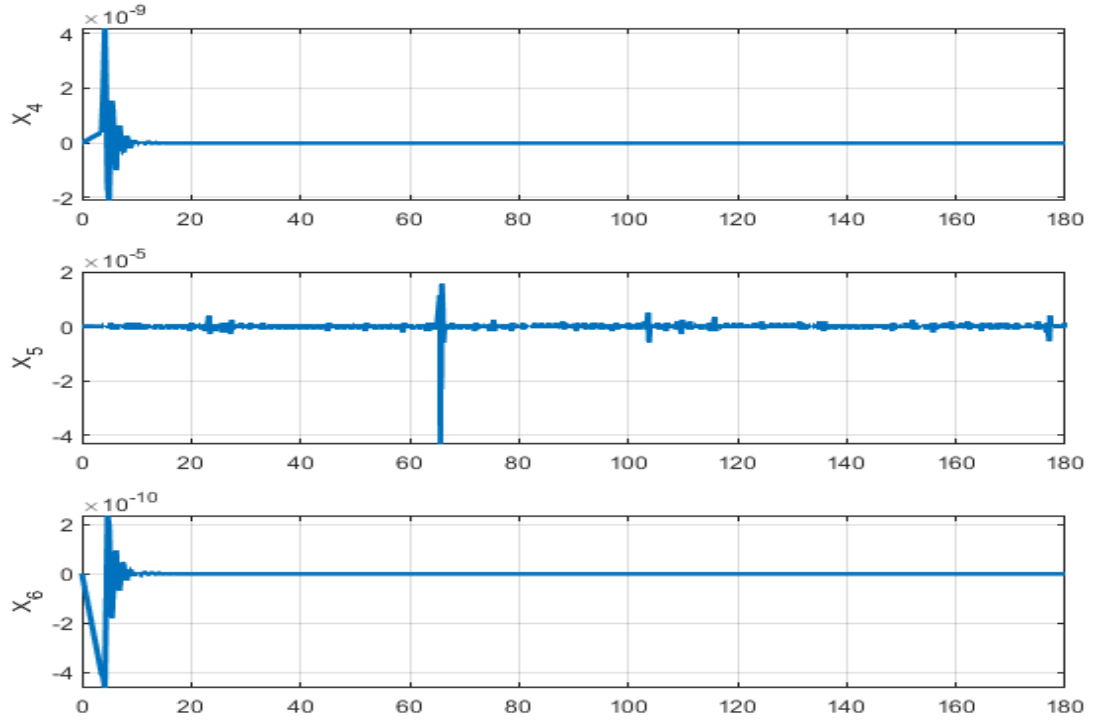
Kuyruk dümeni (rudder) $\delta r_0 = 0.0 \text{ rad}$

İtki (throttle) $\delta T_0 = 0.28 == (\%28)$

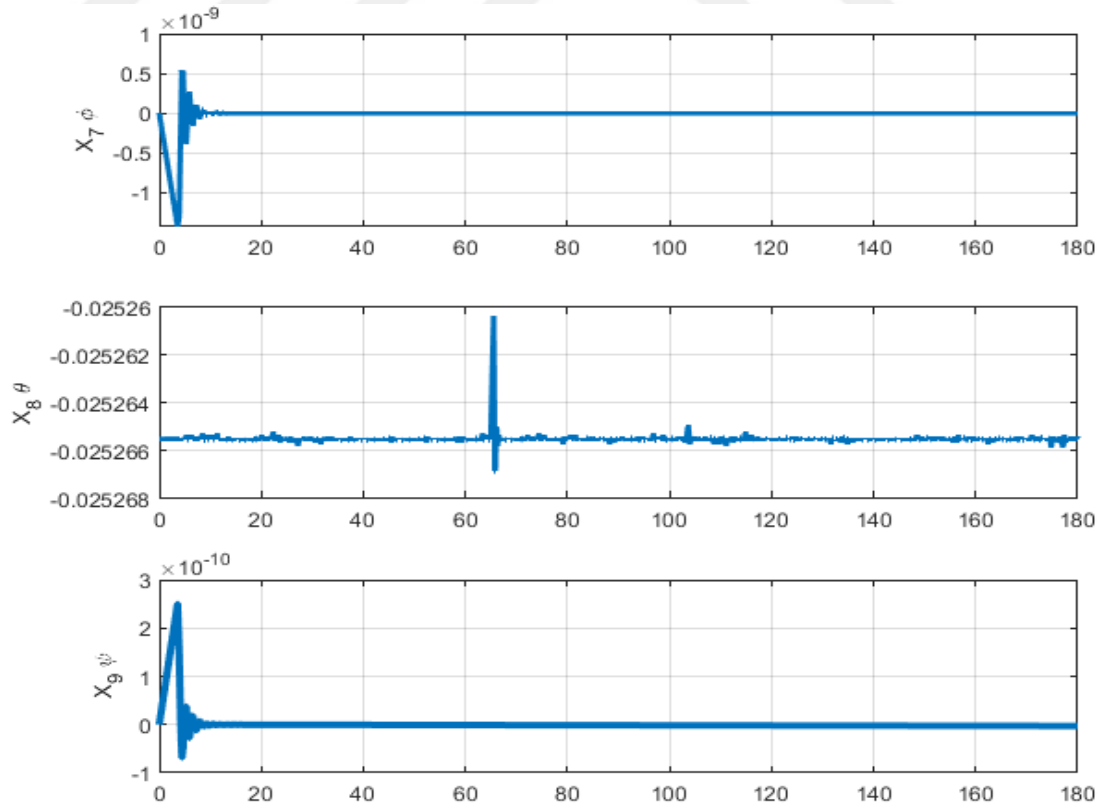
Bu sonuçlar MATLAB programında “fminsearch” optimizasyon algoritması kullanılarak elde edilmiş ve sonuçlara ait durum grafikleri Şekil 2.13, 2.14, 2.15’te verilmiştir.



Şekil 2.13. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) hızları (u, v, w)



Şekil 2.14. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) açısai hızları (p , q , r)



Şekil 2.15. Cessna182 kanatların yere paralel uçuş dengesi (trim) Euler açıları (ϕ , θ , ψ)

2.5. Hava Aracı Durum Uzayı Modellerinin Elde Edilmesi

Bir önceki bölümde bahsedilen atalet, kütle ve aerodinamik kararlılık türevleri birinci derece diferansiyel denklemler şeklinde yazılabilir. Bu kapsamda yazılacak matematiksel eşitlikler durum denklemleri cinsinden verilebilir.

$$\dot{x}(t) = A.x(t) + B.u(t) + N.u(t) \quad (2.57)$$

$$y(t) = C.x(t) + D.u(t) \quad (2.58)$$

Burada x , durum değişkenleri vektörü, u kontrol vektörü, y çıkış vektörü, A ve B hava aracının boyutsal kararlılık türevlerini içeren matrislerdir. C çıkış matrisi, D ileri besleme yolu matrisi, N ise bozucu etkileri ifade eden matrislerdir. N matrisi bozucu etkiler olmadığı durum için sıfır kabul edilebilir.

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = C[sI - A]^{-1} B + D \quad (2.59)$$

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{C.adj(sI - A).B - (sI - A)}{|sI - A|} \quad (2.60)$$

Bu kısımda $Y(s)$ çıkış transfer fonksiyonu ve $U(s)$ kontrol girdisi transfer fonksiyonudur. $|sI - A|$ determinanı alınarak boyuna hareket durum uzayı modelinin karakteristik denklemini vermektedir. Buradan hareketle A matrisindeki durum değişkenlerine elevator ve throttle girdileri için transfer fonksiyonları elde edilebilir.

2.5.1. Boyuna Hareket Denklemleri ve Durum Uzayı Yaklaşımı

Daha önce Tablo 2.2’de belirtilen lineerleştirilmiş boyuna hareket denklemleri dikkate alınır ve durum uzayı matrisinde ifade edilirse 2.61 denklemi elde edilir.

Burada Z_q ve Z_w hava aracının cevabı için ihmal edilebilecek bir değerde olduğundan literatürde sıfır alınmaktadır. Durum uzayı matrisi boyuna hareket için yazılacak olursa [46],

$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{x}}_{uzun} &= \overbrace{\begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & 0 \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}}Z_u & M_w + M_{\dot{w}}Z_w & M_q + M_{\dot{w}}u_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin(\theta_0) & -\cos(\theta_0) & 0 & -u_0 \cdot \cos(\theta_0) & 0 \end{bmatrix}}^{\mathbf{A}_{uzun}} \mathbf{x}_{uzun} + \\
&\quad \overbrace{\begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}^{\mathbf{B}_{uzun}} \overbrace{\begin{Bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_T \end{Bmatrix}}^{\mathbf{u}_{uzun}}
\end{aligned} \tag{2.61}$$

Denklem (2.61)'de verilen hava aracı uzunlamasına hareketi için durum uzayı kontrol matrisinde, durum değişkenleri olarak u, w, q, θ, h sembolleri gösterilmektedir. Burada u ve w sırasıyla x ve z eksenleri yönündeki hız elemanları iken q, θ, h ise sırasıyla yunuslama hızı, yunuslama açısı ve irtifa ile ilgili parametrelerdir. Boyuna hareket kararlılık türevleri olarak semboller ($X_u, X_w, Z_u, Z_w, M_u, M_w, M_q, M_{\dot{w}}$) ise (2.61) durum uzayında verilmiştir. u_0 ve θ_0 daimi durumda hava hızı ve yunuslama açısı olarak bilinmektedir. B matrisi içerisindeki semboller ($X_{\delta_e}, X_{\delta_T}, Z_{\delta_e}, Z_{\delta_T}, M_{\delta_e}, M_{\delta_T}, M_{\dot{w}}$) boyuna kararlılık türevleri olarak verilmektedir. $\Delta\delta_e$ ve $\Delta\delta_T$ sırasıyla elevator kontrol yüzeyindeki değişim ve hava aracının itkisi üzerindeki değişimdir.

EK A1'de İHA için boyuna kararlılık türevleri içerisinde kullanılan denklemlerin açılımları tablo halinde verilmiştir.

Çıkış vektörü $y(t)$ ise;

$$\mathbf{y}(t) = \overbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}^{\mathbf{C}} \mathbf{x}(t) + \overbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}}^{\mathbf{D}} \overbrace{\begin{Bmatrix} \Delta\delta_T \\ \Delta\delta_e \end{Bmatrix}}^{\mathbf{u}} \tag{2.62}$$

Bu matrisin çözümünün elde edilmesi, aşikâr olmayan bir çözüm için determinantı sıfır ve özdeğer vektörlerinin de araştırılması ile sağlanabilir.

$$\begin{matrix} \dot{\mathbf{x}}_{uzun} \\ \left\{ \begin{matrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{h} \end{matrix} \right\} \end{matrix} = \begin{matrix} \mathbf{A}_{uzun} \\ \left[\begin{matrix} -0.10 & 0.23 & 0 & -9.81 & 0 \\ -0.759 & -5.484 & 16.67 & 0 & 0 \\ 0.977 & -1.853 & -7.94 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0.0523 & -0.9986 & 0 & -16.6472 & 0 \end{matrix} \right] \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{x}_{uzun} \\ \left\{ \begin{matrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \\ \Delta h \end{matrix} \right\} \end{matrix} + \begin{matrix} \mathbf{B}_{uzun} \\ \left[\begin{matrix} 6.811 & 0 \\ 0 & -8.89 \\ 0.068 & -86.61 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{matrix} \right] \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{u}_{uzun} \\ \left\{ \begin{matrix} \Delta \delta_T \\ \Delta \delta_e \end{matrix} \right\} \end{matrix} \quad (2.63)$$

Durum uzayından ileri yönlü hız “u” için elevator ve itki girdilerine karşılık gelen transfer fonksiyonları MATLAB ile yazılan kodlar aracılığıyla elde edilmiştir.

$$\frac{\delta u}{\delta t} = \frac{6.811s^3 + 91.4s^2 + 506.7s - 3664}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.64)$$

$$\frac{\delta u}{\delta e} = \frac{-2.043s^2 + 501.5s + 4498}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.65)$$

Aynı şekilde çıkış matrisi C ile diğer düşey hız bileşeni “w”, yunuslama açısı, yunuslama açısındaki değişme ve irtifa bilgilerini veren transfer fonksiyonları aşağıdaki denklemlerde elde edilmiştir.

$$\frac{\delta w}{\delta t} = \frac{-4.033s^2 + 69.96s + 0.5071}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.66)$$

$$\frac{\delta w}{\delta e} = \frac{-8.89s^3 - 1515s^2 - 151.6s - 730}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.67)$$

$$\frac{\delta q}{\delta t} = \frac{0.06811s^3 + 7.033s^2 + 46.11s}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.68)$$

$$\frac{\delta q}{\delta e} = \frac{-86.61s^3 - 467.2s^2 - 63.01s}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.69)$$

$$\frac{\delta \theta}{\delta t} = \frac{0.06811s^2 + 7.033s + 46.11}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.70)$$

$$\frac{\delta\theta}{\delta e} = \frac{-86.61s^2 - 467.2s - 63.01}{s^4 + 13.53s^3 + 75.97s^2 + 14.68s + 66.34} \quad (2.71)$$

$$\frac{\delta h}{\delta t} = \frac{-0.3565s^3 - 1.892s^2 - 213.4s - 767.9}{s^5 + 13.53s^4 + 75.97s^3 + 14.68s^2 + 66.34s} \quad (2.72)$$

$$\frac{\delta h}{\delta e} = \frac{8.877s^3 + 2955s^2 + 7903s + 1543}{s^5 + 13.53s^4 + 75.97s^3 + 14.68s^2 + 66.34s} \quad (2.73)$$

2.5.2. Yanal Hareket Denklemleri ve Durum Uzayı Yaklaşımı

Daha önce Tablo 2.2’de verilen yanal hareket denklemlerini tekrar incelersek;

Yanal hareket için İHA durum uzayı denklemleri 2.74’te görüldüğü gibi elde edilir.

$$\begin{matrix} \dot{\mathbf{x}}_{\text{yanal}} \\ \begin{bmatrix} \Delta\dot{v} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\phi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix} \end{matrix} = \begin{matrix} \mathbf{A}_{\text{yanal}} \\ \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cdot \cos(\theta_0) & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan(\theta_0) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec(\theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{x}_{\text{yanal}} \\ \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \end{bmatrix} \end{matrix} + \begin{matrix} \mathbf{B}_{\text{yanal}} \\ \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{u}_{\text{yanal}} \\ \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (2.74)$$

Kontrol girdileri olarak yanal harekette aileron ve rudder kontrol yüzeyleri kullanılmaktadır.

Çıkış vektörü $y(t)$ ise;

$$y(t) = \begin{matrix} \mathbf{C} \\ \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{x}(t) \\ \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \end{bmatrix} \end{matrix} + \begin{matrix} \mathbf{D} \\ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \end{matrix} \begin{matrix} \mathbf{u} \\ \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix} \end{matrix} \quad (2.75)$$

EK A1 ve EK-A2’de aerodinamik formülleri ve kararlılık türevleri açıklanan durum uzayı matrislerinin İHA için hesaplamaları yapıldığında (2.76-2.77) ile verilen durum uzayı sırasıyla Ultrastick-25e ve Cessna-182 için elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta v} \\ \dot{\Delta p} \\ \dot{\Delta r} \\ \dot{\Delta \phi} \\ \dot{\Delta \psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{yanal} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{yanal} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.76)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta v} \\ \dot{\Delta p} \\ \dot{\Delta r} \\ \dot{\Delta \phi} \\ \dot{\Delta \psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{yanal} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta v \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{yanal} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.77)$$

Durum uzayından yanal yöndeki hız “v” için aileron (yatırgeç) ve rudder (kuyruk dümeni) girdilerine karşılık gelen transfer fonksiyonları MATLAB ile yazılan kodlar aracılığıyla aşağıdaki gibi elde edilmiştir.

$$\frac{\delta v}{\delta a} = \frac{72.71s^2 + 9769s + 4091}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.78)$$

$$\frac{\delta v}{\delta r} = \frac{3.853s^3 + 464.7s^2 + 1.178 \times 10^4 s - 177}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.79)$$

Aynı şekilde çıkış matrisi C ile diğer yuvarlanma ve sapma hız bileşeni “p”, “r”, yatma açısı değişme ve sapma açısını veren transfer fonksiyonları aşağıdaki denklemlerde elde edilmiştir.

$$\frac{\delta p}{\delta a} = \frac{190.8s^3 + 1963s^2 + 6.73 \times 10^4 s}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.80)$$

$$\frac{\delta p}{\delta r} = \frac{13.46s^3 - 203s^2 - 2.06 \times 10^4 s}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.81)$$

$$\frac{\delta r}{\delta a} = \frac{-4.432s^3 - 517.3s^2 - 3898s + 38180}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.82)$$

$$\frac{\delta r}{\delta r} = \frac{-19.93s^3 - 767s^2 - 2219s - 11970}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.83)$$

$$\frac{\delta \phi}{\delta a} = \frac{190.8s^2 + 1963s + 67330}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.84)$$

$$\frac{\delta \phi}{\delta r} = \frac{13.46s^2 - 203s - 20640}{s^4 + 43.84s^3 + 733s^2 + 1.577 \times 10^4 s + 1151} \quad (2.85)$$

$$\frac{\delta \psi}{\delta a} = \frac{-4.438s^3 - 518s^2 - 3904s + 38230}{s^5 + 43.84s^4 + 733s^3 + 15770s^2 + 1151s} \quad (2.86)$$

$$\frac{\delta \psi}{\delta r} = \frac{-19.96s^3 - 768s^2 - 2222s - 11980}{s^5 + 43.84s^4 + 733s^3 + 15770s^2 + 1151s} \quad (2.87)$$

Durum uzayı lineerleştirilmiş modeli (2.76)'da belirtilmiştir ve yuvarlanma açısı, hızı, sapma açısı ve hızı gibi durum değişkenlerine ait transfer fonksiyonları elde edilmiştir. (2.76) ile durum değişkeni $x(t)$ matrisi içinde verilen v , p , r , ϕ , ψ sembolleri; yana kayma hızı, yuvarlanma ve sapma açısal hızları ile yuvarlanma ve sapma açılarını sırasıyla ifade etmektedir. C matrisi çıkış matrisi ve D matrisi ileri besleme matrisi olarak ifade edilmekte ve burada $D=0$ olarak kullanılmaktadır.

Karakteristik denklem $|\lambda_r \cdot I - A| = 0$ çözümünü açarak bulunabilir. I birim matris, A ise kararlılık matrisleri olarak tanımlanmaktadır.

2.6.1. Doğrusal Uzunlamasına Hareket Modeli Yaklaşımı

Hemen hemen tüm hava araçları için uçuş sırasında uzunlamasına hareket denklemlerine ait karakteristik denklem kökleri iki farklı karmaşık kök grubuna sahiptir. Bu sebeple iki farklı uçuş salınım karakteri ortaya çıkmaktadır.

- ❖ Kısa periyot hareketi sabit ileri hızda iken α ve β değişimleri ile ortaya çıkar ve göreceli olarak yüksek bir frekans ($\omega_{n_{kisa p.}}$) değeri ile aynı zamanda yüksek bir sönüm oranına ($\zeta_{n_{kisa p.}}$) sahiptir.

- ❖ Uzun periyotta ise yaklaşık sabit bir α ile θ ve u üzerinde oluşan değişimler karakterize edilir. Yine göreceli olarak küçük bir frekansa ($\omega_{n_{uzun}}$) ve sönüm oranına (ζ_{uzun}) sahiptir. Kök yer eğrisinde sanal eksene oldukça yakın baskın kutupları olmasından dolayı düşük frekanslı ve düşük sönüm oranına sahiptir.

Burada, (2.64) ve (2.71) arasında verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik denklem kökleri incelenerek uzun ve kısa periyot kutuplarının yerleri tespit edilebilir.

$$(s^2 + 0.03592s + 0.8894) \cdot (s^2 + 13.49s + 74.59) = 0 \quad (2.88)$$

Karakteristik denkleme ait kökler ise; $-6.7453 + 5.3939j$, $-6.7453 - 5.3939j$, $-0.0180 + 0.9429j$, $-0.0180 - 0.9429j$ olan eşlenik kutuplardan oluşmaktadır. Sanal eksene yakın olan kutuplar uzun periyot, uzakta bulunan eşlenik kutuplar ise kısa periyot hareketini yansıtmaktadır ve bir sonraki kısımda doğal frekans, sönüm oranı, yarım genlik için geçen süre açısından incelenmiştir.

2.6.1.1. Uzun Periyot (Phugoid) Mod Yaklaşımı

Uzun periyot (phugoid) yaklaşımında, denge irtifası ve hava hızı civarında kinetik ve potansiyel enerjilerin aşamalı olarak uzun periyot hareketi yaptığı varsayılmaktadır. Sabit hücum açısındaki gibi bir durumda yunuslama, irtifa ve hız durumlarındaki değişimleri karakterize etmektedir. Bu yaklaşımda yunuslama moment denklemi ihmal edilir ve hücum açısı yaklaşık sıfır kabul edilirse;

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta w}{U_0} \quad (2.89)$$

$$\Delta\alpha = 0 \Rightarrow \Delta w = 0 \quad (2.90)$$

Bu kabullere göre

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Xu & -g \\ -Zu/U_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta\theta \end{bmatrix} \quad (2.91)$$

$$A_{uzun} = \begin{bmatrix} -0.1001 & -9.81 \\ 0.0455 & 0 \end{bmatrix} \quad B_{uzun} = \begin{bmatrix} 6.8108 & 0 \\ 0 & 0.5332 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.92)$$

$$\frac{\delta u(s)_{uzun}}{\delta e(s)_{uzun}} = \frac{-5.231}{s^2 + 0.1001s + 0.4466} \quad (2.93)$$

$$\frac{\delta \theta(s)_{uzun}}{\delta e(s)_{uzun}} = \frac{0.5332s + 0.05338}{s^2 + 0.1001s + 0.4466} = \frac{0.5332(s + 0.1001)}{s^2 + 0.1001s + 0.4466} \quad (2.94)$$

$$\omega_{n_{uzun}} = \sqrt{\frac{-Z_u \cdot g}{u_0}} = 0.6683 \text{ rad / s} \quad (2.95)$$

$$\zeta_{uzun} = \frac{-X_u}{2 \cdot \omega_{n_{uzun}}} = 0.0749 \quad (2.96)$$

$$\lambda_{1,2} = (\zeta_{uzun}) \cdot (\omega_{n_{uzun}}) \pm i(\omega_{n_{uzun}}) \sqrt{1 - (\zeta_{uzun})^2} \quad (2.97)$$

$$\lambda_{1,2} = 0.0749 \times 0.6683 \pm i 0.6683 \sqrt{1 - (0.0749)^2} = 0.05 \pm j 0.6664$$

$$\text{Periyot} = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{0.6664} = 9.4285 \text{ s}$$

$$t_{1/2} = 0.69 / \eta = 0.69 / 0.05 = 13.8 \text{ s}$$

$$N_{1/2} = 0.110 \frac{\omega}{\eta} = 0.110 \frac{0.6664}{0.05} = 1.466 \text{ çevrim}$$

2.6.1.2. Kısa (Short) Periyot Mod Yaklaşımı

Kısa periyot için $\Delta u = 0$ kabul edilerek X eksenindeki kuvvet denkleminden çıkarıldığında kısa periyot modu elde edilebilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_w & u_0 \\ M_{\dot{w}} + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} \cdot u_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta w \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (2.98)$$

$$\frac{\delta w(s)_{\text{kısa p.}}}{\delta e(s)_{\text{kısa p.}}} = \frac{-8.889(s + 170.3768)}{s^2 + 13.43s + 74.45} \quad (2.99)$$

$$\frac{\delta q(s)_{\text{kısa p.}}}{\delta e(s)_{\text{kısa p.}}} = \frac{-86.614(s+5.294)}{s^2 + 13.43s + 74.45} \quad (2.100)$$

(2.89) eşitliğinden faydalanarak denklem yeniden elde edilebilir ve hücum açısı kullanılabilir.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{u_0} & 1 \\ M_\alpha + M_{\dot{\alpha}} \frac{Z_\alpha}{u_0} & M_q + M_{\dot{q}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} \quad (2.101)$$

Karakteristik denklem $|\lambda_r I - A| = 0$ çözümünü açarak bulunabilir.

$$\lambda_{\text{kısa p.}} = (M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_\alpha}{u_0}) / 2 \pm i \left[(M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_\alpha}{u_0})^2 - 4(M_q \frac{Z_\alpha}{u_0} - M_\alpha) \right] \quad (2.102)$$

$$\omega_{n_{\text{kısa p.}}} = \sqrt{(M_q \frac{Z_\alpha}{u_0} - M_\alpha)} = 8.628 \text{ rad / s} \quad (2.103)$$

$$\zeta_{n_{\text{kısa p.}}} = - \left[M_q + M_{\dot{\alpha}} + \frac{Z_\alpha}{u_0} \right] / (2 \cdot \omega_{n_{\text{kısa p.}}}) = 0.778 \quad (2.104)$$

$$\begin{aligned} \lambda_{\text{kısa p.}} &= (\zeta_{\text{kısa p.}}) \cdot (\omega_{n_{\text{kısa p.}}}) \pm i(\omega_{n_{\text{kısa p.}}}) \sqrt{1 - (\zeta_{\text{kısa p.}})^2} \\ &= -(0.778)(8.628) \pm (8.628) \sqrt{1 - (0.778)^2} = -6.7125 \pm j5.42 \end{aligned} \quad (2.105)$$

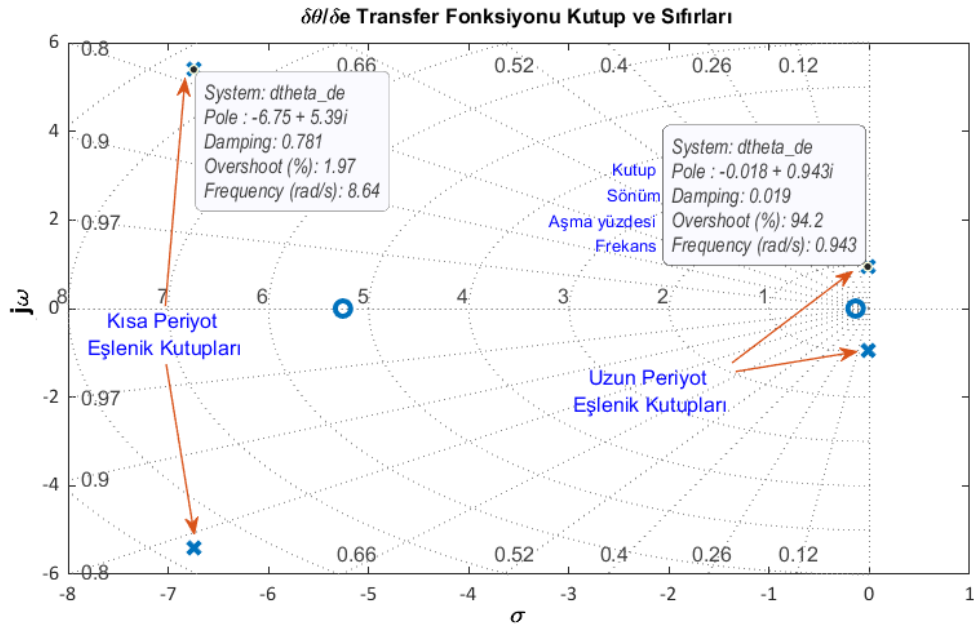
$$\text{Periyot} = \frac{2\pi}{\omega_d} = \frac{2\pi}{5.42} = 1.159 \text{ s}$$

$$t_{1/2} = 0.69 / \eta = 0.69 / 0.778 = 0.887 \text{ s}$$

$$N_{1/2} = 0.110 \frac{\omega}{\eta} = 0.110 \frac{5.42}{0.778} = 0.766 \text{ çevrim}$$

Hava aracının 60 km/h ($u=16.67$ m/s) uçuş hızı için elde edilen uzunlamasına harekete elevator girdisine karşılık yunuslama dinamiğinin kök yer eğrisi grafiği ve kutup ve sıfır konumları ile oluşan modları Şekil 2.16 ile gösterilmiştir. Burada, kök yer eğrisinde sanal eksene oldukça yakın $s_{p_{1,2}} = 0.05 \pm i0.6664$ eşlenik iki kutba sahip olduğu açıkça görülen baskın kutuplar mevcuttur ve kararlılık açısından kararlılık sınırındadır. Eşitlikler (2.94)

ve (2.95)'ten görüldüğü üzere uzun periyot modunun sanal eksen yakınında düşük bir sönüm oranı ve düşük frekanslı olması nedeniyle iyi bir kontrol yaklaşımıyla kontrol edilmesi gerekmektedir. Kısa periyotta ise oluşan yüksek sönüm değeri eşitlik (2.103) ile verilmiştir ve yunuslama hızı q üzerindeki geçici yanıtları hızlı bir şekilde sönümlenmelidir. Kök yer eğrisinde $sp_{3,4} = -6.7125 \pm i5.42$ noktalarındaki iki eşlenik kutup kısa periyot hareketini yansıtmaktadır ve baskın olmayan bu kutuplar hava aracının yunuslama hız etkisini kararlı, yüksek frekanslı ve iyi sönümlü bir salınım halinde şekillendireceğine işaret etmektedir.



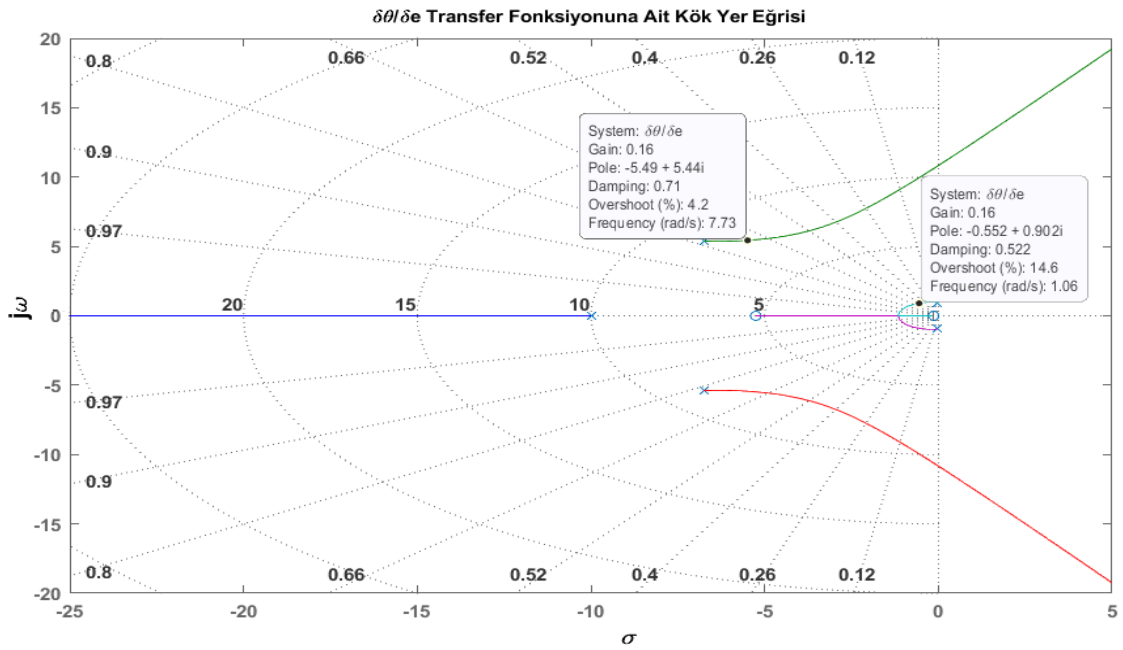
Şekil 2.16. Uzunlamasına Karakteristik Denklemi Kök Yer Eğrisi Grafiği

Hava aracının yunuslama açısal hızı q ve yunuslama açısı θ geri besleme yapılarak kısa ve uzun periyotlara ait kabul edilebilir sönüm oranı ve frekans değerleri elde edilmiştir. Hava araçlarının kontrol edilmesinde kabul edilebilir sönüm ve frekans değerleri MIL-F-8785C standartlarına veya başka standartlara göre ayarlanabilir. Kısa periyot modu bu standartlara göre halihazırda istenen şartlara uygun bir sönüm ve frekans aralığındadır.

Uzun periyotta sönüm ve frekans değerlerini geliştirmek için θ açısı geri besleme kontrol döngüsü incelenmiştir. Transfer fonksiyonunun (2.71) eşitliğindeki gibi olduğu hatırlanır ve elevator servosu için transfer fonksiyonu $TFe = -10/(s+10)$ olarak modellenirse (2.106) elde edilir.

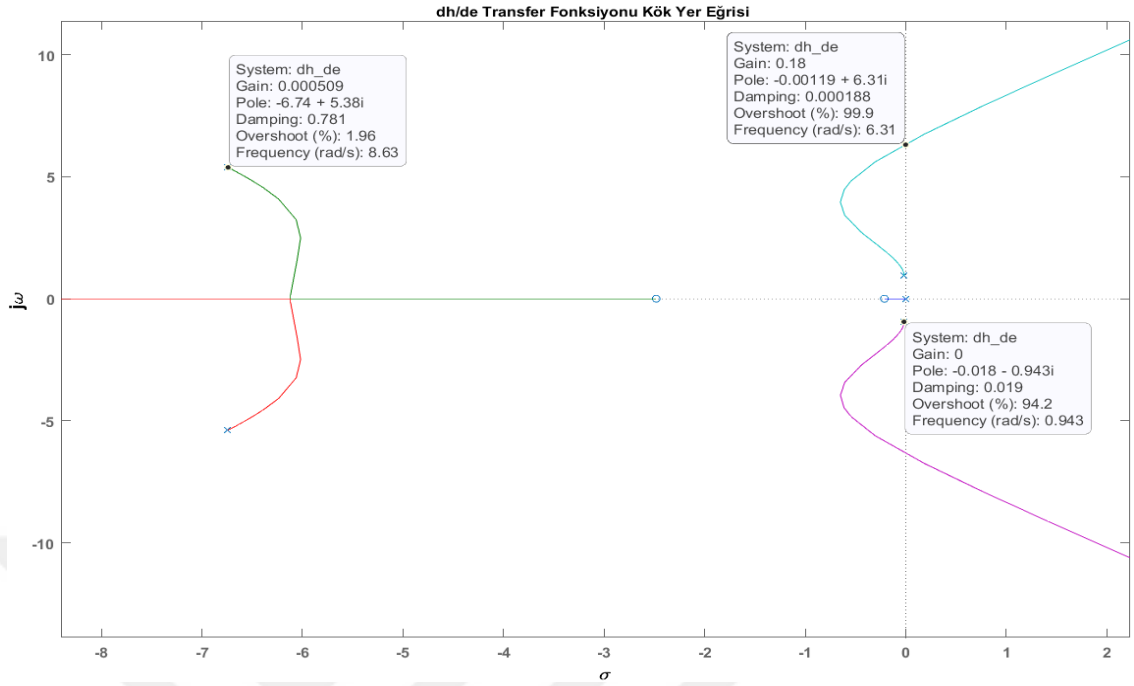
$$\frac{\delta\theta}{\delta e} = \frac{-866.1s^2 - 4672s - 630.1}{s^5 + 23.53s^4 + 211.2s^3 + 774.4s^2 + 213.1s + 663.4} \quad (2.106)$$

Kök yer eğrisi incelemesi transfer fonksiyonunun yapısı nedeniyle negatif kazançlar için elde edildiğinde Şekil 2.17 elde edilmiştir. Standartlara uygun bir sönüm oranı yapısı Şekil 2.17 üzerinde işaretlenen kazanç değerinde ($K=0.16$) hem kısa periyot için sönüm (0.71) ve frekans (7.73 rad/s) değerlerini makul bir seviyede tutmuş hem de uzun periyota ait sönüm oranında kabul edilebilir bir seviye olan 0.522 değerine ulaşmıştır.



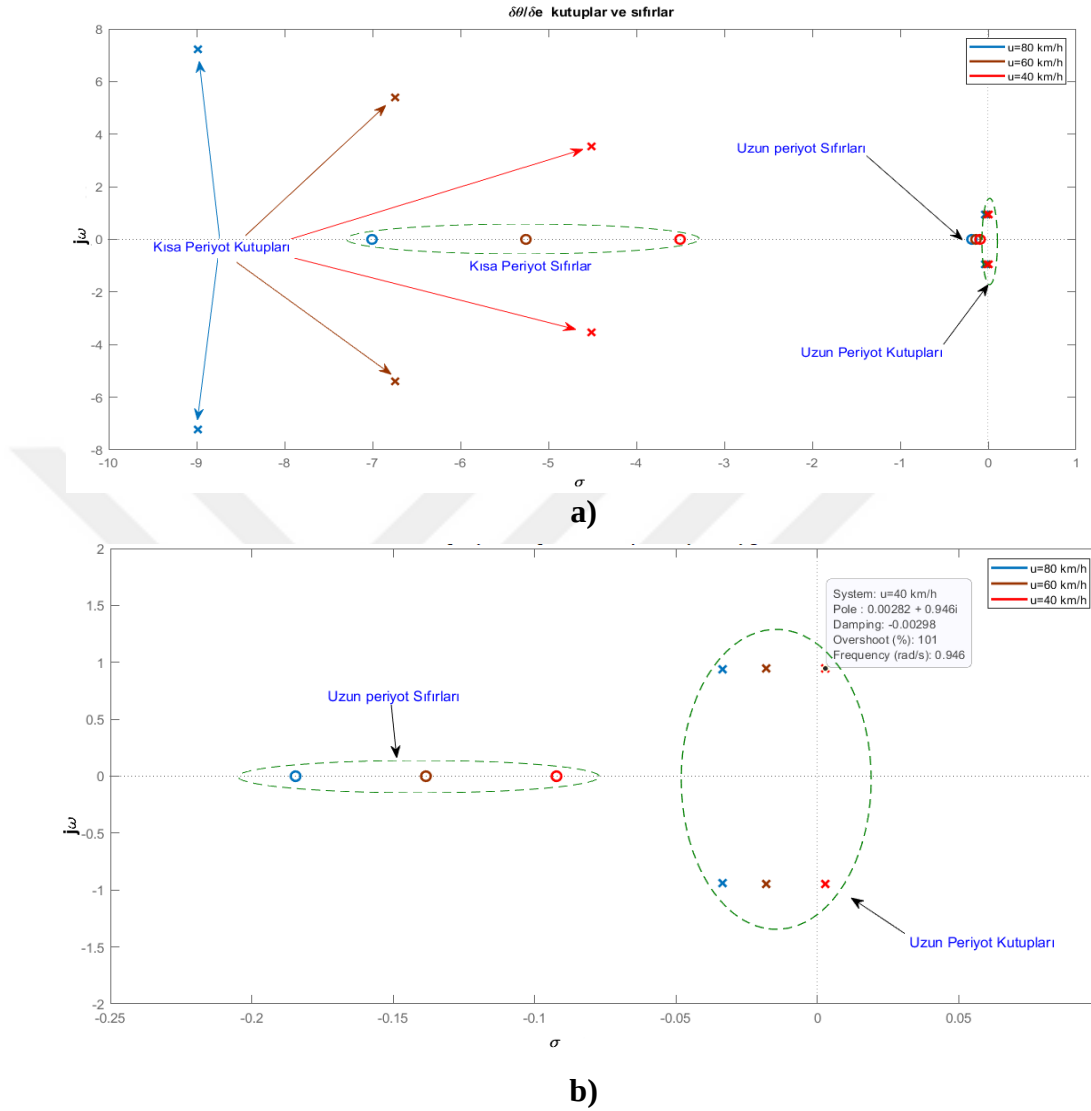
Şekil 2.17. Yunuslama açısı (θ) kök yer eğrisi grafiği ve kazanç belirlenmesi

- ❖ Elde edilen irtifa (h) transfer fonksiyonu için kök yer eğrisi ise Şekil 2.18 ile verilmiştir. Grafikte elde edilen sanal eksen ($j\omega$) üzerindeki nokta kritik kazanç noktasını ($K=0.18$) belirtmektedir. Kararlılık sınırı olarak bu nokta dikkate alınmıştır. Uzun periyot kutuplarının $-0.018 \pm 0.943j$ noktasında kararlılık sınırına yakın olduğu görülmektedir. Bir sonraki bölümde irtifa ve yunuslama açısı ile ilgili kontrol sistem tasarımında bu kök yer eğrileri ile P, I, D parametreleri ile ilgili kontrolör tasarımı incelenmiştir.



Şekil 2.18. İrtifa (h) elevator transfer fonksiyonu kök yer eğrisi grafiği

Şekil 2.19 ise farklı uçuş hızlarında kısa ve uzun periyottaki kutup ve sıfırların değişimlerini göstermektedir. Uçuş hızları 40 km/h, 60 km/h ve 80 km/h olarak ($u=11.11$, $u=16.67$, $u=22.22$ m/s) üç farklı hız için elde edilmiştir. Grafikten görüldüğü üzere uzun periyot için hız değişiminin etkisi hemen hemen sabit kalmaktadır. Uzun periyotta 40 km/h hız için kararsızlık durumunda bulunan kutup olması düşük hızda ortaya çıkmaktadır. Ancak incelenecek model için 60 km/h sabit uçuş hızındaki denge şartları dikkate alındığından bu noktada problem teşkil etmemektedir. Bunun yanı sıra, kısa periyotta ise artan hız ve doğal frekansa karşın sönüm oranı neredeyse değişmemekte frekans ise hız ile artmaktadır.



Şekil 2.19. **a)**Yunuslama açısı (θ) kutup ve sıfırların 3 farklı hız (u) için yerleşimi
b) Uzun periyot kutup ve sıfırları yakınlaştırılmış görüntüsü

2.6.2. Doğrusal Yanal Hareket Modeli Yaklaşımı

$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0$ olmak üzere A,B,C,D,E hava aracına bağlı kütle, atalet ve kararlılık türevlerinin karakterini yansıtmaktadır. Denklemin karakteristik kökleri hava aracının hareketi esnasında dinamik cevabını yansıtan karakteri vermektedir. Örneğin; yavaşça yakınsama veya ıraksaklaşma spiral modu olarak adlandırılırken, yüksek hızlı yakınsama roll (yatma) modu olarak bilinmektedir. Düşük frekanslara sahip hafif sönümlü salınımlı mod ise Dutch roll modu olarak ifade edilmektedir.

2.6.2.1. Yatma Hareketi (Roll) Mod Yaklaşımı

Yatma mod hareketi tek serbestlik dereceli hareket olarak yaklaşık bir şekilde elde edilir. Sol yarı s düzlemi üzerinde gerçel bir kutupa sahiptir. Bu mod davranışında x kararlılık eksenini etrafında yatma hareketi oluşmaktadır. Düşük hücum açılarında kararlı bir davranış sergilenirken yüksek hücum açılarında kararsızlık oluşmaktadır. Yatırgeç kontrol yüzeyi ve atmosferik şartlardan etkilenmektedir. Bu mod için kök ise gerçek eksen takımı üzerinde yatma zaman sabitiyle ters orantılı ve negatif olarak ortaya çıkmaktadır. Kuyruk ve kanat yüzeylerinin boyutuna bağımlı olarak yatma sönüm miktarı L_p değişmektedir.

$$\lambda_{yatma} = L_p = C_{lp} \cdot \left(\frac{b}{2u_0} \right) \cdot S \cdot \frac{b}{I_{xx}} = -33.457 \quad (2.107)$$

Zaman sabiti τ ise eşitlik (2.108) ile verilmiştir. Küçük zaman sabiti daha hızlı yatma sönümlemesine işaret etmektedir.

$$\tau = -\frac{1}{L_p} = 0.03s \quad (2.108)$$

Daimî durum için 5° 'lik aileron girdisi verilmesi ile elde edilen yatma açısal hız değişimi p_{ss} eşitlik (2.109) ile verilmiştir.

$$p_{ss} = -\frac{L_{\delta a}}{L_p} \Delta_{\delta a} = -\frac{53.41}{-33.45} \cdot \frac{5(\text{deg})}{53.7(\text{deg/rad})} = 0.139 \text{ rad/s} \quad (2.109)$$

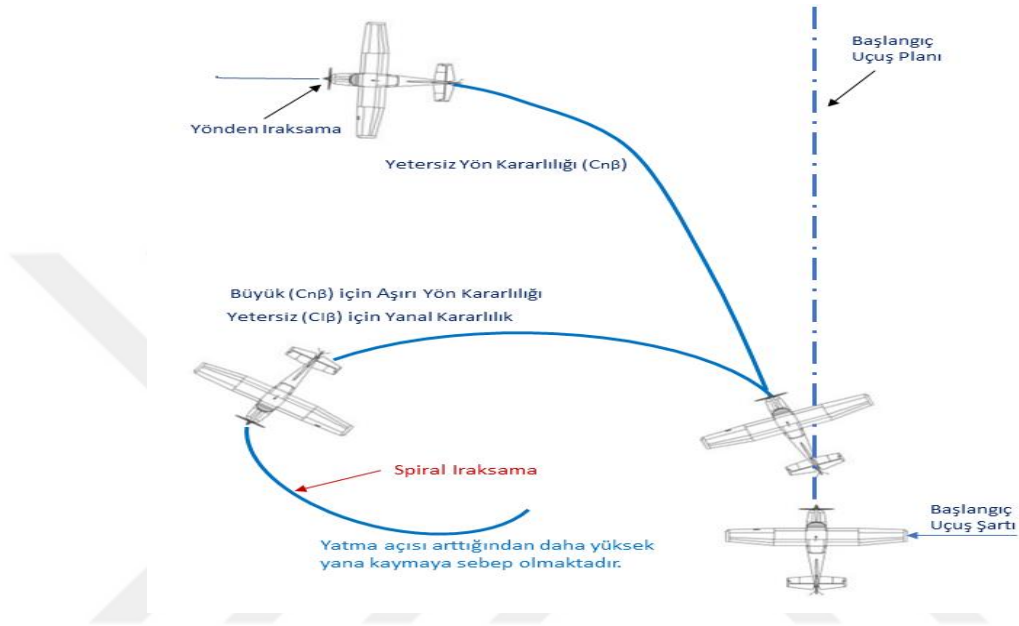
2.6.2.2. Spiral Mod Yaklaşımı

Spiral modda hava aracı yatma açısı (bank angle) ϕ ve sapma açısı (heading angle) ψ üzerinde oluşan değişimler ile tanımlanabilir. Bu hareket tarzında uçak yana kayma açısı β kadar bir yön değişimine maruz kalmaktadır ve ihmal edilemez boyuttadır. Burada yatma ve sapma hızları (p , r) bu etkiye katkıda bulunmaktadır. Yanal kuvvet denklemi ve $\Delta\phi$ ihmal edilerek (2.74)'ten spiral mod elde edilebilir.

$$L_\beta \Delta\beta + L_r \Delta r = 0 \quad (2.110)$$

$$\Delta \dot{r} = N_{\beta} \Delta \beta + N_r \Delta r \quad (2.111)$$

$$\Delta \dot{r} + \frac{L_r N_{\beta} - L_{\beta} N_r}{L_{\beta}} \Delta r = 0 \quad (2.112)$$



Şekil 2.20. Spiral mod hareketinin hava aracı üzerinde görünümü [51]

$$\lambda_{spiral} = \frac{L_{\beta} N_r - L_r N_{\beta}}{L_{\beta}} = -1.5259 \quad (2.113)$$

2.6.2.3. Sapma-Yatma (Dutch Roll) Mod Yaklaşımı

Bu yaklaşımda yana kayma açısı ve hareketini dikkate alarak (2.74) denkleminde yatma hareketi çıkarılırsa;

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_{\beta}}{u_0} & -(1 - \frac{Y_r}{u_0}) \\ N_{\beta} & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta r \end{bmatrix} \quad (2.114)$$

$$\lambda^2 - \left(\frac{Y_{\beta} + u_0 N_r}{u_0} \right) \lambda + \frac{Y_{\beta} N_r - N_{\beta} Y_r + u_0 N_{\beta}}{u_0} = 0 \quad (2.115)$$

$$\lambda^2 + 2.7674\lambda + 24.0798 = 0 \quad (2.116)$$

$$\omega_{n_{DR}} = \sqrt{\frac{Y_{\beta} N_r - N_{\beta} Y_r + u_0 N_{\beta}}{u_0}} = 4.9071 \text{ rad / s} \quad (2.117)$$

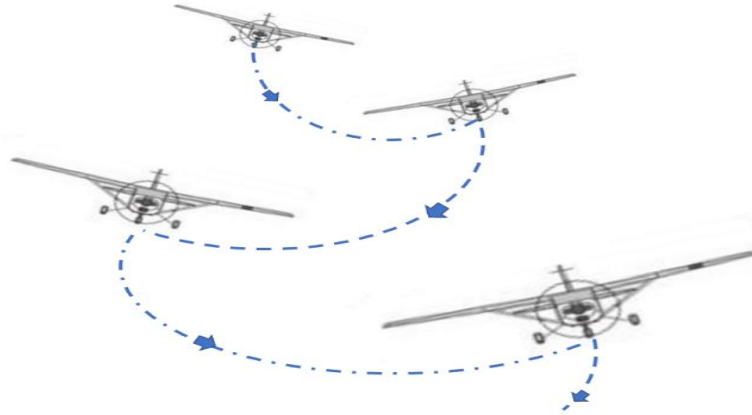
$$\zeta_{DR} = -\frac{1}{2 \omega_{n_{DR}}} \frac{Y_{\beta} + u_0 N_r}{u_0} = 0.564 \quad (2.118)$$

$$\text{Periyot} = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{2\pi}{4.9071} = 1.28 \text{ s}$$

$$t_{1/2} = 0.69 / \eta = 0.69 / 0.564 = 1.223 \text{ s}$$

$$N_{1/2} = 0.110 \frac{\omega}{\eta} = 0.110 \frac{4.9071}{0.564} = 0.957 \text{ çevrim}$$

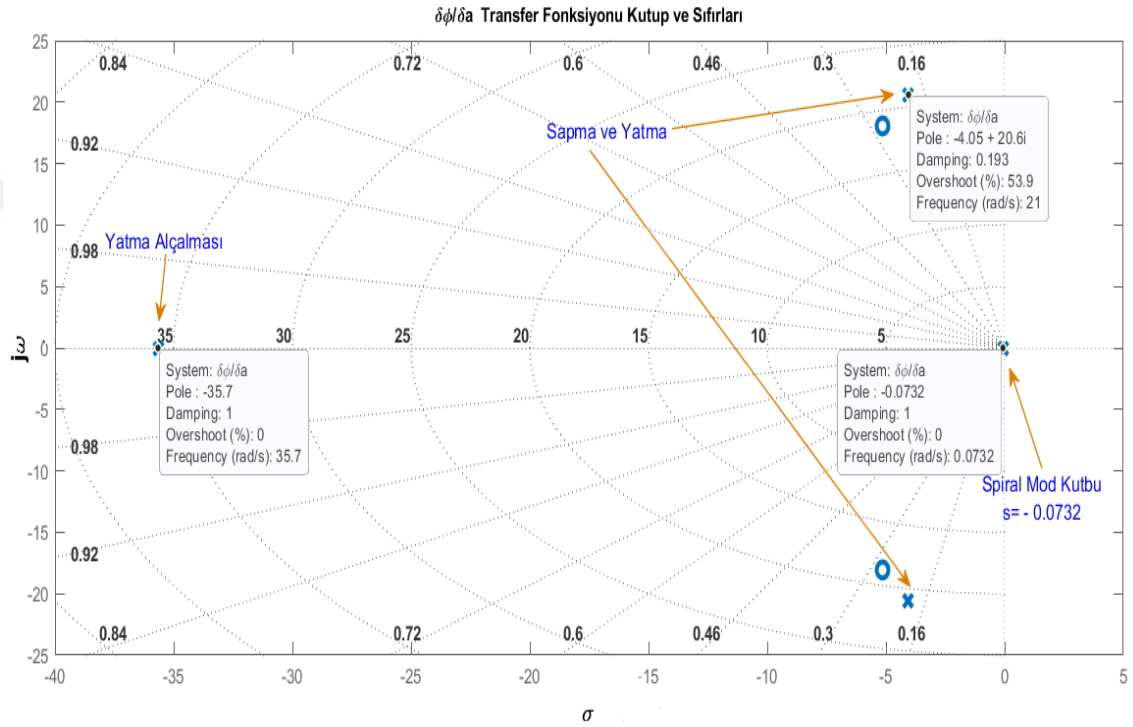
Spiral mod hava aracının kararsız bir şekilde yörüngesinden hızla spiral şeklinde dönüşü manasına gelen bir sonuç doğurmaktadır. Uçağın yatış açısının yavaşça artmasına ve spiral şeklinde dalma hareketlerine sebep olmaktadır. Roll modu yüksek sönümlü ve kısa zamanda kararlı duruma geçişi belirtmektedir. Sapma ve yatma salınımlarının her ikisinin de görüldüğü mod ise sapma-yatma modu (Dutch roll) olarak ifade edilmektedir.



Şekil 2.21. Sapma-Yatma mod hareketinin görünümü [51]

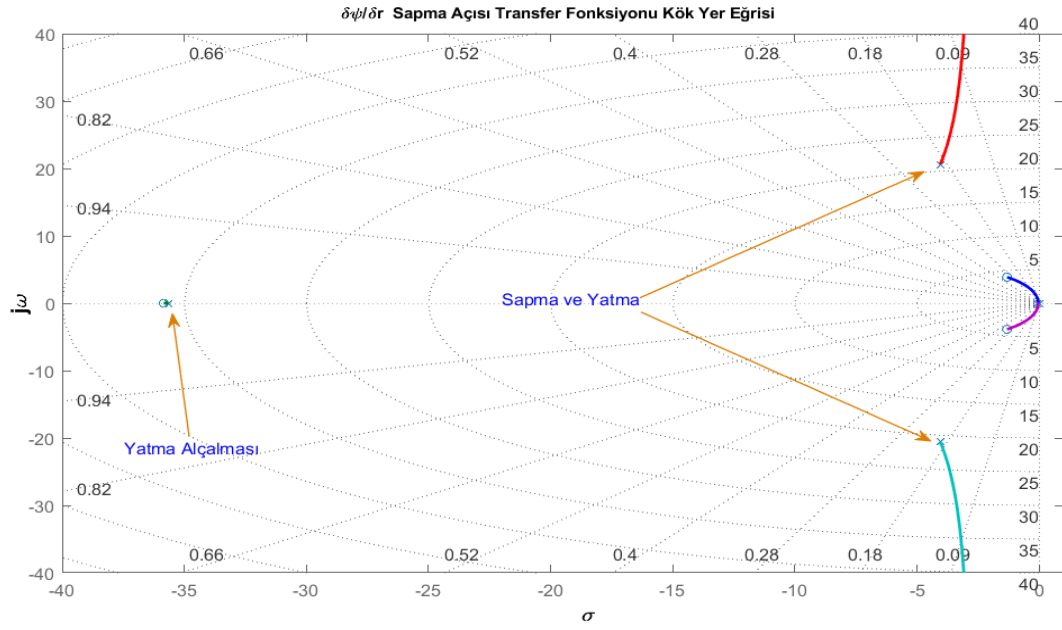
60 km/h uçuş hızında iken hava aracına ait uzunlamasına hareketin karakteristik denklemi kök yer eğrisi Şekil 2.22 ile verilmiştir. Şekil 2.22 incelendiği takdirde, önceki kısımda bahsedilen üç farklı uçuş modu ortaya çıkmaktadır. Burada yanal hareketin kök yer eğrisinde $s=-0.0732$ 'de bulunan spiral mod kutbunun kararlılık sınırında olduğu görülmektedir. Yatma hareket modu 1. derece kökün $s=-35.7$ 'de reel eksen üzerinde bulunduğu ve yüksek sönümlü ve frekansa sahip olduğu hareket olarak görülmektedir.

Sapma ve yatma modlarının bir arada bulunduğu $s=-4.05\pm j20.6$ karmaşık eşlenik kutuplar ise salınımlı sapma-yatma hareketlerinin oluştuğu durumdur. Kararlılık açısından kararlı bölgede bulunmasına rağmen sönüm oranının hava araçları için kabul edilebilir bir seviyede olmadığı ve kontrolcü tasarımı ile bu moda ait sönüm oranının artırılması gerektiği görülmektedir.

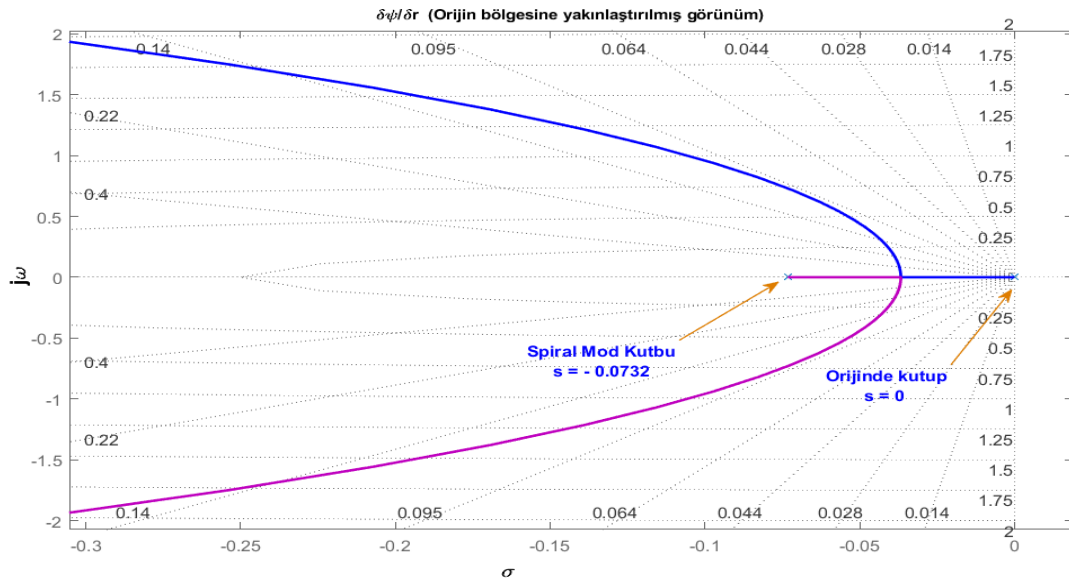


Şekil 2.22. Yanal Karakteristik Denklemin Kök Yer Eğrisi Grafiği

Sapma açısı (heading angle) olarak ifade edilen ψ açısının yön dümeni (rudder) girdisine karşılık gelen karakteristik denklem kök yer eğrisi negatif kazanç (K) için Şekil 2.23.a ile verilmiştir. Yanal hareket için elde edilen modlara ilave olarak orijinde ($s=0$) bir kutup ilavesi olduğu yaklaşıtırlarak Şekil 2.23.b ile gösterilmiştir.



a)

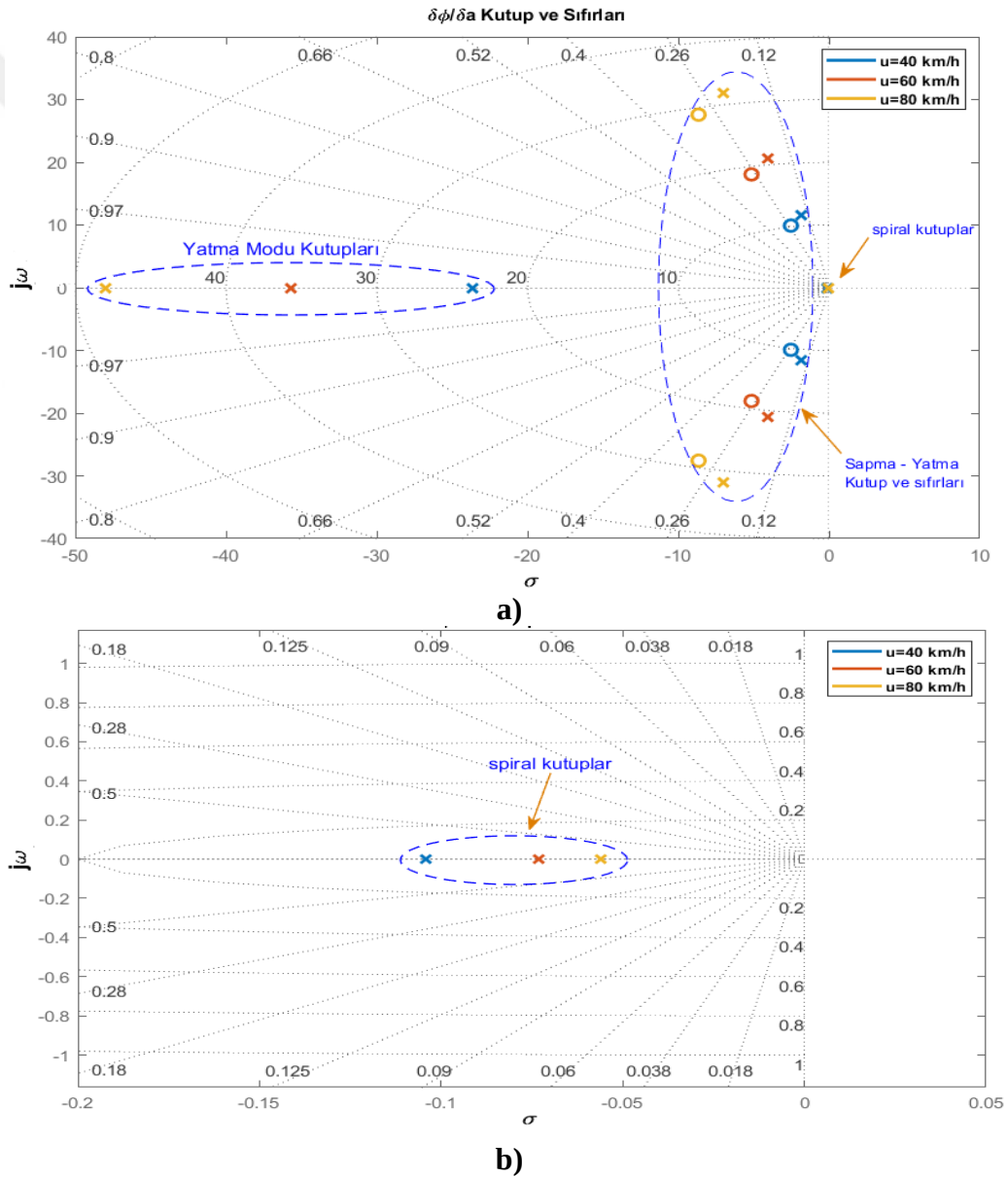


b)

Şekil 2.23. a) Sapma Açısı Yanal Karakteristik Denkleminin Kök Yer Eğrisi Grafiği
b) Orijine yakınlştırılmış kök yer eğrisi görünümü

Hava aracının 40 km/h, 60 km/h ve 80 km/h uçuş hızlarına ($u=11,11$ m/s, $u=16,67$ m/s, $u=22,22$ m/s) karşılık gelen karakteristik denklemin kök yer eğrileri ise Şekil 2.24.a ile sunulmuştur. Sapma-yatma modu etkisindeki grafiklerin uçuş hızı ayrışmasına bakılırsa hız 40 km/h, 60 km/h ve 80 km/h iken kutuplar sırasıyla $s_1=-1.85 \pm j11.6$, $s_2=-4.05 \pm j20.6$, $s_3=-6.99 \pm j31.1$ olarak oluşmuştur. Artan hız ile sönüm ve doğal frekans göreceli olarak artmakta sanal eksenden uzaklaşan kutuplar ile kararlılık artmaktadır. Reel eksen

üzerinde uçuş hızı 40 km/h, 60 km/h ve 80 km/h iken sırasıyla $s_1=-23.6$, $s_2=-35.7$ ve $s_3=-48$ noktalarındaki 1. derece kutuplar yatma mod hareketi olarak belirtilebilir. Hava aracının yatma alçalması artan uçuş hızı ile daha da artış göstermiş ve kararlı bir haldedir. Şekil 2.24.b ise yanal hareket kök yer eğrisinde orijin bölgesine yakınlaştırılmış spiral mod kutuplarının hızla karşı değişimlerini göstermektedir. Spiral modda kararlılık sınırına yakın kutuplar baskın haldedir ve artan uçuş hızı ile sanal eksene doğru kutuplar kaymaktadır. Dolayısıyla spiral kararlılık göreceli olarak azalmaktadır ve kontrolcü tasarımı ile öncelikle bu mod için ilgilenilmelidir.



Şekil 2.24. **a)** Yatma açısı transfer fonksiyonunun farklı uçuş hızları için kutup ve sıfırları **b)** Spiral kutuplarının yakınlaştırılmış görünümü

Kısaca özetlendiği şekliyle, bu bölümde Cessna-182 mini İHA'ya ait aerodinamik bulgular ve matematiksel modelinin elde edilmesi sonucu hava aracına ait uzunlamasına ve yanal hareket durum uzayı modelleri çıkarılmış ve tüm uçağın aileron, elevator, throttle ve rudder girdilerine karşılık gelen transfer fonksiyonları elde edilmiştir. Elde edilen transfer fonksiyonları ile sisteme ait olan karakteristik denklem kökleri yani kutupları elde edilmiş ve kök yer eğrileri ile sistemin kararlılık analizi yapılmıştır. Uçuş için kararlılık durumları incelenmiş ve dördüncü bölümde incelenmiş olan kontrolcü tasarımları için ön çalışma tamamlanmıştır.



3. BÖLÜM

İHA UÇUŞ TEST SİSTEMİ DONANIM VE YAZILIMI

3.1. Giriş

Tez çalışmasında daha önceki bölümlerde belirtilen iki adet İHA tipi çalışmaların yürütülmesinde kullanılmıştır. Teorik çalışmaların sürdürülmesi aşamasında öncelikle literatürde var olan UltraStick-25e mini İHA modeline ait aerodinamik ve boyutsal özellikler tasarlanan kontrolcüler ve kontrol sistemleri açısından elde edilerek farklı kontrol teorileri ile incelenmiştir. Bunların akabinde deneysel çalışma için yapılan ön hazırlık sonrası Cessna-182 tipi bir mini İHA temin edilmiş ve uçuş sistemi için elektronik ve mekanik donanım ile yazılım çalışmaları sürdürülmüştür. Tüm mekanik ve elektronik elemanların bağlantı ve uçak içi yerleşimleri hassasiyetle ayarlanarak uçuş testlerine hazır hale getirilmiştir. Uçuş testleri için bilinen birkaç yer istasyonu uçuş kontrol programı bulunmaktadır. Mission Planner, APM Planner, QGroundControl, iNav konfigürasyonları gibi yer istasyonu programları bulunmaktadır. Burada ulaşılabilen açık kaynak kodları ve uyum açısından Mission Planner ve QGroundControl programları ile çalışılmıştır.

Deneysel sistem hazırlığı için yapılan çalışmalar şu başlıklarda özetlenebilir.

- İHA uçuş kontrolcü (otopilot) sisteminin yerleşim ve ayarlamaları
- Alıcı ve verici (receiver & transmitter) ayarlarının yapılması
- Telemetri haberleşme sisteminin konumlandırılması ve ayarlanması
- Kontrol yüzeyi servo-motorları ve elektrik motorunun bağlanması
- Voltaj beslemelerinin servo-motora ve elektrik motoruna sağlanması

- Pitot tüpü ve hava hızı sensörünün uygun yere yerleştirilmesi
- GPS konumlama sisteminin bağlantısı ve ayarlarının yapılması
- Manyetik alan kaynaklı girişim problemlerinin çözümlenmesi
- Motor itkisinin belirlenmesi, uygun elektrik motoru ve pervane seçilmesi
- Otopilot sistemi için kullanılması gereken bazı uçuş modlarının atanması ve kumanda üzerinde de tanımlanması
- Kullanılan uçuş modları için verici kumanda ve Mission Planner üzerinde gerekli ayarların yapılması
- Servo-motor çıkışlarının manuel uçuş ve stabilize uçuş modu için ayarlanması ve kontrol yüzeyi yönlerinin doğruluğunun test edilmesi
- Ağırlık merkezinin uçuş için arzu edilen noktaya çekilmesi.

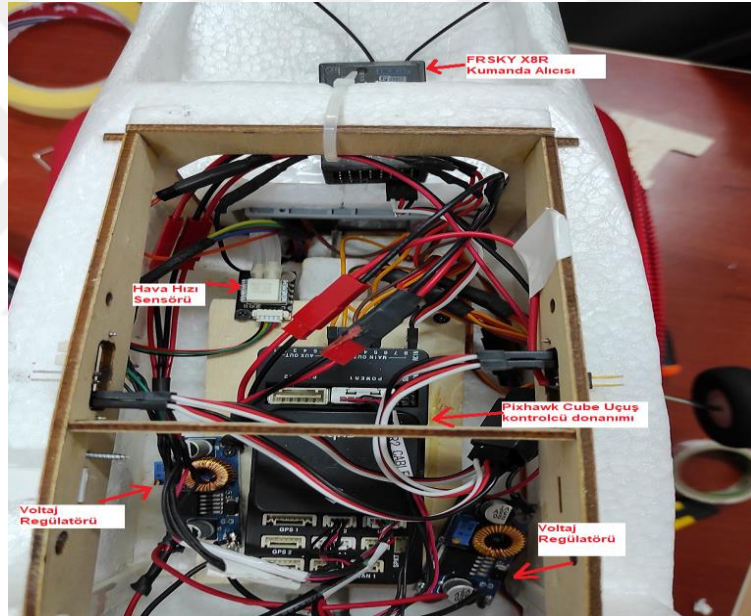
3.2. İHA Uçuş Kontrolcü Sistemi (Otopilot)

İHA uçuşu için gerekli olan ve uçuşu kontrol etmek amacıyla kullanılan donanım ve yazılıma sahip sistemler olarak bilinen uçuş kontrolcü sistemleri, elektrik ve elektronik donanıma ve uçuş için gerekli yazılıma sahiptirler. Uçuş sırasında İHA üzerindeki sensör verileri otopilot tarafından alınarak işlenmektedir. Ayrıca uçuşun kararlı bir şekilde ifa edilebilmesi için alınan sinyalleri sürekli bir geri besleme yoluyla tekrar göndermektedir. İçerisinde kurulu yazılım ile İHA üzerinde gerekli donanımlar arasında iletişimi sağlamaya yardımcıdır. Otopilot sistemi ile pilot kontrolüne yardımcı olabilecek bir uçuş yanı sıra tamamen otonom bir uçuş sağlanabilmekte ve uçuş komutlarına planlanan program çerçevesinde otopilot karar vermektedir.

Cessna-182 tipi mini İHA'ya ait uçuş kontrol sistemi için Şekil 3.1'deki yerleşim planı hazırlanmıştır. "Pixhawk-2.1 Cube" otopilot donanımı ile uçuş otonom bir şekilde sağlanmış ve yapılan çalışmalar otopilot vasıtasıyla deneysel olarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.1'de görüldüğü üzere Pixhawk üzerindeki temel servo çıkışları (main outputs) ile aileron, rudder, elevator kontrol yüzeylerinin hareketleri kontrol edilebilmekte ayrıca pervanenin dönüşü için elektronik hız kontrolcüsü (ESC-Electronic Speed Controller) ile elektrik motorunun dönme devri kontrol edilebilmektedir. Kumanda alıcısı (FRSKY X8R) ile Pixhawk uçuş kontrolcüsü arasında bağlantıyı ve haberleşmeyi sağlamak

amacıyla Pixhawk RC-IN girişı ile alıcının SBUS girişleri birbirine bağlı kullanılmaktadır. Pixhawk üzerinden doğrudan bir gúc çıkışı sağlamak güvenli olmayacağından ve sadece uçuş kontrol kartı olarak kullanılması gerekliliğinden dolayı 5V çıkış sağlayabilecek 2 adet voltaj regülatörü ayarlanmıştır. Voltaj regülatörünün diğeri ise telemetri modeminin enerjisini sağlamada kullanılmaktadır.

Uçuş sırasında farklı irtifalarda olabilecek basınç farklılıkları nedeniyle doğru hava hızını (true airspeed) hesaplamak amacıyla bir pitot tüpü ve hava hızı sensörü uçuş sistemine Şekil 3.1'deki gibi eklenmiştir. Pervanenin uçağın burun kısmında olması ve montaj kısıtlarından dolayı pitot tüpü uçağın kanat kısmında bir bağlantı ile sağlanmıştır.



Şekil 3.1. Otopilot sistemi ve donanımı

Pixhawk 2.1 Cube uçuş kontrolörü Şekil 4.2'de görölmektedir. Pixhawk FMUv3 tabanlı bir açık kaynak kodlu yazılıma sahip olmakla birlikte NuttX işletim sistemi üzerinde PX4 güncellemesi ile çalışmaktadır. Aynı zamanda Ardupilot güncellemesi ile de çalışmaktadır. İçerisinde iki adet atalet ölçüm ünitesi IMU (Inertial Measurement Unit) ile titreşim izolasyonu ve üçüncü IMU ile referans veya geri besleme bildirimi yapabilmektedir.



Şekil 3.2. Pixhawk 2.1 Cube Uçuş Kontrolörü

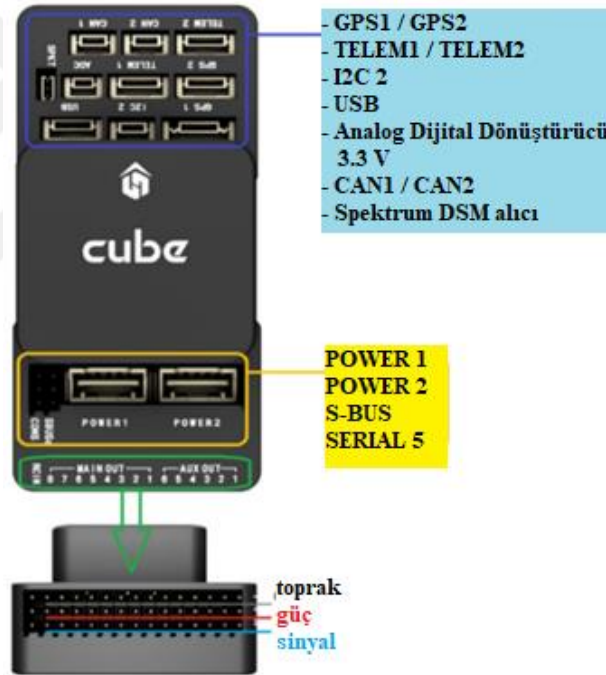
Başlıca Özellikleri

- 32bit STM32F427 [Cortex-M4F](#)[®] core with FPU
- 168 MHz / 252 MIPS
- 256 KB RAM
- 2 MB Flash
- 32 bit STM32F103 failsafe emniyet modu
- 14 PWM / Servo çıkışı (8 failsafe modlu ve manuel, 6 aux yardımcı çıkış)
- UART, I2C, CAN bağlantı noktaları
- Güç giriş çıkışları
- Harici güvenlik anahtarı
- Farklı tonlarda sesli uyarı
- microSD hafıza kartı ile log verilerinin alınabilmesi

Arabirimler

- 5x UART (seri portlar), yüksek güç kapasiteli x1, 2x HW flow kontrol
- 2x CAN (1x dahili 3.3V alıcı verici, 1x genişleme bağlantısında)
- Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X[®] uydu uyumlu giriş
- Futaba S.BUS[®] uyumlu giriş çıkış
- PPM sinyal toplama girişi
- RSSI (PWM veya voltaj) girişi
- I2C
- SPI
- 3.3v ADC giriş
- Dahili micro USB port ve harici micro USB port uzatması

Pixhawk en fazla 10V'luk bir gerilim ve 10A seviyelerindeki akıma dayanıklıdır. Güç (power) modülü, USB portu ve servo-rail noktalarından güç sağlanabilmektedir. 4.8V-5.4V arasındaki gerilim seviyeleri için idealdir. Şekil 3.3, bağlantı noktalarının yerlerini göstermektedir. Kontrol edilmek istenen aileron, elevator, throttle, rudder, flap girişleri sırasıyla main-output bağlantı noktalarından 1,2,3,4,5 nolu çıkışlara bağlanmıştır. RCIN ile alıcı ve otopilot haberleşmesi sağlanmaktadır. Power-1 portu ile 3S veya 4S'lik LİPO (lityum-polimer) batarya üzerinden sisteme enerji sağlanmaktadır. Bu enerji ile voltaj düzenleyici elemanlar vasıtasıyla servo-motorlar, elektrik motoru ve telemetri beslenebilmektedir. Servo-motorlar ve telemetri göreceli olarak az enerji tüketirken elektrik motoru fazla akım ve güç çekmektedir.



Şekil 3.3. Pixhawk üst görünüşü ve pin çıkışları

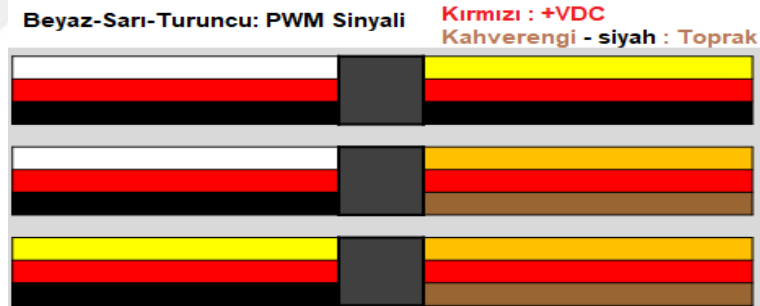
Şekil 3.4, elektrik motoruna LiPo bataryadan gelen gücü aktarmak ve Pixhawk Cube donanımını beslemek için kullanılmaktadır ve standart XT60 bağlantı uçlarına sahiptir. Şekil 3.5 ise otopilot sisteminin uçağın uçuş yönüne göre bağlanması gerektiğini göstermektedir.



Şekil 3.4. Pixhawk Cube ESC güç modülü



Şekil 3.5. Otopilot bağlantı ve uçuş yönü



Şekil 3.6. PWM kablo bağlantısı için doğru bağlantılar

3.3. Kumanda ve Alıcı Sistemi (RC Transmitter and Receiver)

İHA modelinin yerden kontrol edilebilmesi için FRSKY Taranis X9D Plus kumanda modeli kullanılmıştır. Kumanda ile İHA'nın haberleşebilmesi için FRSKY X8R alıcısı ile eşleşme sağlanmıştır. PWM sinyallerinin kumanda tarafında bulunan anahtar ve düğme pozisyonları ile ayarlanması sonucu servo motorlar ve elektrik motorunu kontrol etmek mümkündür. Pixhawk uçuş kontrol kartı üzerinden yapılan bağlantı ile de otonom uçuş sırasındaki farklı uçuş komutlarını iletebilmektedir. Şekil 3.7.'de kullanılan kumanda ve alıcısı gösterilmiştir. Kumanda 2.4 GHz radyo frekansı ile çalışmaktadır.



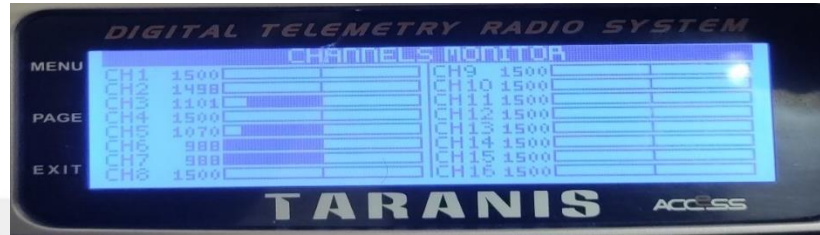
Şekil 3.7. FRSKY Taranis X9D+ kumanda ve X8R alıcı

Kullanılan kumanda üzerinde sol kontrol çubuğu elektrik motoru hız ayarı (throttle) ve yön dümeni (rudder), sağ kontrol çubuğu ise yatırgeç (aileron) ve irtifa kontrol yüzeyleri (elevator) için hareket kontrolü sağlamaktadır. Bununla beraber, diğer anahtarlar (switch) ile kumanda tarafından atanan uçuş modlarının otopilot için değiştirilmesi, flapların açılıp kapanabilmesi, elektrik motorunu aktif etme ve devreden çıkartma, belirlenen diğer görevler için (otonom uçuş sırasında örneğin kamera açma kapama, faydalı yük bırakma, spreyci açma kapama vb.) kumanda anahtarlarına görev atanması gibi amaçlarla kullanılabilmektedir. Anahtarlar 2 konumlu, 3 konumlu, döndürülebilir tiptedir ve OPEN TX yazılımı ile kumandaya mantıksal işlevler yüklenebilmektedir. 24 kanallı kumanda, OPEN TX açık kaynak kodlu yazılımı bulunan, G9D potansiyometre gimbale sahip, ACCST-D16 ve ACCESS erişim protokollü, dahili RF modülü ISRM-S-X9 ve 60 model hafızası SD kart ile arttırılabilen özelliktedir. X8R alıcı 8 kanallı ve SBUS ve Smart-port protokolü girişlerine sahiptir. Şekil 3.8’de kumanda ana ekranı görülmektedir. Uçuş için kullanılan Cessna-182 uçak modeli burada seçilebilmektedir.



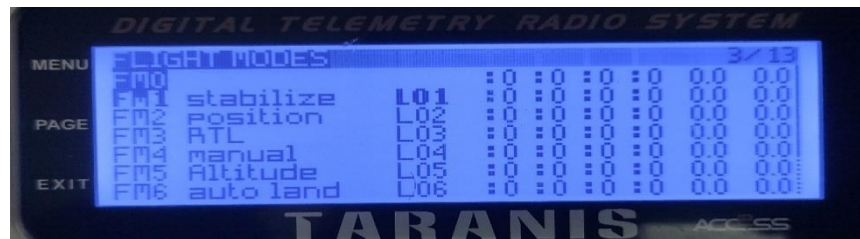
Şekil 3.8. FRSKY Taranis ana ekranı ve model uçak

Şekil 3.9 yatırgaç, irtifa kontrol yüzeyi, elektrik motoru, yön dümeni kontrol yüzeyi, flap, uçuş modları seçimi ve elektrik motoru aktif-pasif (arm, disarm) komutlarının atandığı kanalları sırasıyla CH1, CH2, CH3, CH4, CH5, CH6, CH7 olarak göstermektedir. İstenilen herhangi bir kanal ayarlanarak belirli komutlar verilmektedir ve bu ekrandan PWM sinyalleri izlenebilmektedir.



Şekil 3.9. Kumandaya atanan kanalların listesi

Şekil 3.10 ise uçuş modlarının 2 modlu SF ve 3 modlu SC anahtarlarına mantıksal olarak atanmasıyla farklı PWM sinyallerinde 6 farklı uçuş moduna geçebilmektedir. Bu uçuş modları Pixhawk PX4 güncellemelerinde ve yazılımında tanımlanan modlardan oluşmaktadır. Stabil, manuel, başlangıç noktasına dönüş (return to launch (RTL)), görev, kalkış (takeoff) ve iniş (landing) gibi çeşitli uçuş modlarından oluşmaktadır.



Şekil 3.10. Kumandada uçuş modlarının otopilot için atanması

Şekil 3.11 ve 3.12’de atanan kanalların yönleri ve PWM sinyallerinin limitleri, trim ayarlarının yapıldığı ve “mixes” olarak verilen bağımlı sinyal girdileri tanımlamak amacıyla kullanılan bölümleri göstermektedir. Örneğin; iniş sırasında flapların açılması ile kaldırma kuvveti artışı ve burun yönü yukarı döneceğinden küçük bir miktar irtifa kontrol yüzeyi (elevator) ile ters etki oluşturulabilmektedir ve flap açıldığında elevator burun kısmını aşağı hareket ettirecek şekilde ayarlanabilmektedir.



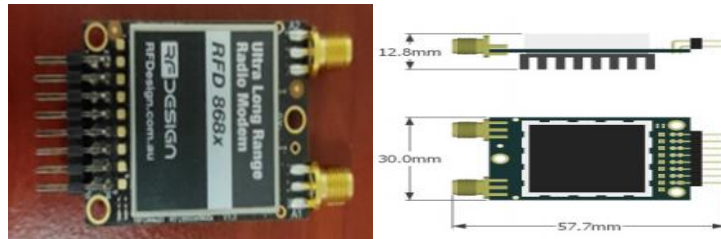
Şekil 3.11. Kumandaya atanan kanal girişleri ve PWM sinyallerinin ayarı



Şekil 3.12. Elevator ve flap etkilerinin oransal (mix) ayarları

3.4. Telemetri Sistemi ve İHA Bağlantısı

İHA ile yer istasyonu arasındaki telemetri sistemi aracılığıyla haberleşme sağlayarak, yer istasyonu üzerinden hem uçuş kontrolcü komutları yönetilebilmekte hem de İHA sistemindeki anlık enlem-boylam, irtifa, hava hızı, İHA'nın yere göre hızı, batarya kalan yüzdesi vb. birçok bilgi alınabilmektedir. Bu bağlamda, farklı frekanslarda çalışabilen telemetri türleri bulunmaktadır. Kumanda ile telemetrinin çalışma frekansları birbirinden farklı aralıklarda olmalıdır. Bu nedenle 433MHz, 868-870MHz veya 902-928MHz frekans gibi bantlarında çalışan tipleri bulunmaktadır. Test uçuşları için sahip olunan RFD modem ise 915MHz-928MHz bandında haberleşme sağlamaktadır. Şekil 3.13'te kullanılan radyo modemlerden bir tanesi gösterilmiştir. Bir tanesi yer istasyonu olarak kullanılan bilgisayara, diğer hava aracı modemi ise İHA üzerinde Pixhawk Cube ile bağlantısı sağlanarak haberleşmektedir.

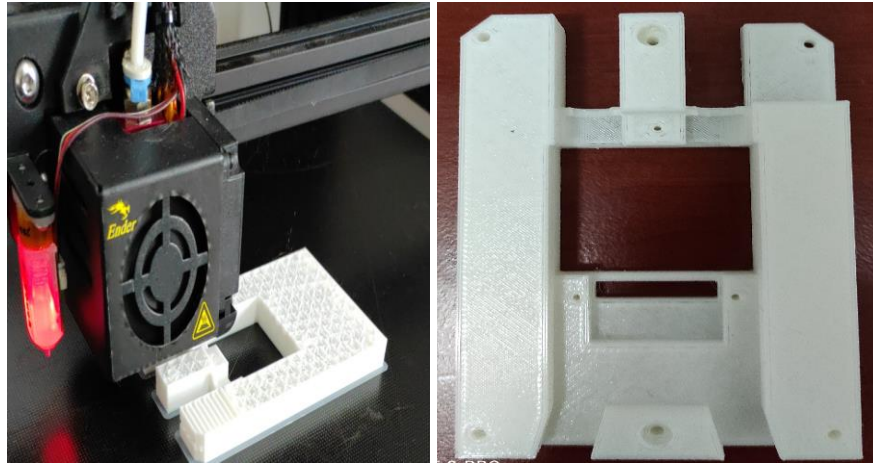


Şekil 3.13. RFD 868x/900x radyo modem telemetri



Şekil 3.14. 1/2 dipol antenli yer istasyon modemi ve polarizasyonu

İHA telemetri sisteminin yerleştirilmesi amacıyla Şekil 3.15'teki 3 boyutlu yazıcı ile basılmış modem yuvası üretilmiştir. Uçak üzerinde telemetri aktif edildiği sırada manyetik alan ve modemın gücünden dolayı oluşan manyetik girişimlerden ötürü servomotorlar da yüksek titreşimler oluşturmuş ve kontrol yüzeyleri olan yatırgeç, irtifa ve yön dümeni kontrol yüzeyleri üzerinde sinyalin fazlaca gürültülü olması nedeniyle titreşimlere neden olmuştur. Bu durumdan kurtulmak amacıyla sinyal hattına kapasitör ekleme, Faraday kafesi etkisi oluşturma üzerine düşünülerek özel Faraday kafesli kumaş yerleştirilmiş ve servolardaki manyetik girişim en düşük seviyeye düşürülmüştür.



Şekil 3.15. RFD900x telemetri bağlantı elemanı (3D baskı)

Tablo 3.1 ile RFD 900 modemın bazı özellikleri sıralanmıştır.

Tablo 3.1. RF modem özellikleri

Özellikler	
Desteklenen RF veri hızları	4, 64, 125*, 250, 500 kbps
İç mekan mesafesi	500m – 1km
Açık alan görüş mesafesi	40 km veya antene göre daha fazla
Aktarım gücü	0 ile 30dBm arası, 1dBm aralıklar ile
Alıcı hassasiyeti	>121 dBm düşük veri hızlarında
Seri Data Arayüzü	+3.3V nominal
Konfigürasyon metodu	AT komutları, APM
Frekans Bandı	902MHz-928MHz
Seri veri akış hızları	2400, 4800, 9600, 19200, 38400,57600, 115200, 460kbps
Anten bağlantıları	2xRPSMA port
GPIO	6 pin (Dijital, PPM kapasitesi olan)
Standart	FCC part 15.247, AS/NZS 4268:2012
Ağ kimlikleri	0-255
Kanallar	50'ye kadar Frekans atlamalı kanallar
Gerekli Güç	+5V nominal, +5V min. +5.5V max.
Aktarım akımı	Max güçte 1A
Alma akımı	~60mA

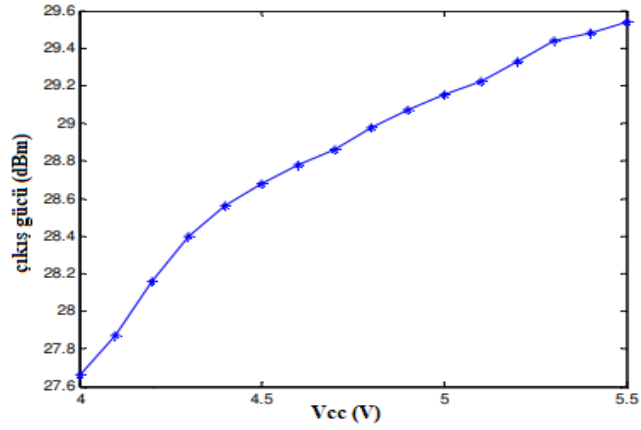
Telemetry sisteminde kullanılan frekans aralığı, çıkış gücü gibi nicelikler belirlenen ülke kurallarına göre tespit edilmiştir. RFD 900x modem ise 0 dBm'den 30dBm'e kadar gücü desteklemektedir. 3.1 numaralı eşitlikte gücün dBm cinsinden mW olarak dönüşümü verilmiştir.

$$P_{mW} = 10^{(P_{dBm}/10)} \quad (3.1)$$

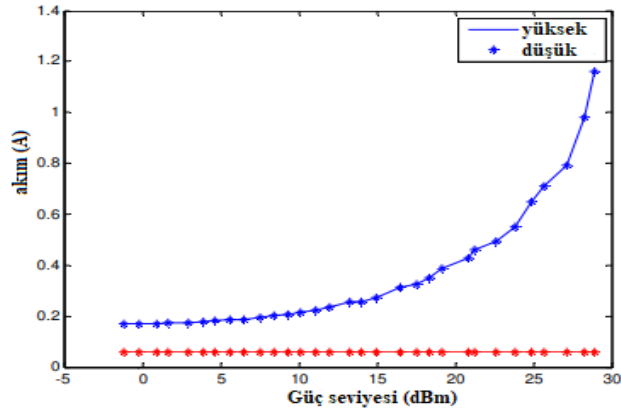
Etkin izotropik ışıma gücü (EIRP) ise eşitlik 3.2'de verilmiştir.

$$EIRP(dBm) = \text{Aktarım Gücü}(dBm) - \text{Kablo kayıp}(dBm) + \text{Anten kazancı}(dBm) \quad (3.2)$$

Şekil 3.16'da çıkış gücünün voltaj ile değişim grafiği verilmiştir. Sağlanan gerilime göre çıkış gücü değişkendir. Aynı şekilde Şekil 3.17'de çıkış gücü (dBm) ve akım (A) ilişkisi bulunmaktadır. Veri aktarım esnasındaki akım “yüksek” olarak verilirken veri alma sırasında ise “düşük” olarak grafikte gösterilmiştir.



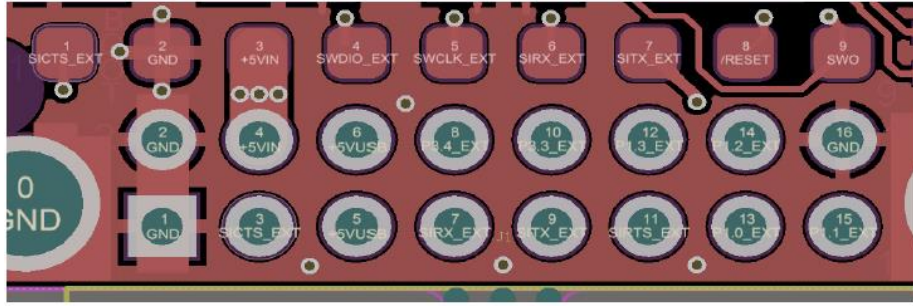
Şekil 3.16. Çıkış Gücü (dBm) ve Gerilim (V) ilişkisi.



Şekil 3.17. Güç çıkışı (dBm) ile Akım (A) ilişkisi

Tablo 3.2. RFD900 pin çıkışları

Pin#	Adı	Yönü	Tanımı	Maks. Voltaj
1	GND	-	Toprak	0V
2	GND	-	Toprak	0V
3	CTS	İki yönlü	Clear to send	3.3V
4	Vcc	-	Güç	3.3V
5	Vusb	-	USB'den güç çıkışı	3.3V
6	Vusb	-	USB'den güç çıkışı	3.3V
7	RX	Giriş	UART Data giriş	3.3V
8	P3.4	İki yönlü	Dijital I/O	3.3V
9	TX	Çıkış	UART Data çıkış	3.3V
10	P3.3	İki yönlü	Dijital I/O	3.3V
11	RTS	İki yönlü	Request to send	3.3V
12	P1.3	İki yönlü	Dijital I/O	3.3V
13	P1.0	İki yönlü	Dijital I/O	3.3V
14	P1.2	İki yönlü	Dijital I/O	3.3V
15	P1.1	İki yönlü	Dijital I/O, PPM I/O	3.3V
16	GND	-	Toprak	0V



Şekil 3.18. RFD900 modemin pin çıkışları ve yerleşimi

3.4.1. Telemetri Sistemi ve Yer İstasyon Programı Bağlantıları

Telemetri sistemi için Mission Planner, QGroundControl ve diğer yer istasyonu programları haberleşmesi sağlanarak uçuş kontrol edilebilir, komutlar gönderilebilir. Çalışmada Mission Planner programı üzerinden bağlantı ayarları yapılırken, kurulum sekmesindeki “opsiyonel donanımlar” ve “radyo ayarları” kısmına girilmelidir. Şekil 3.19, radyo modem ile Mission Planner bağlantı ayarlarına ait yer istasyonu ara yüzünü göstermektedir.



Şekil 3.19. Mission Planner Radyo Telemetri Bağlantı Sekmesi

Bağlantı için Baudrate=57600 ve bağlı olan USB portu seçilmelidir. RFD hava ve yer istasyonu modemleri arasında bağlantı kurulmuş halde iken bu ayarlar yapılarak daha sonra Mission Planner’da iletişim sağlanmıştır. 915MHz-928MHz frekans bant aralığında telemetry çıkış gücü 25 dBm olarak ayarlanmıştır. Veri akışının hızlı olması gerekli olduğunda rüzgâr hızı Şekil 3.19 ekranındaki gibi göreceli olarak arttırılabilir ancak bu durumda etkin veri aktarma ve alma mesafesi de değiştiğinden bu parametre birbirine bağımlıdır. NET ID ise kullanılan ağın başka bir ağ ile çakışmaması için doğru seçilmelidir.

Şekil 3.20’de İHA gövdesi üzerindeki RFD900x konumu gösterilmiştir. İHA gövdesinin altında uygun bir konumda yerleştirilmiş ve 3D yazıcı ile üretilen parça ile montajı yapılmıştır. Kullanılan antenler $\frac{1}{4}$ dalga dipol anten olarak bilinmektedir ve uçak üzerinde daha az yer kapladığı için tercih edilmiştir. Ayrıca manyetik alandan etkilenmemesi için Faraday kafesli kumaş ile modem kutusu altına kumaş kaplanmıştır.

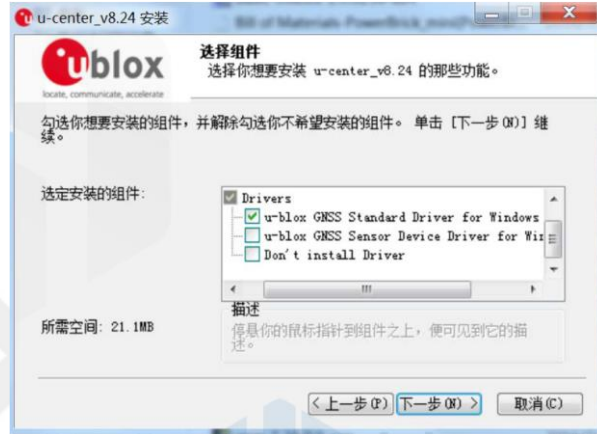


Şekil 3.20. Radyo Telemetry Modem ve $\frac{1}{4}$ dalga dipol anten

3.5. Here+ V2 RTK GNSS Gerçek Zamanlı Konumlandırma Sistemi

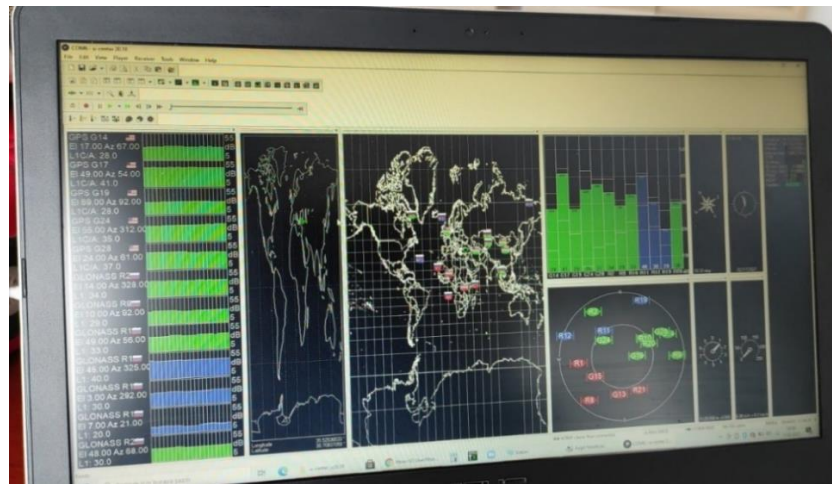
Cessna-182 İHA’nın gerçek zamanlı konum ve pozisyon bilgilerinin alınabilmesi amacıyla GPS (Global Positioning System) donanımı kullanılmıştır. GPS donanımı uydudan gelen sinyaller ile İHA’nın hangi enlem-boylamda seyir halinde olduğu bilgisini vermektedir.

Here+ V2 RTK GNSS tipinde olan GPS donanımının kurulumu için ilk olarak U-Blox Windows U-Center sürücülerini yüklenmiştir. En son sürüm bir adet FTDI USB kablo vasıtasıyla son güncellemeleri almak için GPS donanımına yüklenmiştir. Şekil 3.21, U-Blox yükleme sayfası ara yüzünü göstermektedir. Burada program ve sürücü yüklendikten sonra tüm güncellemeler elde edilmiş ve GPS hazır hale getirilmiştir.



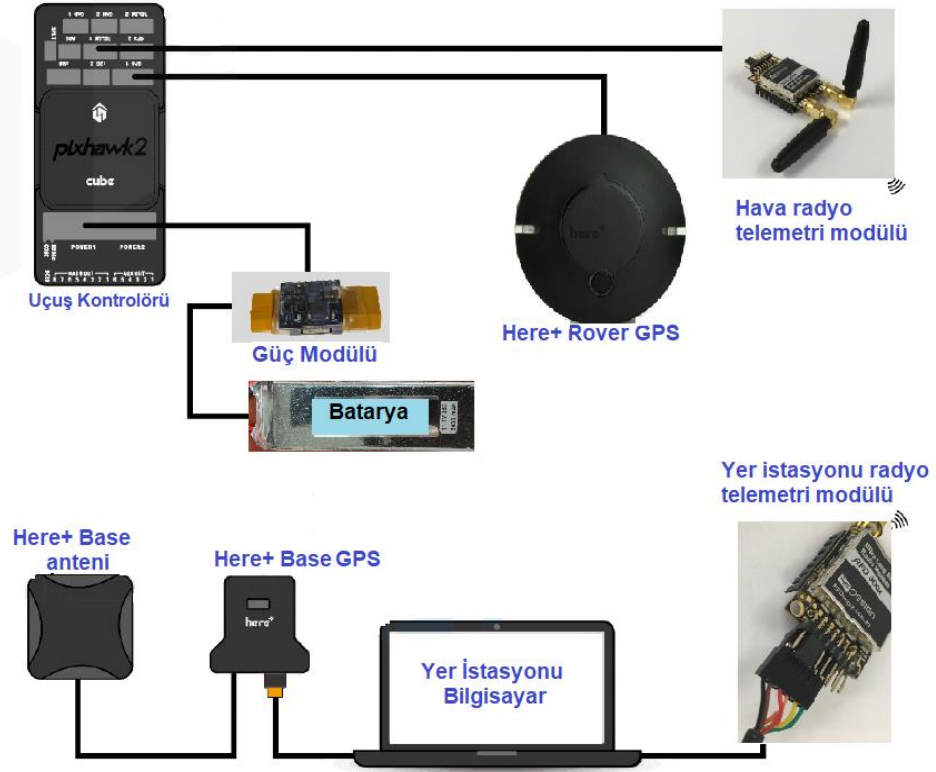
Şekil 3.21. U-Blox U-centre yükleme ara yüzü

GPS ile uydu bağlantıları uygun açık alan sağlanarak Şekil 3.22'deki gibi bir ara yüz görüntülenmiştir. Uydular genel olarak GPS, Glonass, Beidou gibi bazı ülkelere ait uydulardır. Şekil 3.22 sinyal seviyesini gösterecek şekilde sunulmuştur.



Şekil 3.22. GPS sinyal seviyelerinin U-blox programı ile görünüşü

Şekil 3.23 uçuş kontrolörü (Pixhawk Cube), Here+ RTK GPS, telemetri modülü, yer istasyonu, batarya güç girişi bağlantılarının şematik bir bağlantısını içermektedir.

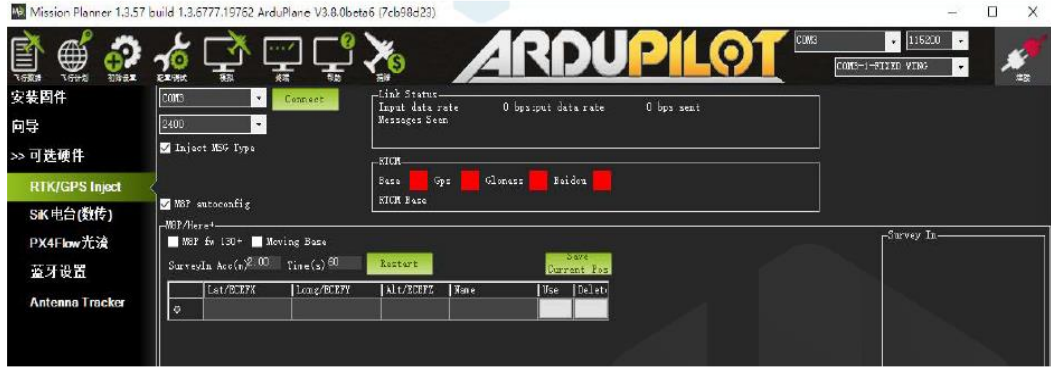


Şekil 3.23.Otopilot, GPS, telemetri bağlantılarının şematik diyagramı

Cessna-182 İHA sistemi üzerine yerleştirilen Here+ V2 RTK GPS elemanının konumu Şekil 3.24'te sunulmuştur.



Şekil 3.24. Cessna-182 İHA için Here+ GPS konumu



Şekil 3.25. Mission Planner RTK GPS Bağlantı sekmesi

3.6. Hava Hızı Sensörü Kalibrasyonu

Hava hızı sensörü uçağın doğru hava hızı (true airspeed) olarak bilinen hızını ölçmek için kullanılan sensörlerdir. Kullanılan hava hızı sensör modeli 4525DO Pixhawk uyumlu modelidir. 100 m/s yani 360 km/h hıza kadar ölçme kapasitesi bulunmaktadır. Uçuş kontrolörünün I2C portundan sağlanan bağlantı ile veri alışverişi sağlanmaktadır. Telemetri vasıtasıyla yer kontrol istasyonunda uçuş hızı bilgileri anlık olarak izlenebilmektedir. Uçuş hızının uçağın uçuşu sırasında büyük öneme sahip olması nedeniyle pitot tüpünün herhangi bir nem, kir ve toz gibi tıkanıklık durumlarından korunması gerekmektedir. Ayrıca uçuş öncesi kalibrasyon yapılması gerekmektedir. Aksi durumda ortaya çıkabilecek yanlış hız okumaları uçağın motorunu durdurabilecek ve kazaya sebebiyet verebilecektir. Şekil 3.26, hava hızı sensörü, pitot tüpü ve bağlantı hortumunu göstermektedir. Statik ve dinamik basınçların ölçülmesi ile hava yoğunluğunun da sabit kabul edilerek uçuş hızı hesaplanabilmektedir.



Şekil 3.26. Hava Hızı Sensörü 4525DO Analog Sensör ve pitot tüpü

3.7. Motor, Pervane Seçimi ve İtke Testinin Yapılması

Hava aracının ağırlığının eklenen donanımlar (otopilot, GPS, batarya, elektrik motoru, telemetri, pitot tüpü vs.) sebebiyle artması nedeniyle uçağın üzerinde bulunan motor yetersiz kalmıştır. Yapılan testler neticesinde Art-Tech 3715-01C fırçasız elektrik motoru kullanılan 10x8 üç palli pervane ile yetersiz kalmış 800 gram itke kuvvetinden fazla güç sağlayamamıştır. Uçak ağırlığı 1810 gram olarak ölçülmüştür. Şekil 3.27’de uçak için kullanılan pervaneleri ve elektrik motoru görülmektedir.



a) 10x5 iki palli pervane



b) 10x8 üç palli pervane



c) EMAX GT2826/04 elektrik motoru



d) Art-Tech 3715-01C elektrik motoru



e) Lipo 4S 3000mAh batarya



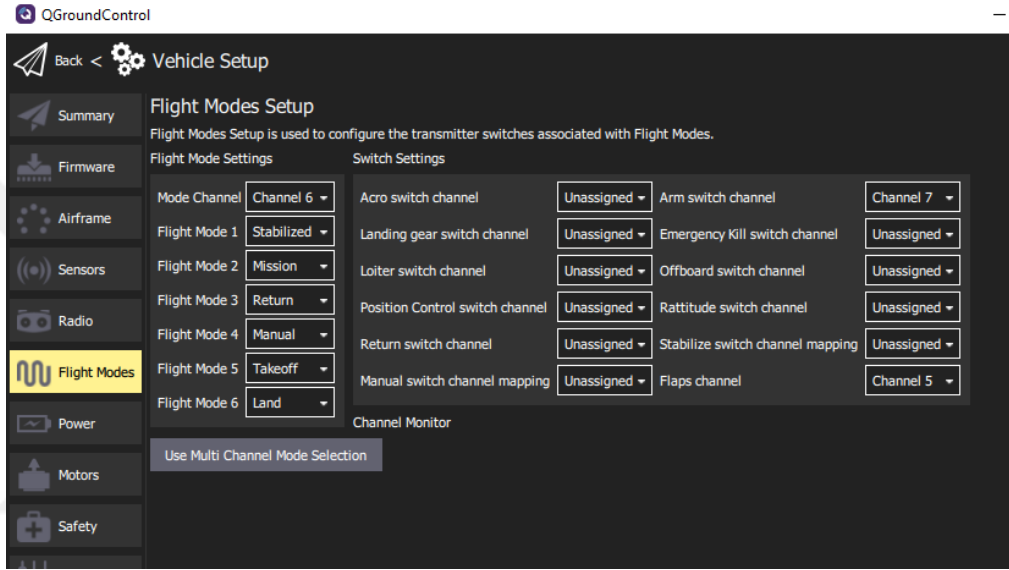
f) Aileron ve flap servo konumları

Şekil 3.27. Hava aracında kullanılan bazı elemanlar



Şekil 3.28. Hava Aracının Ağırlığı

Uçuş modlarının otopilota aktarılması için QGroundControl veya Mission Planner üzerinde uçuş modları tanımlanarak RC kumanda üzerindeki anahtar konumlarına atanabilir. Şekil 3.29 QGroundControl ile uçuş modlarının atandığı kısmı göstermektedir. Stabilize, manuel, kalkış (takeoff), iniş (landing), görev tanımlama (mission), yükseklik sabitleme (altitude hold), başlangıca geri dönüş (RTL) gibi uçuş modları tanımlanmıştır. İstenen uçuş modu bu kanallarda değiştirilebilir.



Şekil 3.29. Uçuş modlarının tanımlanması

4. BÖLÜM

OTONOM İHA'NIN DENETİMİNDE KULLANILAN KONTROL YAPILARI

Otonom bir İHA uçuşunun başarılı olarak gerçekleşmesi, kontrol, pilotaj ve navigasyon görevleri için otopilot sistemine bağımlıdır. Uçuş kontrolü için herhangi bir matematiksel mevcut değilse uçuş kontrolü çok zor bir görev haline dönüşebilmektedir. Bu bakımdan matematiksel modeli mevcut olmayan İHA sisteminin manuel olarak uçuş kontrol görevini yerine getirmesi çok zorlaşmaktadır. Aynı zamanda uygulama sırasında denenen kontrol süreçleri maddi olarak da zaman olarak da kayıplara sebep olabilmektedir. Klasik kontrol ile tek giriş tek çıkışlı sistemlerin kontrolü uygulama kolaylığı ve sonuç alabilme açısından ilgi çekici olsa da çoklu döngülere sahip sistemlerde istenen performansı elde etmek çok mümkün olamamaktadır.

Uçuş kontrol sistemleri gibi karmaşık yapıya sahip ve çok giriş çok çıkışlı (multi-input multi-output – MIMO) sistemler için son yıllarda farklı kontrol metotları geliştirilmiştir. Genel olarak, klasik kontrol metotlarından daha fazla avantaj sağlayabilecek ve belirsizlik şartlarını oldukça düşük seviyeye çekecek gürbüz kontrol sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu yaklaşımda temel olarak optimizasyon ve modellemedeki belirsizlikleri gürbüz bir kontrol için en aza indirmek üzerine yoğunlaşmaktadır. Amaçlanan; teknoloji imkanlarıyla performans, etkinlik ve tasarımın daha basit bir düzeyde gerçekleştirilmesidir. Bu kapsamda sabit kanatlı uçak için tez çalışmasında, klasik kontrol yaklaşımı olan PID kontrolör ve modern kontrol için kullanılan LQR, LQG, Kalman filtresi, bulanık mantık ve yapay zekaya dayalı yaklaşımlar incelenmiştir. Literatürde bulunan Ultrastick-25e İHA modeli ile test uçuşu için kullanılan Cessna-182 İHA modeline ait lineerleştirilmiş modeller kontrol sistemi tasarımında kullanılmıştır.

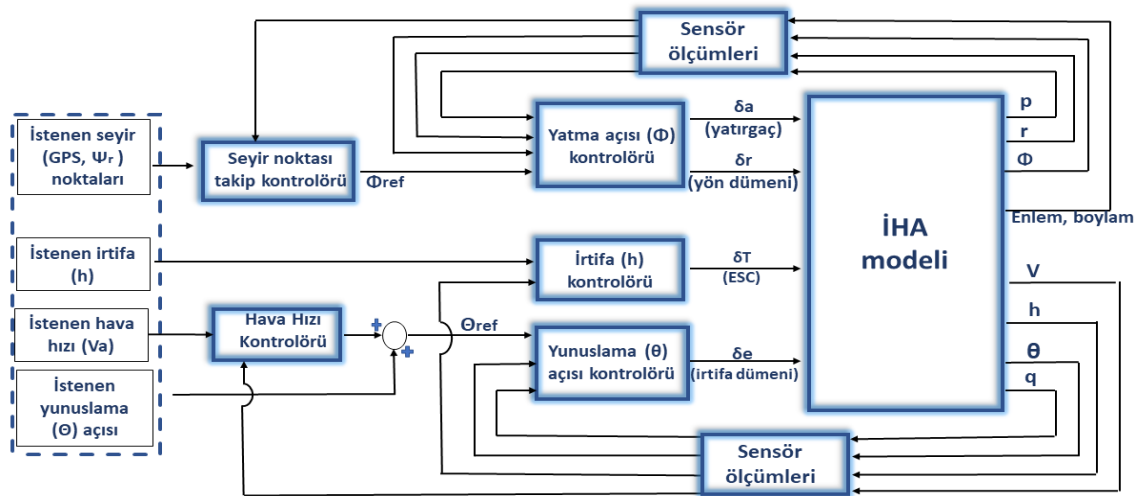
Burada tasarlanan kontrol teknikleri verilmiştir. Bu çalışmada mini İHA modeli için elde edilen bilgilerin başka araştırmacılara katkı sağlaması ümit edilmektedir.

4.1. Uçuş Kontrol Mimarisi İncelemesi

Bir hava aracı veya İHA sisteminin otonom bir görev sırasında farklı uçuş profilleri gözlenmektedir. Belirlenen uçuş senaryosuna göre, genel olarak İHA'lar otonom olarak çoğunlukla sabit uçuş hızı (cruise flight) ile seyrüsefer yapmaktadırlar. Bu uçuş sırasında sabit uçuş hızı ile, istenen seyrüsefer ara noktaları (waypoint) ve görevleri yatma açısını, hava hızını, irtifa ve yunuslama açısını kontrol ederek gerçekleştirilebilir. Bu bakımdan, bu tez kapsamında açı, hız ve yükseklik kontrollerini sağlayacak kontrolcü tasarımlarını içermektedir. Tablo 4.1 ile verilen farklı uçuş modları için gerekli eylemler verilmiştir. Aynı zamanda Şekil 4.1 ile sabit uçuş hızı için İHA sistemimizin farklı uçuş kontrolcülleri ile uçuş mimarisini gösteren yapısı verilmiştir.

Tablo 4.1. İHA uçuş kontrol modları

Uçuş Modu	Eylem
Hava hızı kontrolü	İstenen hava hızını takip etme
Yunuslama açısı kontrolü	İstenen yunuslama açısı takibi ve açısal hızını elde etme
İrtifa kontrolü	İstenen irtifada uçuş takibi
Yatma açısı kontrolü	İstenen yatma açısı takibi ve yatma- sapma açısal hızlarını elde etme



Şekil 4.1. Sabit otonom uçuş hızı için İHA kontrol mimarisi

İHA kontrol mimarisinde hava hızı kontrolörü ile istenilen hava hızı ve irtifa takibi için birlikte çalışır. Sabit bir irtifada seyir halinde iken istenen hava hızını artırmak için, hava hızı kontrolörü yunuslama açısı kontrolörüne negatif bir yunuslama açısı (θ_{ref}) komutu verir. Yunuslama açısı kontrolörü, uçağın burnunu aşağı eğmesi için irtifa dümeni girişine komut vermektedir. Ancak, uçak burnunun aşağı hareketi aynı zamanda irtifa azalmasına yol açacağı için aynı irtifanın sürdürülmesi irtifa kontrolcünün elektronik hız kontrol birimi (ESC) ile hızı arttırması ve istenen irtifaya yükselmesi sağlanmalıdır. Böylelikle hava hızı ve irtifa kontrolü sağlanabilmektedir.

İrtifa kontrolünün sabit bir hızda tutulması istendiğinde hız kontrol girişi arttırılacaktır ancak bu şekilde istenen hava hızı artacağından hava hızı kontrolcüsü devreye girerek yunuslama açısını arttırmak ve hava hızının azalmasını ve uçağın yavaşlamasını sağlamak yönünde çalışacaktır. Bu şekilde istenen irtifaya da tırmanma sabit hızda sağlanabilecektir. Hava hızını, irtifa ve motor hızını kontrol etmek yerine önce yunuslama açısı ve motor hızı şeklinde kontrol etmek bazı avantajlara sahiptir. Öncelikle, motor arızası nedeniyle itki kaybında, yunuslama yönünde kararsız hareketlerin irtifada alçalmaya sebep olduğu görülür ancak irtifa yunuslama açısı girişiyle kontrol edildiğinde hava aracı hava hızı ve irtifa azalmasını uçağın burun yukarı kaldırılarak sağlanması ile aşabilir. Bir diğer faydası ise, mini İHA sistemleri gibi rüzgâr ve türbülans etkilerinden çabuk etkilenen hava araçlarında hava hızının istenen seviyede tutulması irtifa dümeni kontrol yüzeylerinin, motor itki sisteminden daha hızlı yanıt vermesi sebebiyledir.

İHA kontrolü için sabit uçuş hızı şartlarında değerlendirme yapılmıştır. Sabit hız şartında İHA dinamiği uzunlamasına ve yanal eksen hareketi olarak ayrıştırılabilir ve Bölüm 2’de verildiği gibi lineerleştirilebilir. Uzunlamasına ve yanal hareketlerin birbiri üzerinde olan etkileri minimum seviyede olması sebebiyle tam mertebe bir İHA dinamiği bu şekilde 2 ayrı hareket modunda değerlendirilebilmektedir. Ancak, İHA dinamiğine bakılırsa, yüksek genlikli uzunlamasına hareket olması halinde yanal hareket modu durumlarını çok etkilemezken, yüksek genlikli yanal hareket değişimleri doğrusal olmayan etkiler nedeniyle uzunlamasına eksen takımını da biraz etkilemektedir. Bu nedenle uzunlamasına ve yanal hareketin birbirlerine etkisi minimum kabul edilebilmektedir.

Uçuş kontrolör tasarımı amaç, İHA sisteminin sabit hızda otonom uçuşu için istenen seyrüsefer yol noktalarına rehberlik edecek ve giriş yatma açısı, yunuslama açısı, sapma

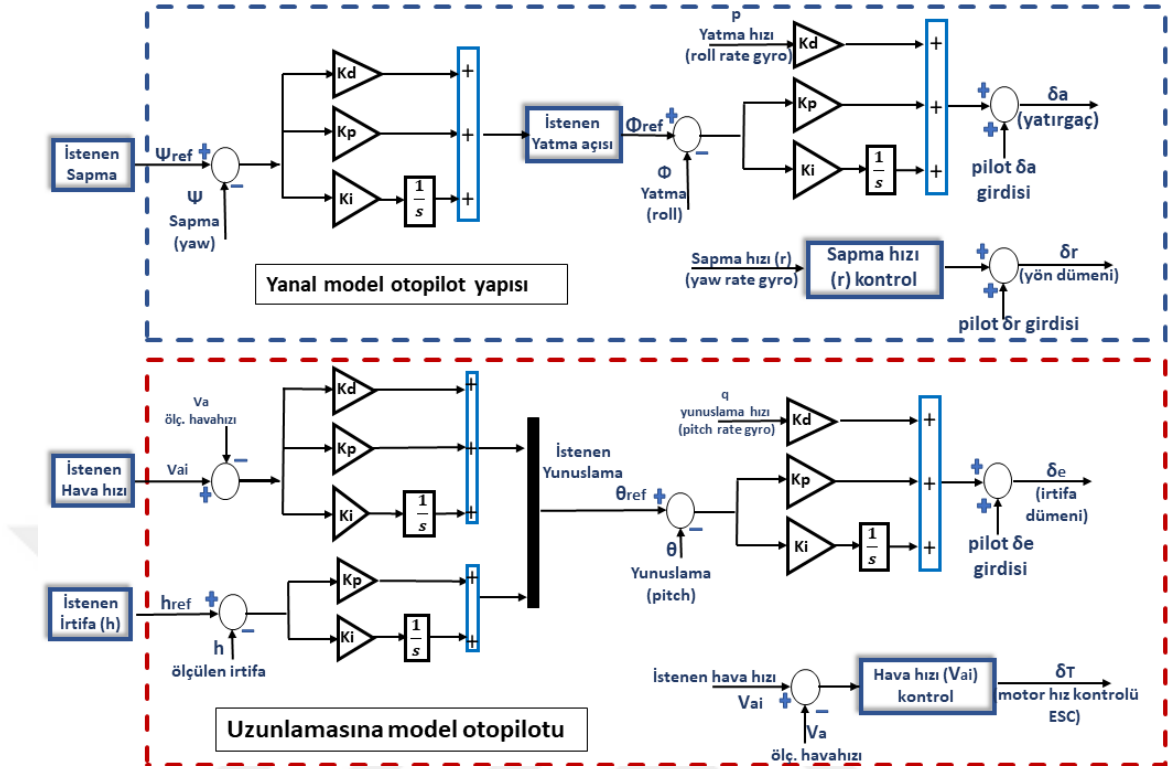
açısı gibi komutları uygulayacak bir kontrolör tasarlamaktır. Burada uçuş kontrolü için geliştirilen birçok yazılımda klasik PID kontrolörü ile kontrol sağlanmaktadır. Yunuslama açısı PID kontrolü uzunlamasına eksen hareketlerini kararlı hale getirmek için, yatma ve sapma açısı kontrolü de yanal eksen hareketlerini istenen kararlılık seviyesinde tutmak için kontrol edilmiştir.

4.2. Klasik PID Kontrolör Tasarımı

İHA için önceki bölümde elde edilen sayısal değerler ve gerekli matematiksel modellerinin çıkarılması ile sisteme ait durum uzayı modelleri ve transfer fonksiyonları elde edilmişti. Karakteristik denklemler ile boyuna ve yanal yöndeki İHA kontrolcü yapıları öncelikle klasik kontrol teknikleri kullanılarak kapalı döngü geri beslemeli bir sisteme ait PID kontrolcünün parametreleri belirlenmiştir.

PID kontrolcü yapıları tek giriş tek çıkışa sahip bir sistem için en yaygın ve en çok kullanılan kontrolör olarak bilinmektedir. P, I, D etkileri sırasıyla orantı, integral ve türev etkilerini belirtmektedir. Basit ve lineer bir yapıya sahip olması ve kolay uygulanabilir olmasına karşın bazı durumlarda doğrusal olmayan sistemler için çok uygun olmayabilir. Şöyle ki, klasik kontrolde döngüler ve giriş çıkış sayıları arttıkça kontrol prosesi zorlaşabilmektedir.

Ayrıca, kontrol ayarlamaları için deneme yanılma gibi süreçler zaman kaybına neden olabilmekte ve yine de sistemin tam mertebe kontrolünü garanti altına alamamaktadır. Bu nedenle modern kontrol ile uçuş kontrol sistemi tasarımı ilgi çekmektedir. Şekil 4.2 uzunlamasına ve yanal hareket modeline ait İHA otopilot sistemi yapısına aittir. İstenen sapma, irtifa ve hava hızı için kontrol edilmesi gereken iç ve dış döngüler otopilot sistemi ile kontrol edilebilmektedir.



Şekil 4.2. İç ve dış döngüler ile gösterilmiş PID kontrolörlü otopilot yapısı

4.2.1. PID Tipi Kontrol Organı Yapısı

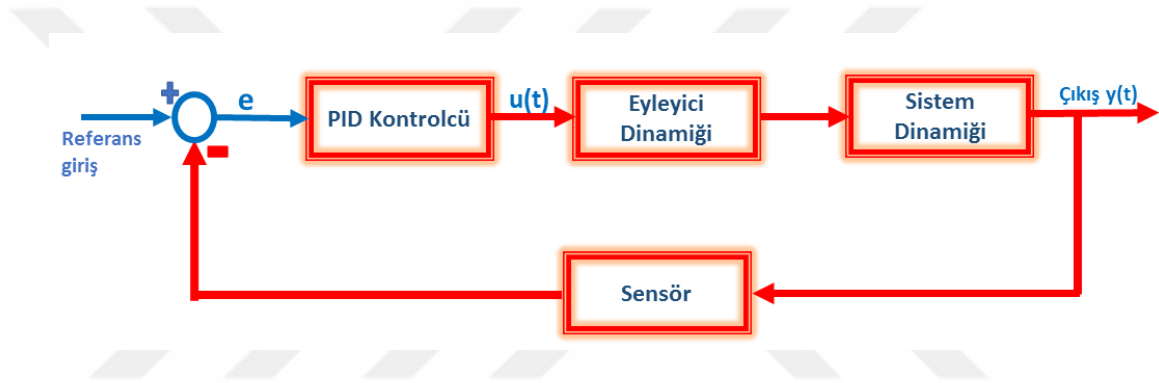
PID kontrol organı orantı, integral ve türev etkilerin her birisini içerisinde barındırır. PID kazanç parametrelerinin uygun seçimi ile hızlı cevap ve minimum sürekli rejim hatası elde edilir.

$$c(t) = K.e(t) + \frac{K}{\tau_i} \int_0^t e(t).dt + K.\tau_d \frac{de(t)}{dt} \quad \text{cevabının transfer fonksiyonu ise}$$

$$\frac{C(s)}{E(s)} = K \left(1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right) \quad \text{olarak elde edilir.}$$

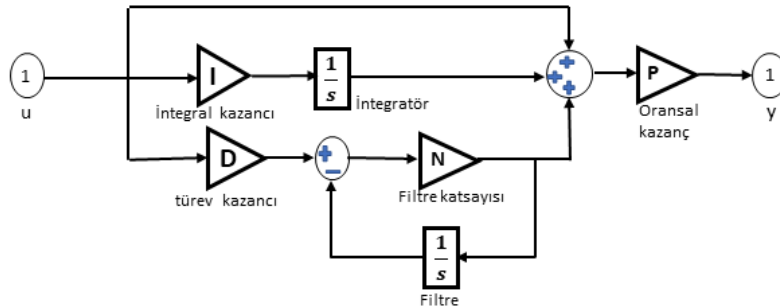
Genel olarak bir PID kontrolcüye ait sistemin yapısı Şekil 4.3'te verilmiştir. Bu çalışma sırasında farklı kontrolcü yapıları PI, PD, PID hem Ziegler-Nichols (ZN) metodu hem MATLAB ayarı (tuning) hem de kök yer eğrisi (K.Y.E) tasarımı ile ayrı ayrı incelenmiştir. PID (ZN) ayarında Ziegler ve Nichols tarafından geliştirilen kriterlere göre zaman alanı yanıt eğrisinin ikinci aşma genliğinin ilk aşma genliğine oranının $\frac{1}{4}$ olması hedeflenir. Buradaki ayar denetleyicinin ani yük değişimleri için en uygun ayar olduğu varsayılmıştır. Ancak bu ayar hızlı ve çabuk sönümlemeye sahip olsa da yüksek aşmaya

ve salınımına sahip olduğundan kaba ayar olarak bilinmektedir. PID ayarı için ZN salınım veya titreşim yöntemini ya da sistem cevabı yöntemini uygulamaktadır. Sürekli titreşim veya salınım yöntemi bazı sistemler için sakıncalı olabildiğinden bu çalışmada PID (ZN) ayarı için Harriot tarafından önerilen sönümlü titreşim yöntemi ile elde edilen PID kazançları değerlendirilmiştir. Buna göre $T_i = P_u/6$ ve $T_d = P_u/15$ şeklinde sırasıyla integral ve türev kazançları elde edilmiştir. P_u sistemde sadece orantı etki kazanç değeri uygulandığında sistem cevabı titreşim genliğinin eşit salınım yaptığı iki tepe arası genlik periyodu veya K_p kazancı arttırıldıkça çalışmada tercih edilen dörtte bir aşmanın gerçekleştiği zaman periyodu olarak alınabilmektedir.



Şekil 4.3. PID kontrolcü yapısına ait blok diyagramı

Bir diğer ayar ise MATLAB içerisinde programdan faydalanılarak yapılan ayardır. İdeal bir PID kontrolcü yapısı MATLAB içerisinde Şekil 4.4'teki gibi blok diyagramına sahiptir.



Şekil 4.4. MATLAB ideal PID kontrolör blok diyagramı

4.3. Sistemin Kontrol Edilebilirliği ve Gözlenebilirliği

Doğrusal kontrol teorisi ile ilgilenirken; kontrol sisteminde geri besleme etkisi $u = -K.x$ eşitlik (4.1) ile verilen sistemi hangi ölçüde değiştirebilir sorusu akla gelmektedir. Eğer sistemin kararsız karakteristik denklem kökleri var ise bu sistemi $(A-BK)$ gibi yeni bir kapalı döngü geri besleme ile kararlı karakteristik denklem kökleri elde ederek düzenlemek mümkün olmaktadır. Bu şekilde düzenleme için kapalı döngü geri beslemenin sistem dinamikleri üzerinde nasıl etkisi olduğu durum değişkenleri “ x ” ve çıkış ölçümleri “ y ” ile incelenebilir.

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (4.1)$$

Durum denklemleri ile sistemin tanımlanması sayesinde daha fazla bilgi içermesinden dolayı kontrol edilebilirlik ve gözlenebilirlik burada incelenmiştir. Sistem kontrol edilebilir ve gözlenebilir kısımlardan oluştuğu takdirde sistemin çıkışını kontrol edebilmek her zaman mümkündür.

4.3.1. Kontrol Edilebilirlik

Eşitlik (4.1) ile belirtilen sistemimizin kapalı döngüye ait karakteristik denklem köklerinin K geri besleme kazancı seçimi ile tasarlanması sistemin kontrol edilebilir olmasına bağlıdır. Kontrol edilebilirlik $\mathbb{C}$ matrisi ile gösterilirse;

$$\mathbb{C} = [B \ AB \ A^2B \ \dots \ A^{n-1}B] \quad (4.2)$$

Eğer $\mathbb{C}$ matrisi $\mathbb{R}^n$ 'yi kapsar şekilde n tane bağımsız sütuna sahipse (4.1) eşitliğindeki sistem kontrol edilebilir olmaktadır. Bu şekilde keyfi seçilen bir özdeğer yerleşimi ve $u(t)$ kontrol sinyali ile sistemin kontrol edilebilir bir durumda olduğu belirtilebilir. Rasgele özdeğer yerleştirmek için ise geri besleme sinyali $u = -K.x$ aracılığıyla kapalı döngüye ait özdeğerlerin tasarlanması mümkündür.

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) + Bu(t) = (A - BK)x(t) \quad (4.3)$$

Burada, Cessna182 İHA modelinin uzunlamasına ait kontrol edilebilirlik matrisi $\mathbb{C}$, eşitlik (4.4) ile verilmiştir.

$$\mathbb{C}_{uzun} = 10^5 \cdot \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0053 & -0.0003 & -0.025 & 0.001 & -0.063 \\ 0 & -0.0001 & 0 & -0.014 & -0.0012 & 0.1939 & -0.0138 & -1.57 & 0.0923 & 6.71 \\ 0 & -0.0009 & 0.0001 & 0.007 & -0.0004 & -0.0301 & 0.001 & -0.115 & 0.0173 & 3.798 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0009 & 0.0001 & 0.007 & -0.0004 & -0.030 & 0.001 & -0.115 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0001 & 0 & 0.0284 & -0.0023 & -0.3112 & 0.021 & 2.07 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Sistemin derecesi $\text{rank}(\mathbb{C})=5$ ile elde edilmiş ve kontrol edilebilir olduğu anlaşılmaktadır. Ayrıca yanal harekete ait $\mathbb{C}$ matrisi ise (4.5) ile verilmiştir. Matrisin derecesi $\text{rank}(\mathbb{C})=5$ olarak elde edilmiş ve kontrol edilebilir olduğu gözlenmiştir.

$$\mathbb{C}_{yanal} = \begin{bmatrix} 0 & 3.85 & 73.88 & 331.9 & 7332 & -2.25e3 & -3.01e5 & -2.33e5 & -2.33e5 & 3.86e6 \\ 1.91e2 & 13.5 & -6402 & -782.9 & -2.08e5 & 2.18e3 & -7.48e6 & 1.26e5 & 1.26e5 & 2.72e8 \\ -4.4316 & -19.9 & -328.1 & 141.22 & -1.42e4 & 1.35e4 & -1.07e5 & -1.02e5 & -1.02e5 & 2.01e6 \\ 0 & 0 & 190.8 & -13.46 & -6.4e3 & -7.83e2 & 2.08e5 & 2.08e3 & 2.18e3 & -7.5e6 \\ 0 & 0 & -4.44 & -19.96 & -3.28e5 & 1.41e2 & 1.43e4 & 1.43e4 & 1.35e4 & -1.1e5 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

4.3.2. Gözlenebilirlik

Eşitlik (4.1) ile verilen sistemin kontrol edilebilirliği ile gözlenebilirliği matematiksel olarak hemen hemen aynı olsa bile fiziki manada farklılıklar göstermektedir. Sistem eğer gözlemlenebilir ise sensör ölçümleri $y(t)$ 'den herhangi bir $\xi \in \mathbb{R}^n$ durumu gözlemlenebilmesi mümkündür. Sistemin gözlenebilirliği ise (4.6) eşitliğindeki gibi O matrisinin satır uzayından tanımlanabilir.

$$O = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

Matris O satırları $\mathbb{R}^n$ uzayında ise, $y(t)$ cevabı geçmişinden $x \in \mathbb{R}^n$ tam boyutta durum değişkenlerini tahmin etmek mümkündür.

Tam durum değişkenlerini ölçmenin her zaman mümkün olmadığı ve gözlenebilir bir sisteme sahip olduğunda, herhangi bir x durum değişkeni ölçümü ile tüm durum uzayı değişkenlerini gözleyebilmek mümkün olmaktadır. Bir diğer deyişle, aslında gözlenebilirlik matrisi, (A^T, C^T) için kontrol edilebilirlik matrisinin transpozu şeklindedir.

Uzunlamasına ve yanal harekete ait gözlenebilirlik matrisleri Cessna182 İHA modeli için eşitlik (4.7) ve (4.8) ile verilmiştir.

$$O_{uzun} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.0523 & -0.999 & 0 & -16.65 & 0 \\ 0.7631 & 5.465 & -3.33 & 0.513 & 0 \\ -36.74 & 31.91 & 356.04 & -7.486 & 0 \\ 327.21 & -843.2 & -2303.3 & 360.45 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

Sistemin derecesi $\text{rank}(O)=5$ ve determinantı sıfırdan farklıdır ve sistemin durum uzayı irtifa ölçümü üzerinden gözlenebilirdir.

$$O_{yanal} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1.001 & 0 & 0 \\ 37.08 & -1.75 & -1.105 & 0 & 0 \\ 84.11 & 60.46 & -621.4 & 363.34 & 0 \\ -2.74e4 & -577.5 & -567.7 & 824.4 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

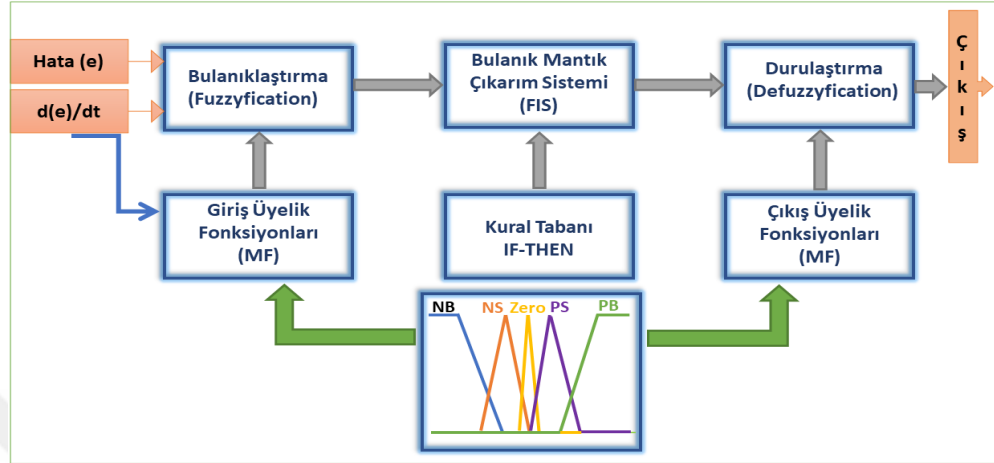
(4.8) ile verilen matrisin $\text{rank}(O)=5$ ve determinantının sıfırdan farklı olduğu ve sapma açısının ölçümü ile sistem durum uzayının diğer değişkenlerinin gözlenebilir olduğu gösterilmiştir.

4.4. Bulanık Mantık Kontrolcü (FLC)

FLC ile kontrol mantığı birçok araştırmada kullanılmaya başlanmış bir metot olarak literatürde karşımıza çıkmaktadır. FLC kontrol, bulanık kümelerden oluşan ve verilecek karar için derecelendirme yaparak sonuca giden bir yaklaşımdır. FLC yapısında girişler ve çıkışların aslında bilinen bir kural tabanına göre yorumlanması sonucu karar verilir. Bulanık olarak ifade edilen kümeler aslında belli derecelendirmeler sonucunda matematiksel uygulamalar için net bir çıkış verebilmektedir.

Giriş ve çıkışlar, farklı tipte (Gauss, üçgensel, trapezoidal, sigmoid vb.) üyelik fonksiyonları ile şekillendirilir. FLC, girişlerin bulanık bir küme içinde toplanıp, bulanık sonuç çıkarım sistemi (FIS – Fuzzy Inference System) vasıtasıyla çıkışların sayısal değerlerini tek ve sade bir yapıda alınmasını sağlamaktadır. Şekil 4.5, FLC kontrol yapısının şematik ifadesini göstermektedir. Kural tabanı girişler ve üyelik

fonksiyonlarının adetine göre sayıca değişen kurallar dizisinden oluşur ve kurallar neticesinde çıkış üyelik fonksiyonları ve çıkış değerleri elde edilir.



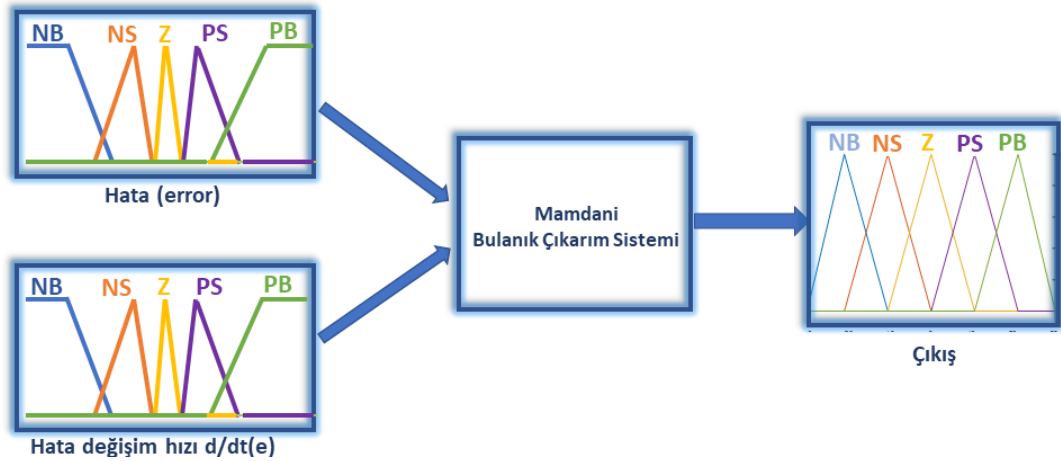
Şekil 4.5. Bulanık Mantık Kontrolör Yapısı

Tez çalışması için incelenen kontrol sisteminde, kapalı döngüye ait hata ve hatanın türevi FLC yapısının giriş verileri olarak alınmıştır. FLC yapısı Mamdani tipindedir. Mamdani kuralı, Ebrahim Mamdani'nin [52] 1975 yılında insan tecrübelerinden yararlanarak kurallardan oluşan dilsel bir mantık ile buhar makinası ve kazanı kontrol etmek için yapılan araştırma sonucu ortaya çıkmıştır. FLC temelleri 1973 yılında Lotfi Zadeh [53]'in karmaşık yapıli sistemler için bulanık mantık üzerine yaptığı çalışmalara dayanmaktadır. Şekil 4.6, hata ve hata değişim hızının girişleri temsil ettiği Mamdani FLC yapısını göstermektedir. FLC ve Anfis (uyarlamalı sinir ağı tabanlı bulanık çıkarım sistemi) kontrol metotlarına yönelik birçok çalışma literatürde mevcuttur. Bunlardan biri Solatian vd. [54] araştırmalarında akış hızını kontrol etmek için bulanık mantıktan faydalandıkları çalışmadır. Araştırmacılar, PID ve FLC kontrolör tasarımlarını sistem üzerinde uygulayarak ANFIS'in diğer metotlara olan avantajını belirtmişlerdir. Bir farklı çalışmada Medina vd. [55], güneş ışınlarının sınıflandırılmasında FLC metodu ve optimum parametrelerin bulunmasına yönelik çalışmalarını farklı optimizasyon algoritmalarında inceleyerek kullanmıştır. Genetik algoritmalar (GA), ANFIS gibi teknikler kullanılarak sınıflandırmaya çalışılmıştır. Prasad vd. [56], Mamdani yapısına sahip zaman serisi modelleme üzerine bir çalışma yapmışlardır. Fuzzy-C-means (bulanık küme ortalamaları) mantığına dayalı metodun ortalama karekök hatasını azalttığına işaret etmişlerdir.

Çıkış tek ve üyelik fonksiyonu üçgensel alınmıştır. Üyelik fonksiyonları da sırasıyla, negatif büyük, negatif küçük, sıfır, pozitif küçük, pozitif büyük (NB, NS, Z, PS, PB) şeklinde kendi içerisinde ayrılmaktadır. Bu ifadeler şu şekilde açıklanabilir:

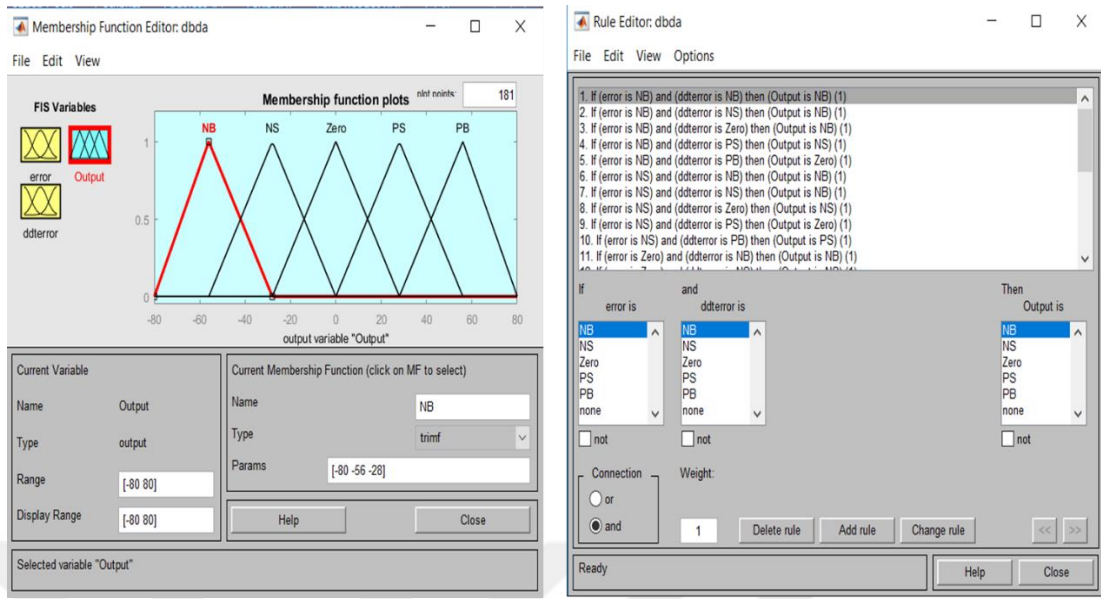
- Negatif büyük (NB) ise; istenen açı veya hız değeri ölçülenden çok düşük
- Negatif küçük (NS), istenen değer ölçülenden biraz düşük
- Sıfır (Z), istenen değer ile anlık ölçülen değer farkı sıfıra yakın
- Pozitif küçük (PS), istenen değer ölçülenden biraz büyük
- Pozitif Büyük (PB), istenen değer ölçülenden çok büyük

Şekil 4.6, kural tabanı için kullanılan giriş ve çıkış üyelik fonksiyonlarını göstermektedir.



Şekil 4.6. İki giriş bir çıkışlı Mamdani FLC yapısı

FLC yapısında 2 giriş ve 5'er üyelik fonksiyonu olması sebebiyle 25 adet kural yazılmıştır. Kural tabanı sistem hakkında edinilen tecrübeye ve beklentiye göre en doğru şekilde seçilmelidir. Burada üyelik fonksiyonlarının sahip olduğu aralıklar sistem davranışına göre belirli aralıklar içinde seçilmelidir. Şekil 4.7 ise FLC üyelik fonksiyonlarının seçim aralığı ve kural tabanı Matlab araç kutusu arayüzünü göstermektedir. Bu çalışmada FLC kuralları Matlab script dosyası içerisinde kod yazılarak kullanılmıştır.



Şekil 4.7. FLC üyelik fonksiyonu aralık seçimi ve kural tabanı (Matlab FLC toolbox)

FLC için kural tabanı aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

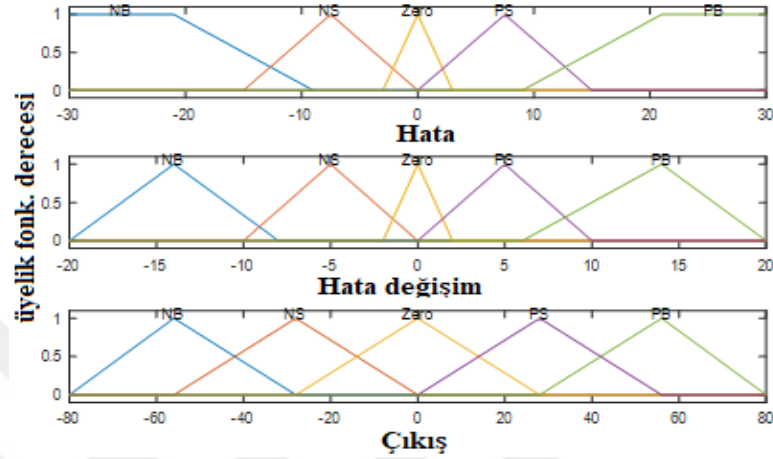
If (eğer) x_1 girişi A1 ise ve x_2 girişi B1 ise then (o halde) çıkış y C1;

Burada A1, B1, C1 Mamdani FLC yapısındaki üyelik fonksiyonu karakteristiklerini belirtmektedir. Giriş ve çıkış MF aralığı seçimi için Tablo 4.2 ile verilen kural tabanı oluşturulmuştur.

Tablo 4.2. Bulanık Mantık Kural Tabanı

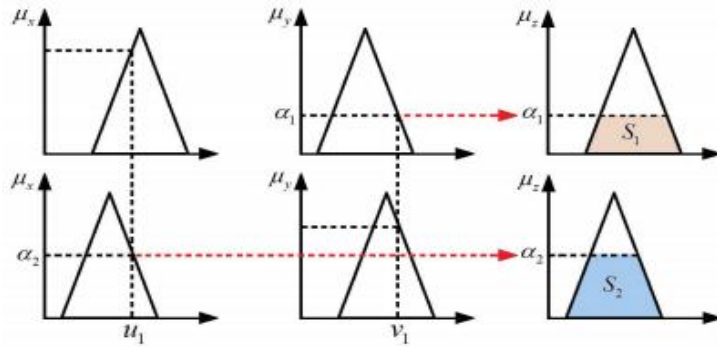
FLC kural tabanı giriş ve çıkışları		Hatanın türevi (d(e)/dt) için üyelik fonksiyonları				
		NB	NS	Z	PS	PB
Hata (e) için üyelik fonksiyonları	NB	NB	NB	NB	NS	Z
	NS	NB	NB	NS	Z	PS
	Z	NB	NS	Z	PS	PB
	PS	NS	Z	PS	PB	PB
	PB	Z	PS	PB	PB	PB

Şekil 4.8 giriş ve çıkış üyelik fonksiyonlarının her hata, hata değişim hızı ve çıkış için farklı aralıklarda seçilebileceğini göstermektedir. Farklı dinamiklere ait kontrol yaklaşımı için farklı MF aralıkları seçilebilmektedir.



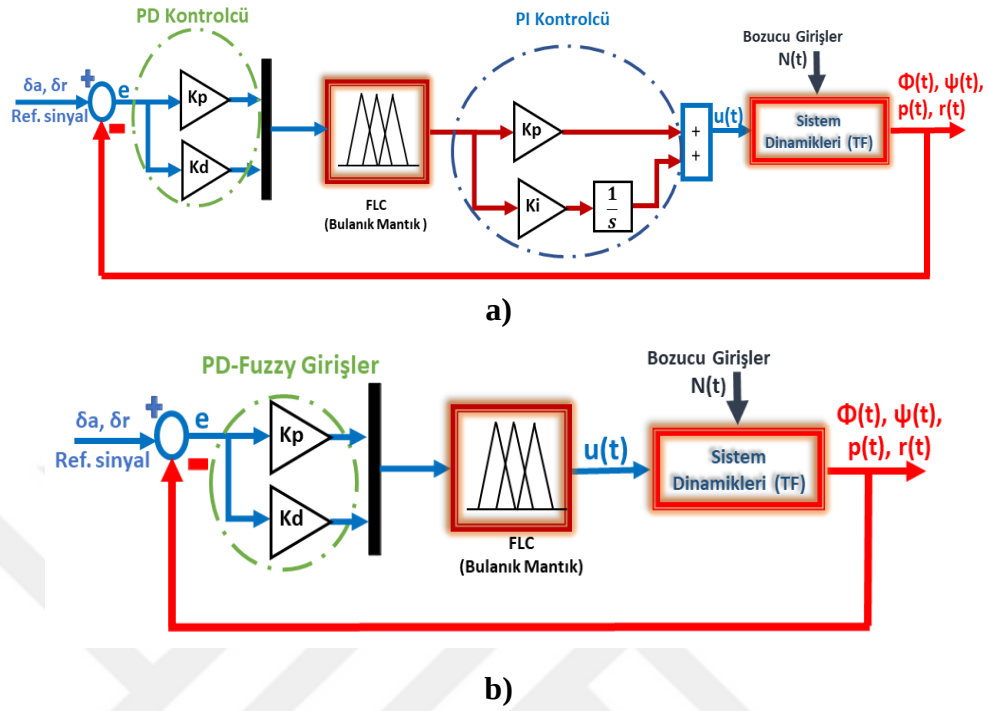
Şekil 4.8. FLC üyelik fonksiyonlarının görünümü

FLC kontrolcü içerisinde Mamdani tipi için kural yapısı ve çıkarım yöntemi Şekil 4.9’da verilmektedir.



Şekil 4.9. Mamdani bulanık mantık çıkarım yöntemi

The FIS çıkarım sistemi “ve (and) metodu” bağlantısı, olası sonuç (minimum), uyum (maximum), ve bulanıklaştırma (merkezi) olan Mamdani tipindedir. Kural tabanına göre, FIS kendi kesin değerini oluşturur ve bu değer kontrol sinyali olarak kullanılır. Yapılan simülasyon çalışmaları sonucunda kontrol sistemleri PD-Fuzzy ve PD-Fuzzy-PI şeklinde belirlenmiştir. Önerilen kontrolcü blok diyagramları Şekil 4.10’daki gibidir.



Şekil 4.10. Kontrolcü blok diyagramları a) PD-Fuzzy-PI b) PD-Fuzzy

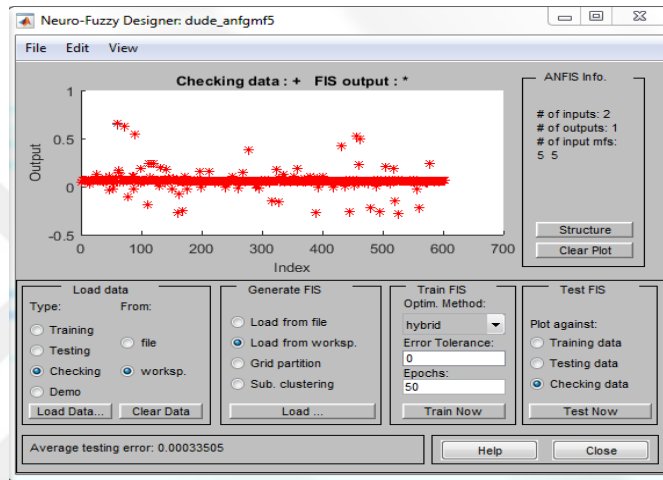
4.5. ANFIS ve Hibrit ANFIS+PID Kontrolcü Yapıları

Anfis kontrolcü yapısı, yukarıda bahsedilen FLC yapısından birtakım farklılıklara sahip öğrenebilen sinirsel bulanık mantık kontrolçüsüdür. FLC, giriş üyelik fonksiyonlarının (MF) kurallar çerçevesinde FIS birimi ile karar verilmesi ve karşılığı olan çıkış üyelik fonksiyonlarına ve bunun sonucunda da tek bir çıkış değerine (crisp output) dönüşmesine imkân tanır. Üyelik fonksiyonları sabit bir aralıkta ayarlanır ve kurallar çerçevesinde interpolasyon ile çıkış değerleri elde edilir.

ANFIS yapısı ise veri modelleme tekniğine dayalıdır. Eğitilmesi istenen sistem modeli verileri ANFIS grafik ara yüzünden alınabilir. Bu çalışmada MATLAB içerisinde kod yazılarak ANFIS sistemi uygulanmıştır. Eğitim neticesinde sistemin en iyi öğrenme durumuna göre elde edilen ANFIS yapısı uçak parametrelerinin kontrolünde kullanılmıştır. Öğrenme algoritmaları ANFIS içerisinde tek başına geri yayılım (back-propagation) algoritması veya en küçük kareler metodunun (least-square method) beraber kullanıldığı hibrit yaklaşımlarla kullanılabilmektedir. Şekil 4.11’de ANFIS grafik ara yüzü görülmektedir. MATLAB içerisinde bu arayüz kullanılarak öğrenme gerçekleştirilebilmektedir. Eğitim (train) ve test gibi model verileri PID simülasyon

sonuçları ile elde edilmiş ve ANFIS için yüklenerek geri yayılım veya hibrit optimizasyon tekniği ile öğrenme gerçekleştirilmiştir.

Bu yapıda üyelik fonksiyonlarının sadece tipini ve sayısını seçtikten sonra üyelik fonksiyonlarının aralığını FLC'nin aksine ANFIS belirlemektedir. Eğitim tamamlandıktan sonra kaydedilerek Simulink üzerinde kontrol sistemine uyarlanabilmektedir.



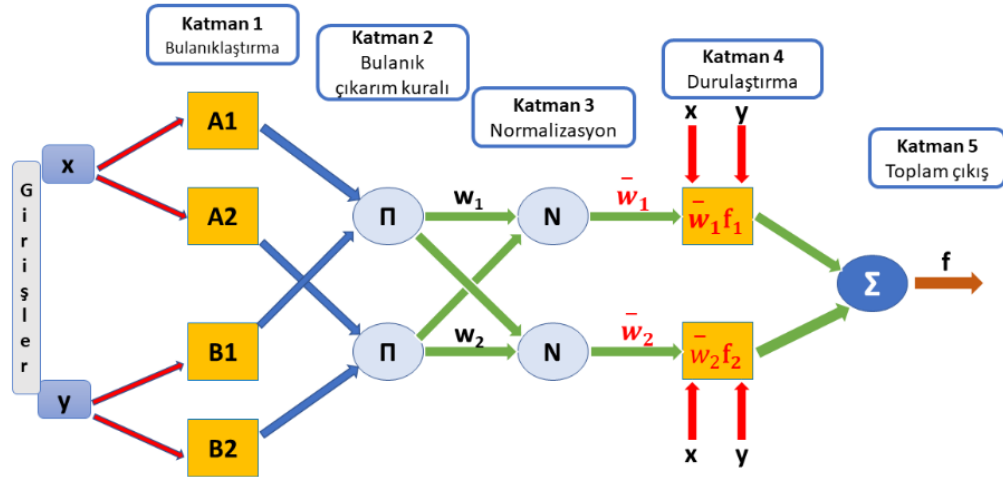
Şekil 4.11. ANFIS grafik arayüzü

ANFIS, Sugeno yapısını kullanmaktadır. Takaghi-Sugeno-Kang ilk olarak 1985 yılında bu modeli önermiştir. Mamdani yapısına benzer bulanıklaştırma ve FIS ara birimi olmasına rağmen, çıkış fonksiyonunun Sugeno tipinde lineer veya sabit olması ile farklılık göstermektedir. Kontrolcü tasarımımda hata ve hatanın türevi birinci derece Sugeno sistemi için x_1 ve x_2 olarak tanımlanır. Bunlar eşitlik (4.9) ve (4.10) ile tanımlanırsa;

Kural 1: If $x_1=A_1$ and $x_2=B_1$ then $f_1 = p_1 \cdot x_1 + q_1 \cdot x_2 + r_1$ (4.9)

Kural 2: If $x_1=A_2$ and $x_2=B_2$ then $f_2 = p_2 \cdot x_1 + q_2 \cdot x_2 + r_2$ (4.10)

ANFIS yapısı Şekil 4.12 ile verilmiştir. Beş katmandan oluşmaktadır. O_n^j ise n . düğümün j . katmandaki çıktı durumunu tanımlamaktadır.



Şekil 4.12. ANFIS yapısı ve katmanları

- **Katman 1:** Birinci katmanda (layer) her düğüm bir fonksiyonla tanımlanır.

$$O_n^1 = \mu_{A_n}(x) \quad n=1,2 \quad \text{için} \quad (4.11)$$

“x” giriş ve “ μ_{A_n} ” ise Gauss, üçgensel, trapezoidal şekilli üyelik fonksiyonları (MF) olarak tanımlanır. Gauss üyelik fonksiyonu bu çalışmada seçilerek eşitlik (4.12)’de verildiği gibi kullanılmıştır.

$$f(x_1, x_2; \sigma, c) = e^{\frac{-(x-c)^2}{2\sigma^2}} \quad (4.12)$$

Gauss MF parametresi (σ, c) üyelik fonksiyonunun şeklini belirtir.

- **Katman 2:** Her kuralın ağırlığı değerlendirilir.

$$O_n^2 = w_n = \mu_{A_n}(x_1) * \mu_{B_n}(x_2) \quad n=1,2 \quad (4.13)$$

- **Katman 3:** 3. katman normalizasyon prosesidir.

$$O_n^3 = \bar{w}_n = \frac{w_n}{w_1 + w_2} \quad n=1,2 \quad (4.14)$$

- **Katman 4:** Bu katmanda durulaştırma işlemi yapılır. Her n. kural katkısı adaptif düğüm noktalarında hesaplanır.

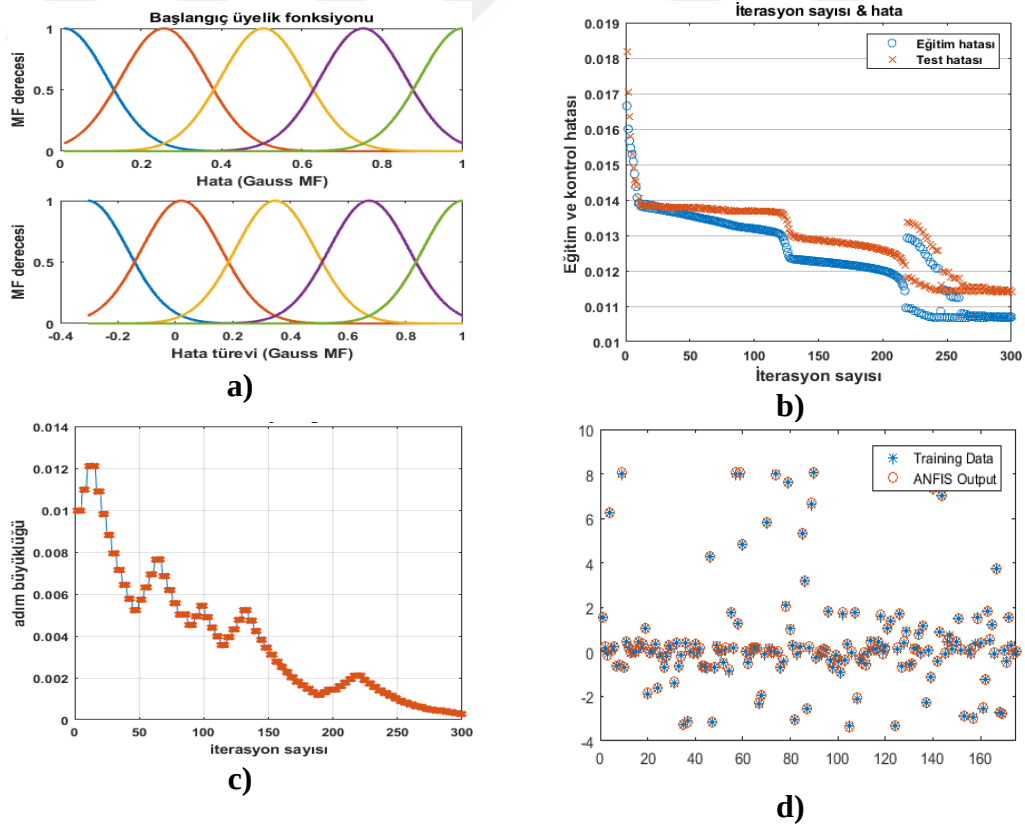
$$O_n^4 = \bar{w}_n * f_n = \bar{w}_n \cdot (p_n * x_1 + q_n * x_2 + r_n) \quad (4.15)$$

$w_n^{\perp} - \bar{w}_n$ ise katman 3'teki normalizasyon işlemidir ve p_n, q_n, r_n sonuç parametreleridir.

- **Katman 5:** Katman 4 ile gelen her bir düğüm katkısı bu kısma eklenir ve toplam katkı eşitlik (4.16) ile bulunur.

$$O_n^5 = \sum_n \bar{w}_i * f_n = \frac{\sum_n w_n * f_n}{\sum_n w_n} \quad (4.16)$$

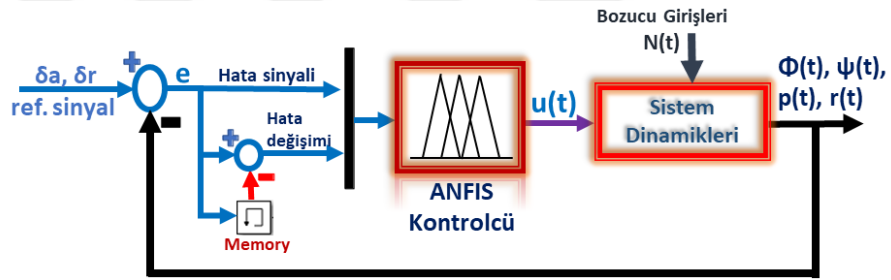
ANFIS sürecinin başlangıcında, ilk bulanık sistem ve MF türleri net bir şekilde değildir. Bu nedenle, Matlab programındaki “**genfis1**” ve “**genfis2**” komutları, varsayılan olarak bir başlangıç üyelik fonksiyonunu başlatmak için kullanılmıştır.



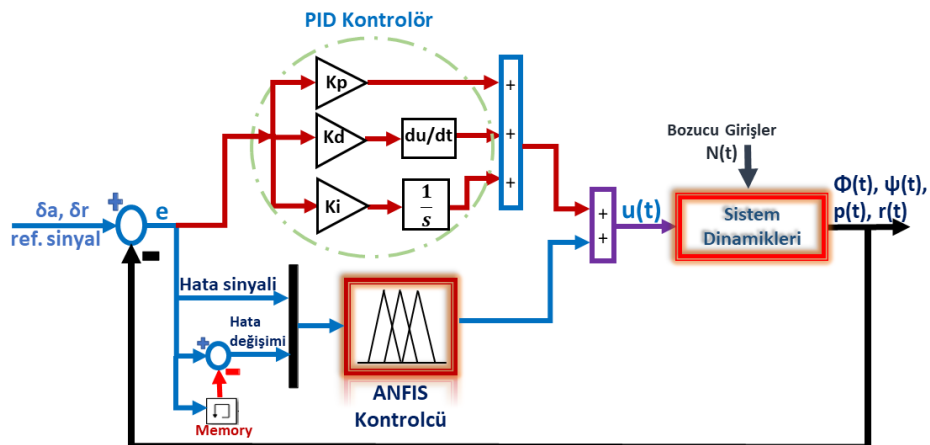
Şekil 4.13. Bazı ANFIS sonuçları **a)** Başlangıç MF **b)** Deneme ve test hatası **c)** İterasyon Sayısı **d)** karışık deneme verisi ve ANFIS çıktısı

ANFIS ile MF tipi manuel olarak seçilir ve MF parametrelerinin aralığı ANFIS tarafından optimize edilir. Bu çalışmada model tahmini için hem geri yayılım hem de en küçük kareler (least square error (LSE)) yöntemini içeren hibrit öğrenme algoritması uygulanmıştır. Şekil 4.13'te görüldüğü gibi; başlangıç MF, adım boyutu, hata ve ANFIS eğitimi ile çıktı grafikleri gösterilir. İstenen eğitim sonuçları elde edilene kadar iterasyon (epoch) ve MF sayısı denenmiştir.

ANFIS girdileri, Şekil 4.14-4.15'te görüldüğü gibi, kontrol sistemi geri besleme hatası ve hata değişimi; yatma açısı (ϕ), yatma hızı (p), sapma açısı (ψ) ve sapma hızı (r) için hata sinyali ve hatanın türevinden seçilmiştir. Farklı MF özellikleri kullanılarak her giriş için MF sayıları (2 ile 10 MF arasında) denenmiştir. Her İHA dinamiği için en uygun MF sayısı simülasyon sonucu takip edilerek ve tek tek denenerek seçilmiştir.



Şekil 4.14. ANFIS kontrolcü blok diyagramı



Şekil 4.15. ANFIS+PID kontrol sistemi blok diyagramı

Hata sinyalinin elde edilmesindeki zorluklar ve gerçek uçuş koşullarındaki değişim oranı nedeniyle, verilen İHA sistemi için PID (ZN) kontrolör simülasyon sonuçları kullanılarak

eğitim verileri elde edilmiştir. Uçuş hızı (u), alçalma hızı (w), yunuslama hızı (q) ve açısı (θ), yatma hızı (p), yalpalama hızı (r), yatma açısı (ϕ) ve yalpa açısı (ψ) için toplam veri sayıları Tablo 4.3 ile verilmiştir. Elde edilen eğitim verileri karıştırılarak ve 0-1 arasında normalleştirme işlemine tabi tutulmuştur. Ayrıca her dinamik için toplam verinin %85'i eğitim amaçlı kullanılmakta ve %15'i test verisi olarak değerlendirilmektedir. Test verileri, eğitilmemiş veriler kullanılarak model doğrulaması için kullanılmıştır. Her bir yanal dinamik için eğitim ve test verilerinin sayısı aşağıda gösterilmiştir.

Test verileri modeli değerlendirmek için deneme (training) verilerinden farklı olarak karışık şekilde alınmıştır. Test ve deneme veri sayısı her bir yanal dinamik için ayrı ayrı aşağıdaki gibi verilmiştir.

Tablo 4.3. ANFIS deneme ve test veri sayıları

	Ultrastick-25e İHA modeli						Cessna-182 İHA modeli					
	Deneme verisi			Test verisi			Deneme verisi			Test verisi		
	e	de/dt	çıkış	e	de/dt	çıkış	e	de/dt	çıkış	e	de/dt	çıkış
u	1706	1706	1706	300	300	300	239	239	239	42	42	42
w	36	36	36	5	5	5	420	420	420	74	74	74
q	91	91	91	15	15	15	2314	2314	2314	408	408	408
θ	36	36	36	5	5	5	170	170	170	29	29	29
ϕ	272	272	272	67	67	67	230	230	230	40	40	40
ψ	2406	2406	2406	425	425	425	1680	1680	1680	296	296	296
p	177	177	177	31	31	31	2232	2232	2232	393	393	393
r	175	175	175	30	30	30	1742	1742	1742	428	428	428

ANFIS kontrolcünün performans kriterinin değerlendirilmesi için ise hatanın karelerinin ortalaması ve karekök ortalaması (MSE ve RMSE) eşitlikler (4.17) ve (4.18)'deki gibidir. Tablo değerleri sonuçlar kısmında verilmiştir.

$$MSE = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k (x_m - \hat{x})^2 \quad (4.17)$$

$$RMSE = \sqrt{\sum_{i=1}^k \frac{(\hat{x} - x_m)^2}{k}} \quad (4.18)$$

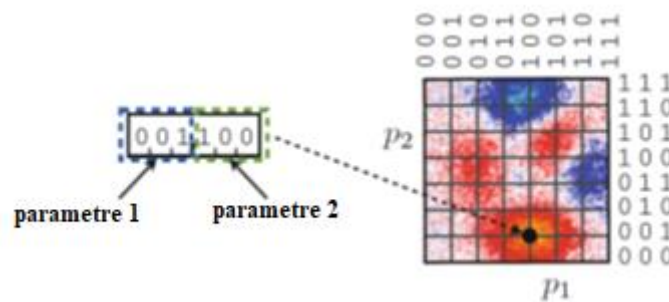
Burada $\hat{x}$ istenen referans, x_m ölçülen değer ve k örnek sayısını ifade etmektedir. Önerilen ANFIS ve hibrit ANFIS-PID kontrol sistemi blok diyagramları Şekil 4.14 ve Şekil 4.15 ile verilmiştir. PID parametreleri (K_p , K_i , K_d) Ziegler-Nichols (ZN) yöntemi ile önceki bölümlerdeki gibi tanımlanmıştır. Şekil 4.15'te kontrol sistemi paralel şekilde ANFIS ve PID kontrolcülere sahiptir. Her sistem dinamiği hem boyuna (u,w,q,θ,h) hem enlemesine (p, r, φ, ψ) denklemler için incelenmiştir.

4.6. Genetik Algoritmalar ile PID Parametrelerinin Ayarlanması

Genetik algoritmalar (GA), doğal seçilimi taklit eden bir süreç ile bilinir ve bu süreç uyum sağlayan ve optimize eden önemli bir makine öğrenimi kategorisidir. Nesil (generation) olarak isimlendirilen bireylerden oluşan bir popülasyon, iyi tanımlanmış bir maliyet fonksiyonu ile belirli bir görevde rekabetçi bir yol izler ve başarılı stratejileri kullanarak bir sonraki nesle aktarmak için kurallar ile çalışır. Görevlerin çoğunlukla, arama bölgesi çok çok büyüktür ve gradyan arama algoritmalarının alt-optimum sonuçlar vermesi için birden fazla ekstremum nokta olabilir. Gradyan aramayı Monte Carlo yöntemi ile birleştirmek çözümün kalitesini iyileştirebilmektedir, ancak bu son derece karmaşık bir yöntem olabilmektedir.

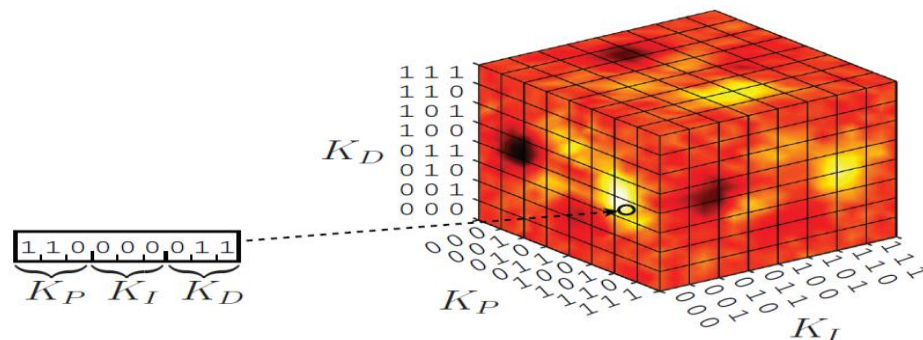
GA, yüksek boyutlu bir arama uzayında neredeyse en uygun çözüm bulma tekniği ile etkin bir alternatif arama sağlar. GA, bir girdi-çıkı haritasının parametrelerini belirlemek ve optimize etmek için kullanılan bir tür evrimsel algoritmadır. Buna karşılık, genetik programlama (GP), haritalamanın hem yapısını hem de parametrelerini optimize etmek için kullanılır [57]. Genetik algoritmalar ve genetik programlama, uygunluk ve seçim yoluyla bireylerin nesillerinin yayılmasına dayanır. Bir kuşağı oluşturan bireyler başlangıçta rastgele olarak yerleştirilir ve her bir birey değerlendirilir ve değerlendirilen maliyet fonksiyonuna göre performansları elde edilir. Genetik algoritmadaki bir birey, optimize edilecek parametrelili bir modeldeki bir dizi parametre değerine karşılık gelir; bu

parametreleştirme Şekil 4.16'da gösterilmiştir. Genetik programlamada birey hem kontrol yasasının yapısına hem de spesifik parametrelere karşılık gelir. İlk nesil bireylerle doldurulduktan sonra, her biri değerlendirilir ve maliyet fonksiyonu metriğindeki performanslarına dayalı olarak bir uygunluk atanır. Daha düşük maliyetli bir çözüme sahip bireylerin daha yüksek uygunlukları vardır ve bir sonraki nesle ilerleme olasılıkları daha yüksektir. Burada başarılı bireylerin bir sonraki nesle nasıl ilerleyeceğini belirleyen bir dizi kural veya genetik işlem bulunmaktadır.



Şekil 4.16. GA ile bireylerin (parametre) gösterilişi [57]

Bir kontrol sisteminin parametreleri, genel olarak üç kontrol kazancı K_p , K_i ve K_d ile verilen, üç parametrelili bir PID kontrol sistemidir ve Şekil 4.17’de gösterildiği gibi bir ikili dizi ile temsil edilmektedir. Daha sonra, bireyler olarak adlandırılan farklı parametre değerlerine sahip bir dizi, bir popülasyonda başlatılır ve performansları ise belirli bir görev üzerinde değerlendirilerek karşılaştırılır. Daha düşük maliyetli bireylerin, aşağıdaki genetik işlemlere göre bir sonraki nesle ilerlemek için seçilme olasılığı daha yüksek olmaktadır.



Şekil 4.17. PID kontrol için parametrelerin kübik gösterilişi (000 minimum ve 111 maksimum sınırı gösteren parametredir.) [58]

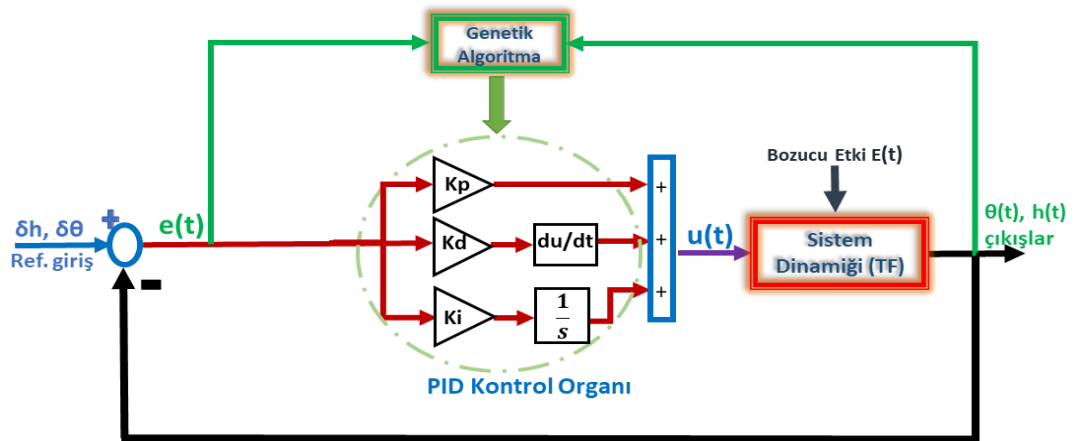
performansında etkili olduğu söylenebilir. GA optimizasyon ve kontrol amacıyla doğrusal olmayan sistemler üzerinde oldukça geniş bir kullanım alanına sahiptir. Açık çevrim kontrol parametrelerinin ayarlanması, yakıt tüketim prosesi, sürtünme azaltımı gibi alanlarda kullanılmaktadır [58].

• PID Parametrelerinin GA ile Ayarlanması

Önceki bölümlerde bahsedildiği gibi PID kontrol organı en çok tercih edilen ve endüstriyel alanda motor pozisyon ve hız kontrolünde, otomobillerin birçok sisteminde, sıcaklık ve basınç kontrolü gibi akla gelen uygulamalarda kullanılan bir kontrol mimarisidir. PID kontrolde hata sinyaline göre, eklemeli olarak eyleyici sinyalini şekillendirmek için kullanılan 3 terim olan orantı, integral ve türev etkileri kapsar. Bu çalışmada kullanılan PID yapısı ve GA şematik resmi Şekil 4.19 ile verilmiştir. PID yapısı eşitlik (4.19) ile verilmiştir.

$$u(t) = K_p e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (4.19)$$

Eşitlik (4.19)'da $e(t)$ referans ve geri besleme sinyali farkını yani hatayı belirtmektedir.



Şekil 4.19. PID kontrol organı ve GA

Bu çalışmada her bir sistem dinamiği için kontrol organı parametre ayarı incelenmiştir. Farklı performans kriterlerine göre belirli PID maliyet fonksiyonu (J) için eşitlik (4.20) verilmiştir.

$$J = \text{parm}(1) + \text{parm}(2) \frac{1}{s} + \text{parm}(3) \frac{s}{0.001s + 1} \quad (4.20)$$

parm(1), parm(2), parm(3) olarak verilen ifadeler Kp, Ki, Kd olarak GA kodu içerisinde kullanılmıştır. Burada, türev bloğu içerisinde yüksek geçiren bir filtre ile kullanılarak gereksiz sinyaller engellenmiştir. Eşitlikler (4.21)-(4.25) arasında çeşitli performans kriterleri verilmiştir ve sırasıyla,

$$ISE = \sum_{t=0}^k (x_m - \hat{x})^2 \quad (4.21)$$

$$IAE = \sum_{t=0}^k |(x_m - \hat{x})| \quad (4.22)$$

$$ITSE = \sum_{t=0}^k t' \cdot (x_m - \hat{x})^2 \quad (4.23)$$

$$ITAE = \sum_{t=0}^k t' \cdot |(x_m - \hat{x})| \quad (4.24)$$

$$LQR = \sum_{t=0}^k (Q \cdot |x_m(t) - \hat{x}(t)|^2 + R \cdot u(t)^2) \quad (4.25)$$

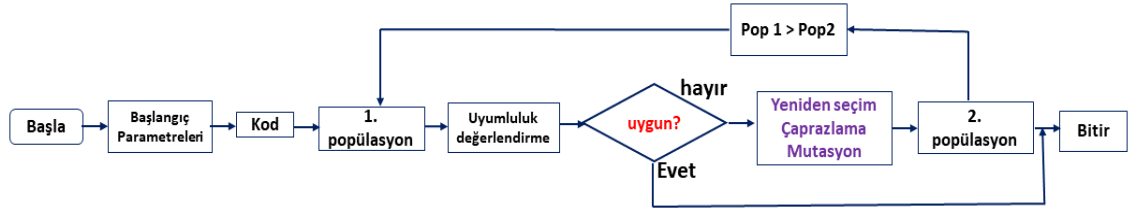
Burada eşitlik (4.25) içerisinde Q=10 ve R=0.001 seçilmiştir. Bu şekilde sensör ölçümüne daha fazla güvenilirken kontrolöre daha az yüklenilecek şekilde bir eğilim amaçlanmıştır. Bu çalışmada MATLAB ile GA kodu oluşturulmuştur ve bazı GA parametreleri Tablo 4.4'te gösterildiği gibidir.

Tablo 4.4. GA parametrelerine ait veri değerleri

GA parametreleri	Değer / Özellik	GA parametreleri	Değer / Özellik
Popülasyon	100	Mutasyon	Gauss
Jenerasyon sayısı	30	Oluşturma Fonksiyonu	üniform
Seçim	üniform	Sabit Tolerans	$1 \cdot 10^{-3}$
Çaprazlama	dağılık	Elit Birey Sayısı	$0.05 \cdot \text{popülasyon}$
Çaprazlama Oranı	0.8	Fonksiyon Toleransı	$1 \cdot 10^{-6}$

GA sonuçları farklı popülasyon büyüklüğü ve jenerasyon sayıları gibi seçim parametreleri de dikkate alınarak değerlendirilmiş ve uygun olan veriler Tablo 4.4 ile

açıklanmıştır. Popülasyon sayısı ve jenerasyon gibi parametrelerin artışı belli bir noktadan sonra çok değişmemekte ancak çözüm için gereken süre uzamaktadır.



Şekil 4.20. GA akış diyagramı

Burada kod 1 içerisinde PID kazançları için “**parms**” değişkeni kullanılmıştır ve bu değişken maliyet fonksiyonu hesabında değerlendirilmiştir.

KOD 1. Maliyet fonksiyonlarının PID kontrolcüler için değerlendirilmesi

```

function J=pidtest(G,dt,parm)
s=tf('s');
K=parm(1)+parm(2)/s + parm(3)*s/(1+0.01*s);
Loop=series(K,G);
ClosedLoop=feedback(Loop,1);
t=0:dt:10;
[y,t]=step(ClosedLoop,t);
CTRLtf=K/(1+K*G);
u=lsim(K,1-y,t);
  
```

Daha sonra, kod 2 ile verilen kısımda görüldüğü üzere jenerasyon ve popülasyon sayısı girilebilir. Burada jenerasyon 100 ve popülasyon ise 30 olarak son hali verilmiştir.

KOD 2. Genetik Algoritma ile PID ayarının yapılması

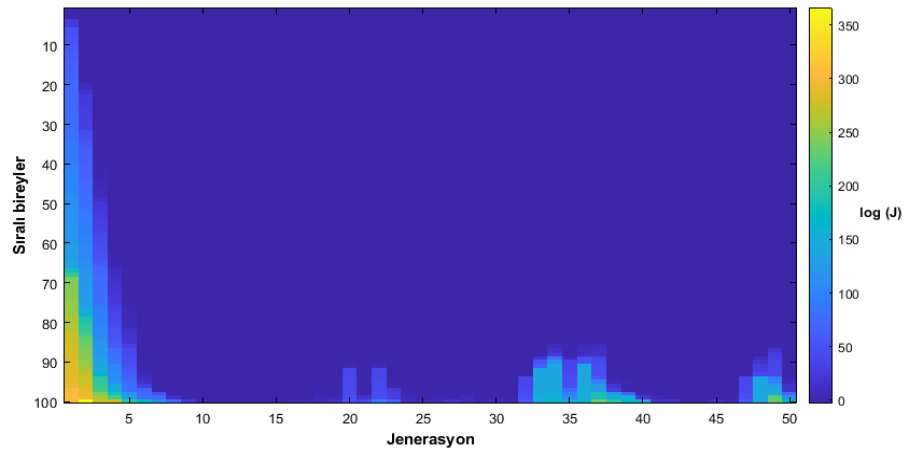
```

dt=0.001;
PopSize=30;
MaxGen=100;
s=tf('s');
G=(-169.3*s*s-964.8*s-137.6)/(s*s*s*s+21.43*s*s*s+151.1*s*s+30.36*s+142.2);
  
```

```
options=optimoptions(@ga,'PopulationSize',PopSize,'MaxGenerations',MaxGen,'PlotFcn','gaplotdistance','gaplotgenealogy','gaplotselection','gaplotscorediversity','gaplotscores','gaplotstopping','gaplotbestf','gaplotexpectation','gaplotrange');
```

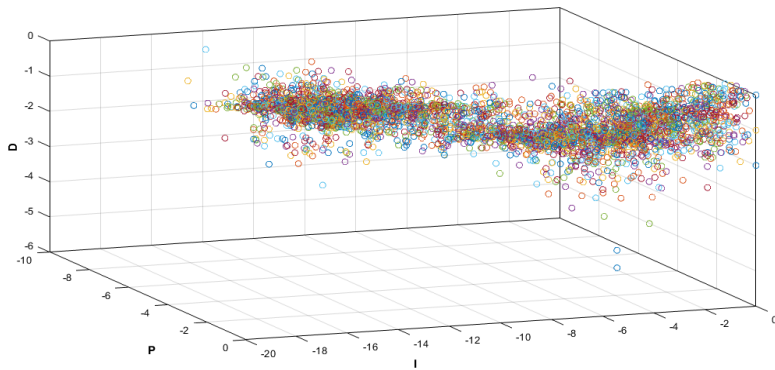
```
[x,fval]=ga(@(K)pidtest(G,dt,K),3,eye(3),zeros(3,1),[],[],[],[],[],options);
```

Çeşitli jenerasyonların maliyet fonksiyonlarının GA ile değerlendirilmesine göre evrimsel sonucu Şekil 4.21 ile örneklenmiştir. Jenerasyon arttıkça maliyette azalma görülmektedir. Mavi kısım maliyetin jenerasyonla azaldığını göstermektedir.

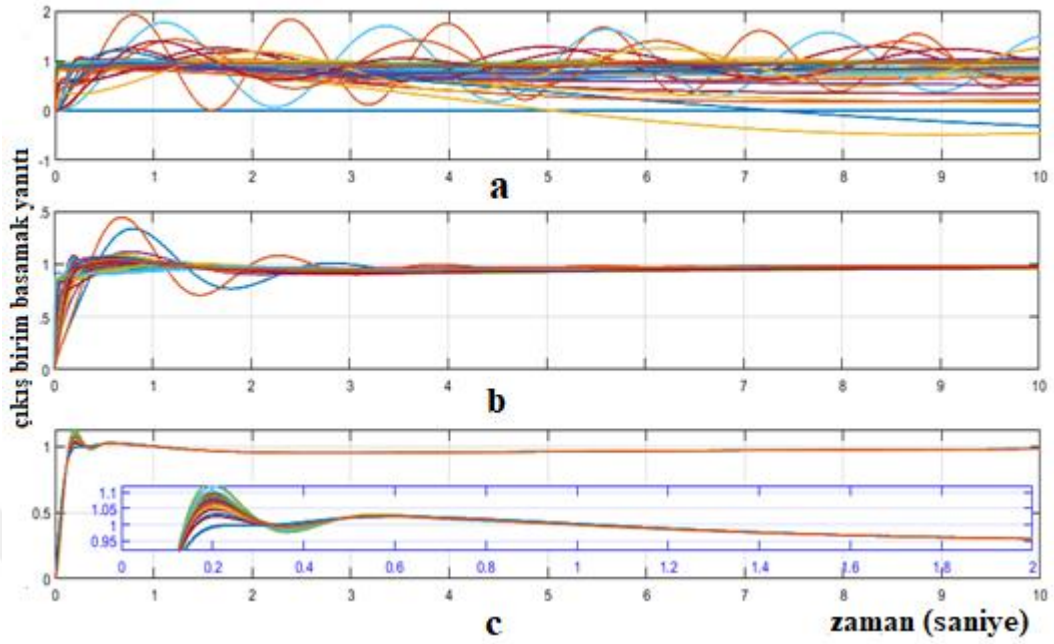


Şekil 4.21. PID optimizasyonunda maliyet fonksiyonu jenerasyon sayısı

Şekil 4.22 ise PID değerlerinin GA sonucunda ortaya çıkan popülasyon dağılımını göstermektedir. Kırmızı noktalar ilk jenerasyondan itibaren oluşmakta jenerasyon ilerledikçe mavimsi bölgelere dönüşmekte ve genel olarak parametre değerlerinin aranma bölgesini göstermektedir.

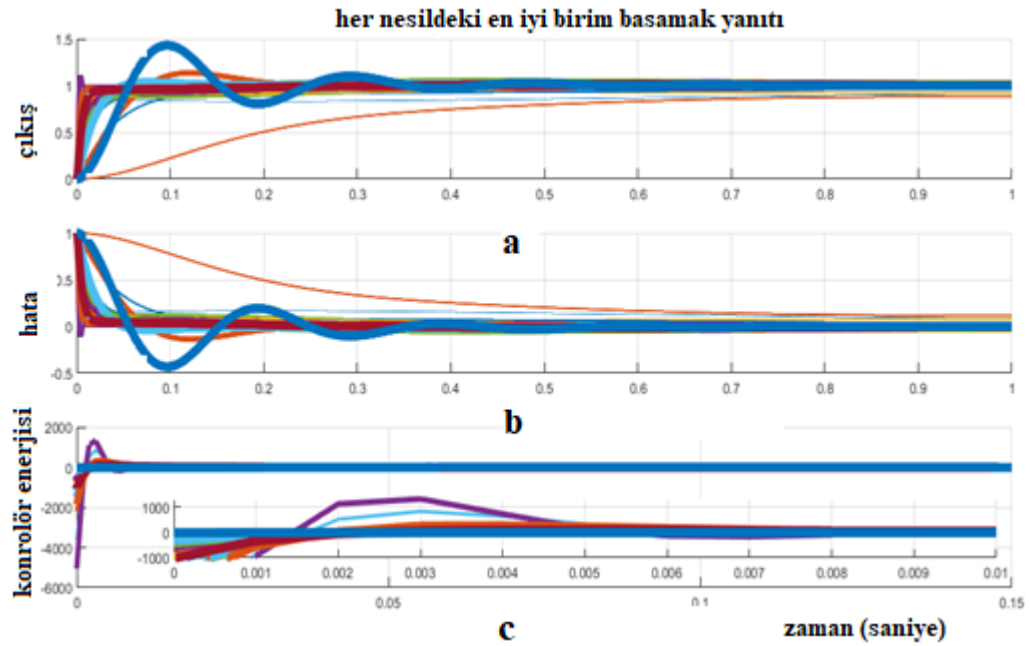


Şekil 4.22. PID değerlerinin popülasyona göre dağılımı



Şekil 4.23. Birim basamak cevabı **a)** Jenerasyon sayısı 1 için **b)** Jenerasyon sayısı 10 için **c)** Jenerasyon sayısı 50 için

Şekil 4.24 ile örnek olarak her jenerasyon için en iyi birim basamak yanıtına sahip grafikler ile bunlara ait hata ve kontrolcü performans grafikleri verilmiştir.



Şekil 4.24. Jenerasyon=50 ve Populasyon=100 iken **a)** Her jenerasyonun en iyi cevabı **b)** Her bir jenerasyon hatası **c)** Kontrolcü enerjisi

4.7. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Kontrolör Tasarımı

Kontrol optimizasyonu probleminin çözümü için en olası kontrolör tasarımı sağlayacak model optimal kontrol ile elde edilebilir. Bu amaçla, kutup yerleşimi ile amaç bir sistemi normal olarak kararlı hale getirebilmek için en uygun performans kriterini aynı zamanda sisteminde kararlılığını sürdürerek sağlamalıdır. Doğrusal karesel düzenleyici, LQR (linear quadratic regulator), tüm ayarlanmış ve kontrol değişkenlerinin ağırlıklı enerjisine karşılık gelen ikinci dereceden bir amaç fonksiyonunu içeren bir optimizasyon tekniği olarak kullanılmaktadır. Bu şekilde tam mertebe bir kontrol sisteminin kontrol değişkenlerinin ve durumlarının ilgili amaç fonksiyonu ile formüle edilmesini ve aktif bir kontrolcü tasarımını elde etmeyi mümkün kılmaktadır. Burada tüm durum değişkenlerinin ölçülebilmesi gereklidir. Tüm durum değişkenlerinin ölçülemediği ve sistemin gözlenebilir olması durumunda kullanılabilecek LQG kontrolcü bir sonraki kısımda verilmiştir.

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (4.26)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (4.27)$$

LQR tasarımında performans kriteri eşitlik (4.28) ile verilen J_{LQR} fonksiyonunda bulunan “u” kontrol girdisini minimize edebilecek bir $u(t)$ sinyali seçilebilmektedir.

$$J_{LQR} = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_0^T x^T \cdot Q \cdot x + u^T \cdot R \cdot u \cdot dt \quad (4.28)$$

Performans kriteri (4.28) ile verilen durum değişkenleri ve kontrol sinyallerinin ağırlıklandırılmış enerji terimlerini içeren sonucunun minimize edilmesi gereklidir. Bu amaçla geçici durumdaki performans gerekliliklerini hızlı bir şekilde ve minimum kontrolcü enerjisi ile sağlayacak dengeleyici Q ve R matrissel terimleri oluşturulmuştur. R’ye göre Q değerlerinin yüksek olması sistem performansının da yüksek olması veya tersi şeklinde gerçekleşmektedir. Q matrisinin pozitif yarı tanımlı bir matris olması gerekmektedir. Her bir durum değişkeninin geri besleme “K” kazançları ve simülasyon sonuçlarına göre ayarlamalar yapılmıştır. Aynı şekilde R matrisi de pozitif tanımlı köşegen bir matristir ve ilgili kontrol sinyalinin enerjisini ve değerini ayarlamak için seçilmiştir. Burada ağırlıklandırılan matris terimleri için yapılan kabuller;

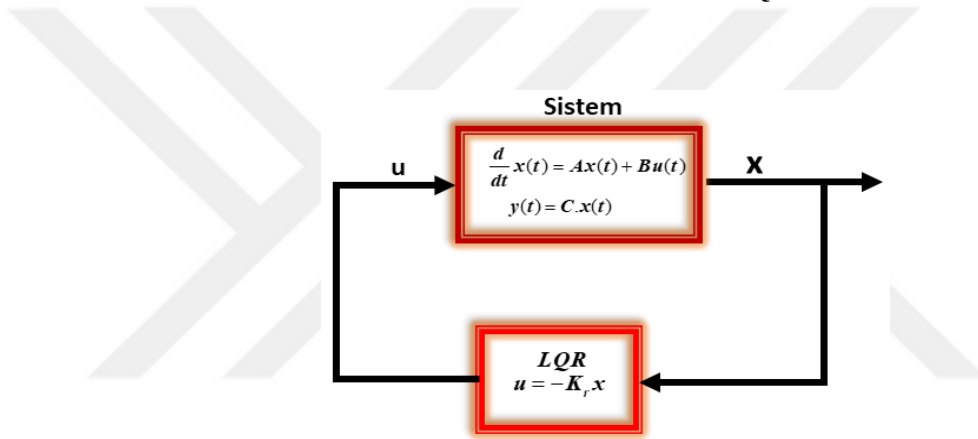
- $Q = Q^T \geq 0$ ve $R = R^T > 0$ olmalıdır.
- (A,B) çifti kararlı olmalıdır.

Yapılan kabullere göre, optimum kontrolcü tasarımı $U(t)=-K_r.x(t)$ formunda alınmıştır ve K_r optimum durum geri besleme kazancını (4.29) ile görüldüğü gibi ifade etmektedir. Şekil 4.25 LQR blok yapısını göstermektedir.

$$K_r = R^{-1} B^T P \quad (4.29)$$

“P” cebirsel Riccati eşitliğinin kararlılık için gereken çözümüdür.

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (4.30)$$



Şekil 4.25. LQR kontrolcü blok diyagramı

Burada kararlılık ölçüsü kapalı döngü A matrisinin $A_c = A - BR^{-1}B^T P$ asimptotik kararlı olduğu duruma aittir. P matrisi, pozitif yarı tanımlı, simetriktir. Bu matrislerin iyi belirlenmesi ile kazanç ve faz paylarının da iyileşmektedir. Burada ayarlanan kutup yerleşimine göre sistemin kutupları kompleks sol yarı düzlemde oldukça uzakta tutulabilir ancak aşırı kontrolcü maliyeti gerekebilir. Aynı zamanda gürültü ve bozululara karşı da aşırı tepki vermesine ve modellenmeyen dinamik etkiler ve zaman gecikmelerinde ise kararsızlığa neden olabilmektedir. Kısaca LQR tasarlanan İHA sistemi için doğrusal bir kontrol yasasına sahip, sistemin durum değişkenlerini ikinci derece bir maliyet fonksiyonu ile minimize eden bir tasarıma sahiptir.

4.8. Kalman Filtresi ile Sistemin Optimum Durum Tahmini

Bir önceki kısımda tam mertebeden bir sistemin LQR ile kontrolü için tüm durum değişkenlerinin ölçümüne ihtiyaç duyulmaktadır. Ancak, tüm değişkenlerin ölçümleri hem maliyetli hem de teknolojik olarak mümkün olamamaktadır. Özellikle yüksek boyutlu sistemlerin ölçümünde zorluklar oluşmaktadır. Ayrıca, tüm değişken durumların ölçümü kabul edilemeyecek zaman gecikmelerine sebep olabilmektedir.

Tüm “ x ” durum değişkenlerinin ölçülmesi yerine sınırlı gürültülü “ y ” ölçümlerinden diğer durumları tahmin etmek mümkündür. Bu durumun da gerçekleşebilmesi için asıl olarak sistemin öncelikle kontrol edilebilir ve (A, C) matris çiftinin de gözlenebilir olmasını gerektirir. Kalman filtresi (KF) ölçüm gürültüsü, bozucu etkiler ve modelleme belirsizliklerini en uygun şekilde dengelediği için en yaygın durum tahmincisi olarak gösterilebilir. KF ile LQR tam mertebe durum değişkeni kontrolü birlikte kullanımı ile doğrusal ikinci dereceden Gauss tipi kontrol (LQG) elde edilmiştir.

Tam mertebe durum tahmincisi KF türetilirken öncelikle sistemi yeniden tanımlayacak bozucu etki “ w_d ” ve sensör gürültüsü “ w_n ” (4.31) ve (4.32)’deki gibi eklenmiştir.

$$\frac{d}{dt} x(t) = Ax(t) + Bu(t) + w_d(t) \quad (4.31)$$

$$y(t) = C.x(t) + D.u(t) + w_n(t) \quad (4.32)$$

KF, hem bozucu hem gürültünün bilinen kovaryans değerlerinde sıfır ortalaması olan Gauss tipinde bir işlemdir.

$$E(w_d(t) w_d(\tau)^T) = V_d \delta(t - \tau) \quad (4.33)$$

$$E(w_n(t) w_n(\tau)^T) = V_n \delta(t - \tau) \quad (4.34)$$

Eşitlikler (4.33) ve (4.34)’deki, “ E ” beklenen değer ve “ δ ” ise Dirac delta fonksiyonudur. V_d ve V_n pozitif yarı-tanımlı bozucu ve gürültü kovaryanslarını da içeren matrislerdir. KF bilinmeyen gürültü etkileri, bozucu etkiler ve doğrudan etkilere bağlıdır. “ x ” durum ölçümlerinden $\hat{x}$ durum tahminlerini “ u ” girişi ve “ y ” çıkışı ölçümlerine göre eşitlik (4.35) ve (4.36)’ye göre tahmin etmektedir.

$$\frac{d}{dt} \hat{x}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + K_f(y - \hat{y}) \quad (4.35)$$

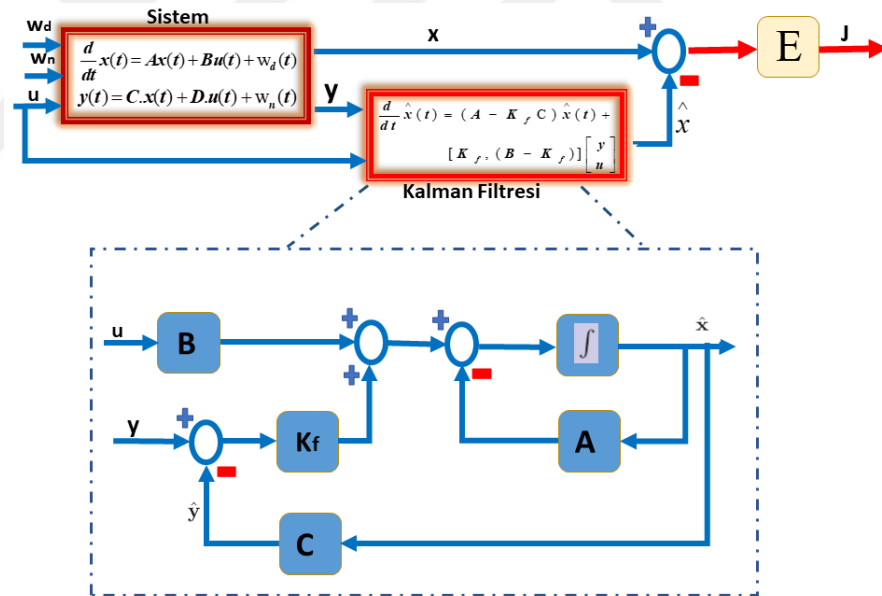
$$\hat{y}(t) = C\hat{x}(t) + D.u(t) \quad (4.36)$$

A, B, C, D matrisleri İHA sistemi modelini yansıtmaktadır ve K_f kazancı LQR ile aynı tarzda elde edilebilmektedir. “y” nin cebirsel Riccati denklemi çözümü olduğu durumda,

$$A^T Y + YA - YCV_n^{-1}C^T Y + V_d = 0 \quad (4.37)$$

(4.37) ile verilen çözüm Kalman filtresi olarak anılmaktadır. Şekil 4.26 KF blok diyagramına aittir.

$$\frac{d}{dt} \hat{x}(t) = (A - K_f C) \hat{x}(t) + [K_f, (B - K_f D)] \begin{bmatrix} y \\ u \end{bmatrix} \quad (4.38)$$



Şekil 4.26. Gürültülü Ölçümlerden KF ile Durum Tahmini Şeması [58]

Dinamik sistemin tahmini $\hat{x}$ teriminin “y” ve “u” girişlerinin tahmini ile açıklanır. Eğer sistem gözlenebilir bir durumda ise K_f kazançlarının seçimi ile $(A - K_f C)$ özdeğerlerini yerleştirmek mümkündür ve bu özdeğerler kararlı ise o halde $\hat{x}$ durumu sistem dinamiklerine göre asimptotik yakınsamaktadır. KF’nin değişik türleri bulunmaktadır. Doğrusal olmayan sistemler için genişletilmiş (extended), kokusuz (unscented) KF

yapıları literatürde mevcuttur. Koksuz KF, Gauss gürültüsü ile parçacık filtresi arasında denge kuracak bir KF çeşidi olarak literatürde araştırılmıştır.

4.8. Doğrusal Karesel Gauss Tipi Düzenleyici (LQG) Kontrolör Tasarımı

LQR kontrolde tüm durum değişkenlerinin ölçülebildiği kabulü uygulama açısından çok gerçekçi olmaması sebebiyle LQG (Linear Quadratic Gaussian) kontrol teorisi tercih edilmiştir. LQG kontrolcü için bozucu etkiler filtrelenmiş beyaz gürültü sinyalleri olarak modellenmiştir. LQR kontrolde tüm değişkenlerin ölçüm mantığını bir tarafa bırakarak LQG kontrolde gürültülü ölçümler esas alınmaktadır. Bu durumda iki farklı alt problem çözümü ortaya çıkmaktadır. Bir tanesi durum değişkenlerinin en uygun şekilde tahmin edilebildiği filtre tasarımı diğer kısım ise en uygun kontrolcü ayarının elde edilmesidir. KF burada bozucu ve gürültü sinyalleri arasında dengeyi sağlayan en uygun gözleyici olarak önemlidir. Burada LQR kazancı K_r ve KF kazancı K_f ayrı ayrı elde edilmiştir.

LQR ve KF tam mertebe durum gözleyicisi birlikte LQG kontrolörü oluşturmaktadır. LQG kontrolcüsü, dinamik sistemin “y” girişi, “u” çıkışı ve iç durum değişkenleri $\hat{x}$ olan kontrolcü yapısındadır.

$$\frac{d}{dt} \hat{x}(t) = (A - K_f C - B K_r) \hat{x}(t) + K_f y(t) \quad (4.39)$$

$$u = -K_r \hat{x} \quad (4.40)$$

Eşitlik (4.39) LQG için yeni türetilen A matrisi ve B matrisini tanımlamaktadır. (4.40) eşitliği LQR kontrolör çıktısını içeren K_r kazançlarının negatif geri beslemesidir. LQG kontrolün maliyet fonksiyonu ise eşitlik (4.41) ile tanımlanmıştır.

$$J(t) = \int_0^t [x(\tau)^T \cdot Q \cdot x(\tau) + u(\tau)^T \cdot R \cdot u(\tau)] \cdot d\tau \quad (4.41)$$

Kontrolör $u = -K_r \hat{x}$ durum tahmini ile ilgili olan ve bozucu ve gürültünün birçok gerçekleşme durumunun ortalamasının alınmasını gerektiren bir maliyet fonksiyonu olmalıdır. LQR kontrolü $\hat{x}$ için uygularsak;

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) - BK_r \hat{x}(t) + w_d \quad \text{ve} \quad (x - \hat{x}) = \varepsilon \quad (4.42a)$$

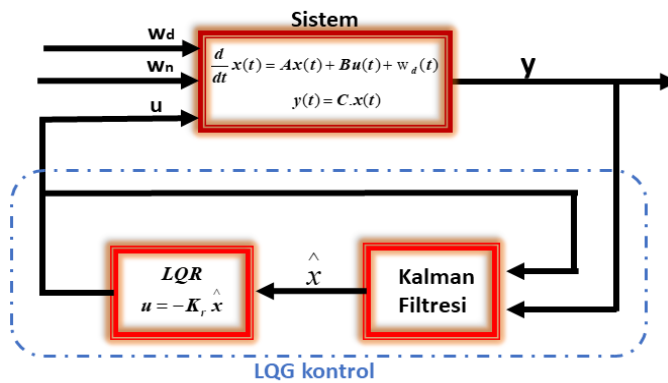
$$= Ax(t) - BK_r x(t) + BK_r (x - \hat{x})(t) + w_d \quad (4.42b)$$

$$= Ax(t) - BK_r x(t) + BK_r \varepsilon(t) + w_d \quad (4.42c)$$

Kapalı döngüye ait sistem için son hali ise (4.43) ile verilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ \varepsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - BK_r & BK_r \\ 0 & A - K_f C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \varepsilon \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I & 0 \\ I & -K_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_d \\ w_n \end{bmatrix} \quad (4.43)$$

LQG kontrolöre ait blok şeması Şekil 4.27 ile sunulmuştur. LQG ile düzenlenmiş sistemin kapalı döngü özdeğerleri, LQR ve KF için sırasıyla $A - BK_r$ ve $A - K_f C$ özdeğerleri ile verilmiştir. LQG yapısı sistemin doğru bir modeline ve Gauss yapısında olduğu varsayılan bozucu ve ölçüm gürültüsünün büyüklük bilgisine dayalıdır. Ancak bu varsayımlar, gerçek sistemlerde zaman gecikmeleri, model belirsizliği gibi nedenlerden dolayı LQG kararlılığı ve gürbüzlüğü bozabilmektedir. Ancak klasik kontrolde daha hızlı içi döngü daha yavaş dış döngü kontrolü gibi tasarım yaklaşımlarından ayrı tutulan zaman ölçeklerinin ayrı olduğu varsayımıyla LQG çoklu giriş çoklu çıkışa sahip sistemler için uygundur.



Şekil 4.27. LQG Kontrolcü Blok Şeması

5. BÖLÜM

SİMÜLASYON ve DENEYSEL SONUÇLAR

5.1. Ultrastick-25e Simülasyon Sonuçları

Bu bölümde, tez içerisinde uzunlamasına ve yanal eksen olarak ayrıştırılmış İHA dinamik modelinin kontrolü üzerine elde edilen sonuçlar sunulmuştur. Hem uzunlamasına eksen hem de yanal eksen için elde edilmiş farklı kontrolcüler ve kontrol sistemlerine ait simülasyon sonuçları elde edilmiştir. Literatürde bulunan Ultrastick-25e mini İHA modeli ile tezin ilk kısmında çalışmalar başlatılmış ve bu noktada ilk olarak Ziegler-Nichols (ZN) metodu kullanılarak PID parametrelerinin kazançları bulunmuştur. Bunun yanı sıra MATLAB programının sunduğu PID ayarı metodu ile PI, PD ve PID ayarları incelenmiştir ve PID kontrolör için tezin bu kısmında ZN ayarı ile FLC, PD-Fuzzy-PI, ANFIS ve ANFIS+PID kontrol metotları karşılaştırılmıştır. İHA dinamikleri incelendiğinde ve 2. Bölüm içerisinde sunulduğu üzere, İHA dinamiği uzunlamasına ve yanal eksen olarak ayrıştırılarak modellenenbilmektedir ve bu hareketlerin birbirine olası etkileri ihmal edilebilir seviyede olması nedeniyle klasik kontrol için ayrıştırılmış hareket modeli tercih edilmektedir. Ayrıca LQR durum geri besleme kontrolü, KF gözleyici tasarımı ve LQG durum geri beslemeli kontrolcü yaklaşımları için bölüm sonunda sonuçlar sunulmuştur. Bu kısımda Ultrastick-25e modeli için uzunlamasına ve yanal hareket kontrolcü tasarımlarına ait sonuçlar ayrı ayrı verilmiştir.

5.1. Ultrastick-25e Modeli Uzunlamasına Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları

Bu kısımda İHA için uzunlamasına eksen takımına ait dinamik parametrelerin simülasyon çıktıları sunulmuştur. Beş farklı kontrolcü ve farklı giriş sinyalleri ile İHA kontrolü uygulanmıştır. Bu kontrolcüler bir önceki bölümde sunulan klasik PID (ZN) kontrolcü ile

FLC, PD-Fuzzy-PI, ANFIS ve ANFIS+PID kontrol tekniklerini içermektedir. Uzunlamasına harekette durum uzayı ile oluşturulan uçuş hızı (u), alçalma hızı (w), yunuslama açısı (θ), yunuslama hızı (q) ve irtifa (h) bilgilerine ait sonuçlar alınmıştır.

Bölüm 2’de sunulan ve EK-A içerisinde aerodinamik parametre detayları verilen dinamik denklemler için her bir transfer fonksiyonu ayrı ayrı elde edilerek MATLAB Simulink ile kontrolcüler oluşturulmuştur. Kaba ayar için PID (ZN) metodu ile ayarlamalar yapılmıştır. PID sonuçlarının aşma ve yerleşme süresi bakımından beklentileri karşılamaması nedeniyle FLC kontrolör ve ANFIS metotları incelenmiştir. Elde edilen sonuçların özellikle kalıcı durum hatası, yerleşme zamanı ve aşma açısından daha da iyileştirilmesi amacıyla hibrit kontrol yaklaşımları olarak önerdiğimiz PD-Fuzzy-PI ve ANFIS+PID metotları da incelenmiş ve oldukça kabul edilebilir sonuçlar alınmıştır.

FLC metodu için Mamdani kural yapısına ait üyelik fonksiyonları, hata (e) ve hatanın türevi (de/dt) için trapezoidal ve üçgensel kullanılmıştır. Çıkış üyelik fonksiyonu ise yine üçgensel olarak Şekil 4.6’daki gibi verilmiştir. Üyelik fonksiyonlarının hangi aralıkta olacağı ve hata, hatanın türevi ve çıkış arasındaki oranlar her dinamik parametresi için ayrı ayrı en uygun aralıklarda olacak şekilde seçilmiştir.

Şekil 4.10. ile gösterilen kontrolör yapısına sahip FLC (PD-Fuzzy) sonuçları nispeten kabul edilebilir sonuçlara sahip olsa da hata (e), hatanın türevi (de/dt) ve PID çıkışına ait sonuçlar ANFIS yapısı kullanılarak eğitilmiş ve simülasyon sonuçları verilmiştir. ANFIS kontrolör için blok diyagramı Şekil 4.14 ile gösterildiği şekilde uygulanmıştır. Hibrit geri yayılım (back-propagation) ve en küçük kareler metoduna dayalı öğrenme algoritmaları MATLAB içerisinde tanımlanmıştır. Performans kriteri açısından RMSE (ortalama karekök hatası) verilmiştir. ANFIS metodunun tek başına yetersiz kalabildiği ve kalıcı durum hatasını ve zaman zaman yerleşme süresini yeterince iyileştirmediği görülmüş ve hibrit yaklaşımlara yönelik çalışmalar yapılmıştır. Burada amaç, tek başına yetersiz olan FLC ve ANFIS yapılarını PID kontrol organından elde edilecek integral (I) ve türev (D) etkilerin avantajını kullanmak olarak düşünülmüştür. Şekil 4.10.b ile verilen blok yapısında hibrit PD-Fuzzy-PI tekniği ve Şekil 4.15 ile verilen hibrit ANFIS+PID paralel kontrol sistemi son olarak değerlendirilmiş ve Ultrastick-25e modeline ait birim basamak yanıtları, çift yönlü sinyal veya karışık sinyal girilmesi durumundaki yanıtlara ait sonuçlar

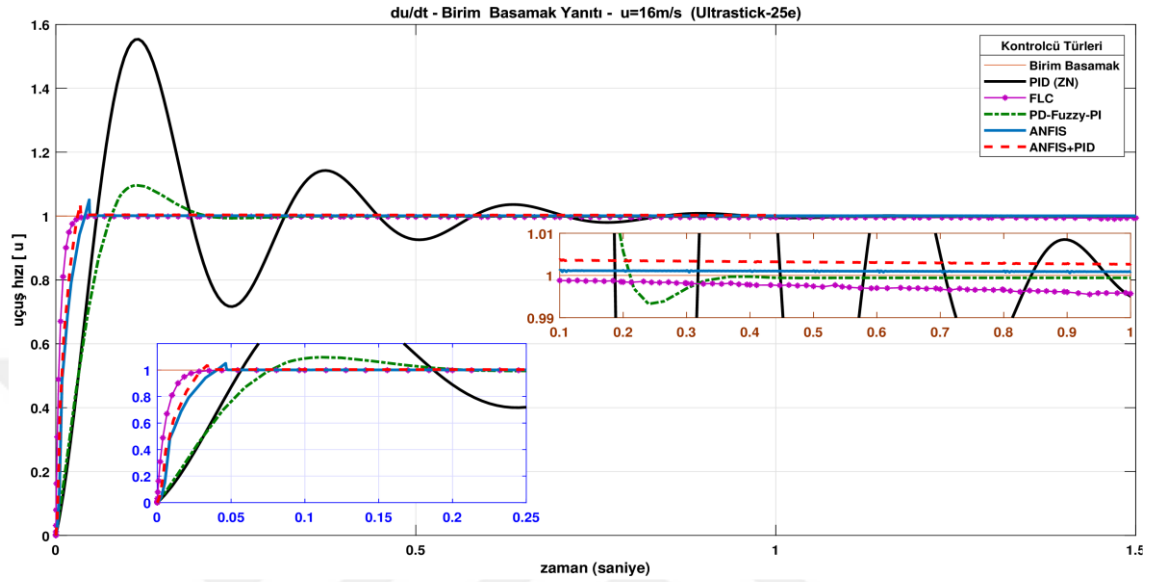
elde edilmiştir. Ayrıca bozucu giriş altında kontrol tekniklerinin davranışı da incelenmiştir.

Tasarlanan tüm kontrolör ve kontrol sistemi yanıtları her iki İHA modeli için grafikler ve tablolar halinde sunulmuştur. Öncelikle, herhangi bir bozucu etki olmadığı şart için irtifa dümeni (elevator) ve elektrik motoru hızı (throttle) girişlerine karşın uçuş hızı (u), alçalma hızı (w), yunuslama hızı (q), yunuslama açısı (θ) ve irtifa (h) durum dinamikleri Şekil 5.1-5.9 arasında birim basamak yanıtları için analiz edilmiştir. Eşitlik (2.57) içerisinde verilen bozucu girdi matrisi “ N ”, bozucu olmayan durumlar için sıfır olarak alınmıştır. Ancak, diğer simülasyonlarda, Şekil 5.10-5.12 ve Şekil 5.14'te yunuslama açısı için gürültülü şartlar altında birim basamak, çift yönlü sinyal yanıtları ve karışık sinyal yanıtları incelenmiştir.

Kontrol tekniklerinin bozucu ve belirsizlik şartlarındaki etkisini analiz etmek için MATLAB Simulink modelindeki “eklemeli Gauss beyaz gürültü (**awgn**)” bloğu kullanılmıştır. Geniş frekans aralığı içermesi ve gerçek zamanlı uygulamalar için geniş kullanım aralığı nedeniyle, herhangi bir bozulma ve belirsizlik etkisini modellemek için beyaz gürültü tercih edilmiş ve awgn bloğu seçilmiştir. Nispeten yüksek bir bozucu vermek ve sistemi bu durumda analiz etmek için, awgn bloğunda sinyal-gürültü oranı (SNR) SNR=10 dB (desibel) olarak seçilmiş ve giriş sinyal gücü 1 W (Watt) olarak alınmıştır. Uzunlamasına dinamik simülasyonlarını değerlendirmek için yükselme (t_r), tepe (t_p) ve yerleşme süreleri (t_s), tepe değeri (M_p), yüzde aşma genliği (%) ve kalıcı durum (e_{ss}) hatası (%) gibi ayrıntılı birim basamak geçici durum yanıtı değerleri Tablo 5.1-5.4 arası verilmiştir.

Şekil 5.1 uçuş hızının (u) kontrolü için motor hız (throttle) kontrolü girdisine göre birim basamak sinyali uygulandığındaki geçici durum yanıtını göstermektedir. İncelenen klasik PID (ZN) ayarı oldukça yüksek aşmaya (%55) sahip ve yerleşme zamanı oldukça yüksektir. Ancak buna karşın önerilen diğer kontrolcüler aşma bakımından oldukça iyi performansa sahiptir. Tablo 5.1 incelendiğinde, yükselme $t_r=0.01s$ civarında iken önerilen kontrolcüler ve hibrit kontrol sistemleri yerleşme zamanı bakımından da $t_s=0.02s$ civarında oldukça hızlı yanıt vermektedir. Kalıcı durum hatası bakımından tüm kontrolcüler kabul edilebilir değerlere sahip olsalar da hibrit PD-Fuzzy-PI $e_{ss}=\%0.06$ ve

ANFIS $e_{ss}=\%0.09$ ile en düşük kalıcı durum hatalarına sahiptir ve bu nedenle kontrolcü olarak aşmanın minimum olması nedeniyle ANFIS kontrolcü seçilmiştir.

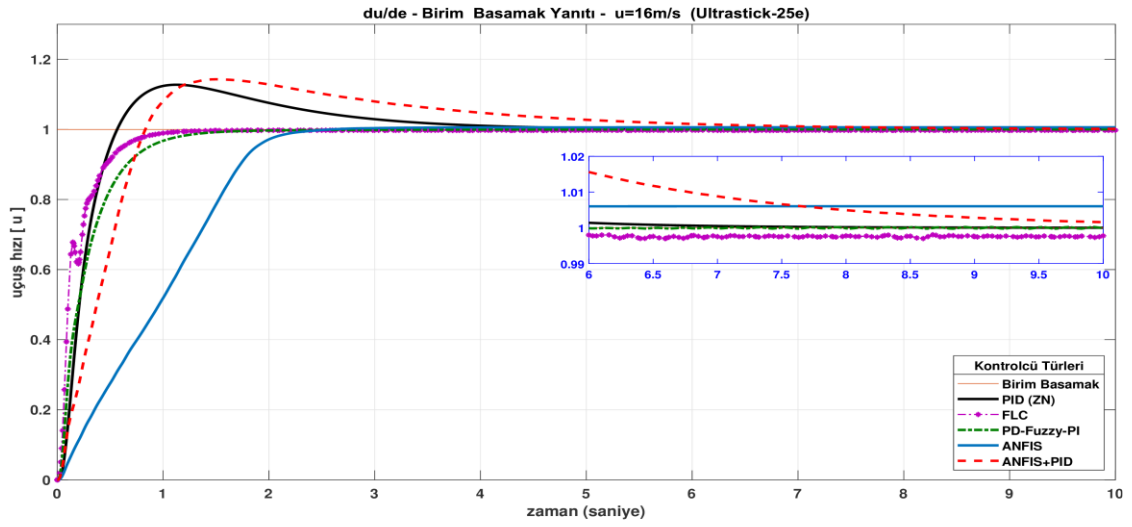


Şekil 5.1. Motor (t) kontrolü ile uçuş hızı (u) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

Tablo 5.1.Uçuş hızı (u) geçici durum yanıtları

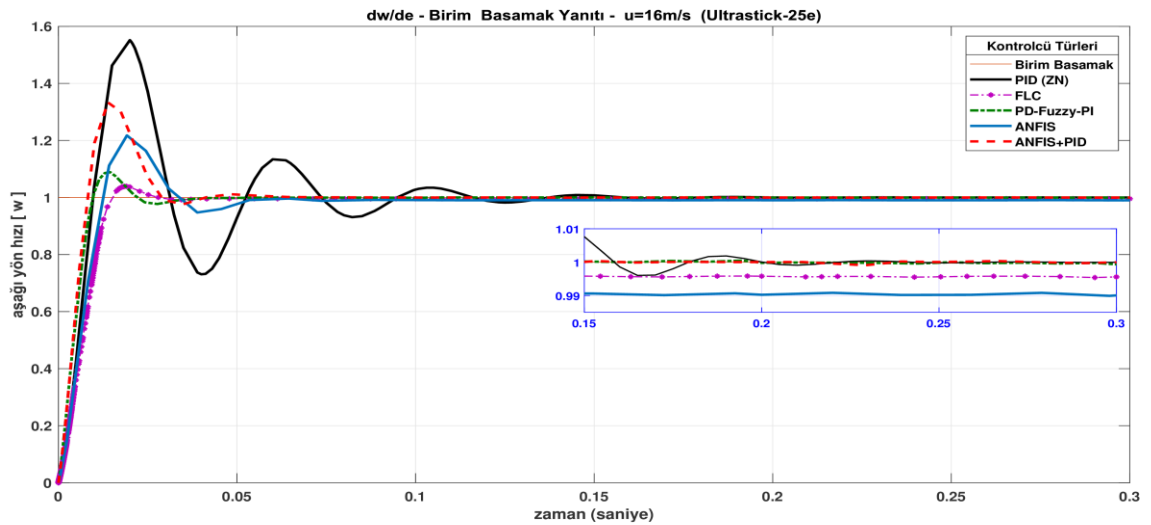
Kontrolcü Yapısı	Uçuş hızı [u] (m/s) – $[du/dt]$					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi (%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.044	0.11	1.55	55	0.77	0.13
ANFIS	0.015	0.046	1.051	5.1	0.038	0.09
ANFIS+PID	0.013	0.034	1.038	3.8	0.028	0.26
FLC	0.012	0.03	0.998	0	0.024	0.61
PD+Fuzzy+PI	0.06	0.1	1.09	9	0.183	0.06

Şekil 5.2 uçuş hızının (u) kontrolü için elevator girdisine göre birim basamak sinyali geçici durum yanıtını göstermektedir. Burada görüldüğü üzere, Şekil 5.1’deki motor hız ayarı ile daha hızlı yanıt verirken elevator girdisinde uçuş hızı kontrolü daha uzun yerleşme zamanına sahiptir. Kontrolcüler bakımından geçici durum yanıtları incelendiğinde, PID ve ANFIS+PID %15 aşma ve daha geç yerleşme zamanına sahipken diğer kontrolcülerde aşma yoktur. FLC ve PD-Fuzzy-PI aşmasız ve $t_s=0.9s$ yerleşme zamanı ve sıfır kalıcı durum hatasına sahip olduğundan diğer kontrolcülere oranla PD-Fuzzy-PI tekniği kontrolcü olarak seçilmiştir.



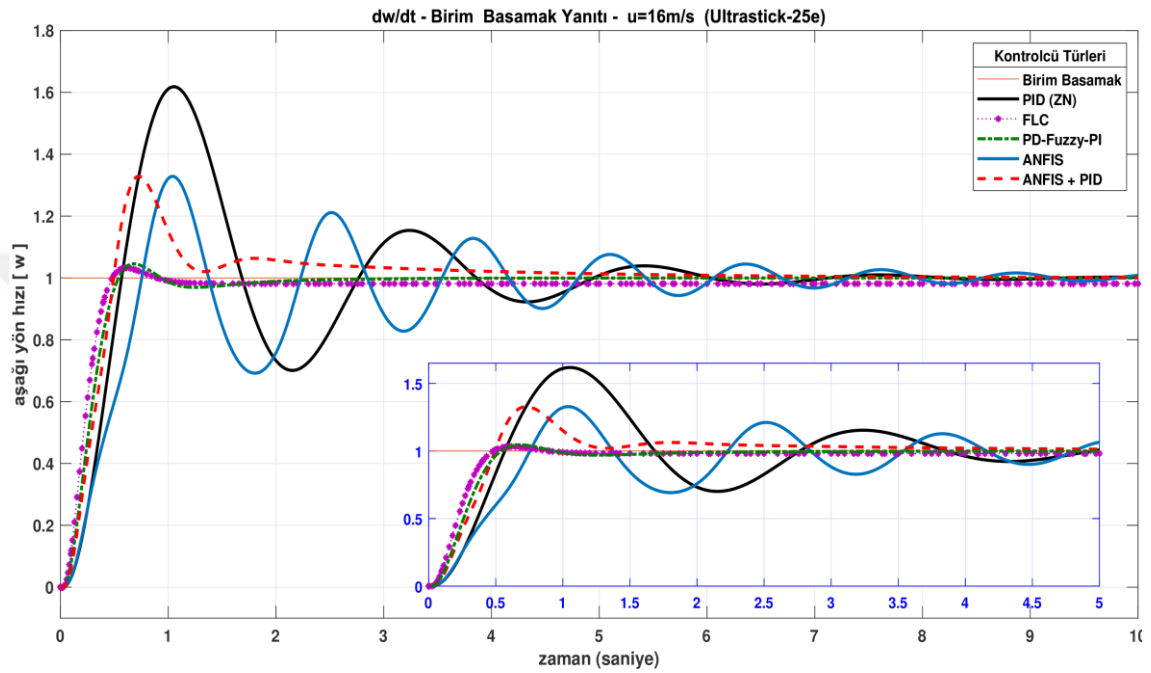
Şekil 5.2. Elevator kontrolü ile uçuş hızı (u) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

Alçalma hızı (w) kontrolü de yine daha çok elevator kontrolü ile ilgilidir ve Şekil 5.3 ve Şekil 5.4 ile bu fark anlaşılmaktadır. Motor hızı kontrol girdisi ile alçalma hızı yanıtı daha yavaş kontrol edilebilmekte ve elevator ile kontrolün daha kolay olduğunu açıkça göstermektedir. Şekil 5.3'te klasik PID (ZN) kontrolör oldukça yüksek aşma ile kontrol noktasında yeterince etkili sonuç vermemiştir. ANFIS ve ANFIS+PID aşma bakımından %20-30 aralığında ancak $t_s=0.05s$ civarında yerleşmiştir. Önerilen FLC ve PD-Fuzzy-PI metotları sırasıyla %4 ve %7 aşma ile $t_s=0.01s$ yerleşme zamanı ve kalıcı durum hatası sıfır civarında olduğundan oldukça etkili yanıt alınmaktadır. PD-Fuzzy-PI sıfır kalıcı durum hatası ve düşük aşma nedeniyle PD-Fuzzy-PI hibrit modeli tercih edilmiştir.



Şekil 5.3. Elevator kontrolü ile alçalma hızı(w) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

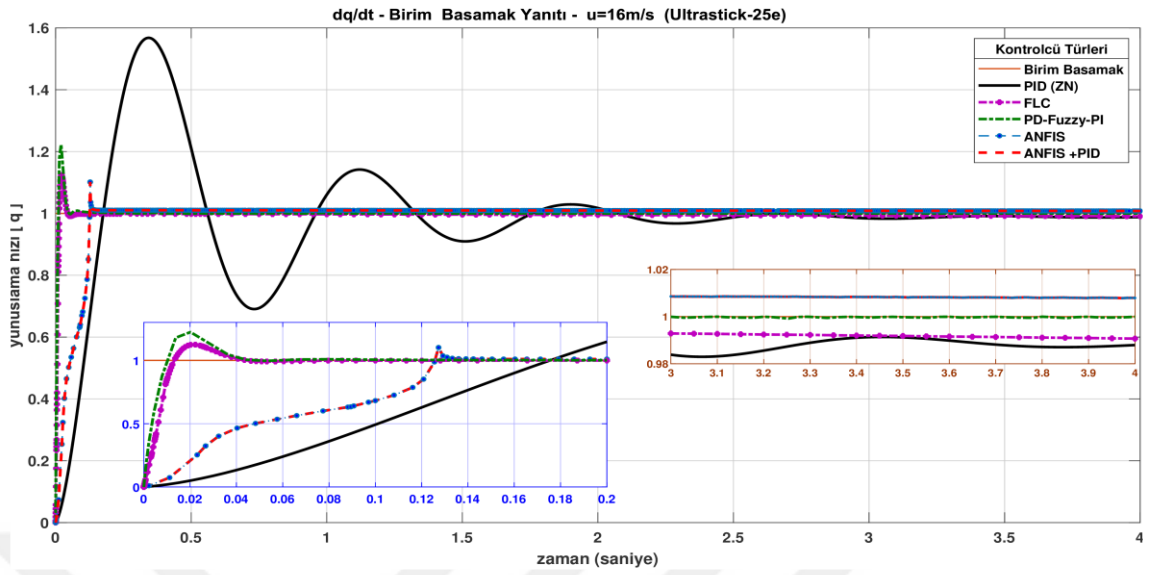
Alçalma hızının motor hız kontrolü girdisi altındaki birim basamak geçici yanıtı Şekil 5.4 ile sunulmuştur. Açıkça görüldüğü üzere yanıt süreleri göreceli daha uzundur. Burada, Şekil 5.3'e benzer şekilde çok düşük aşma, çok kısa yerleşme zamanı ve kalıcı durum hatasının sıfıra yakın olması dolayısıyla PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi tercih edilmiştir.



Şekil 5.4. Motor (t) kontrolü & alçalma hızı(w) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

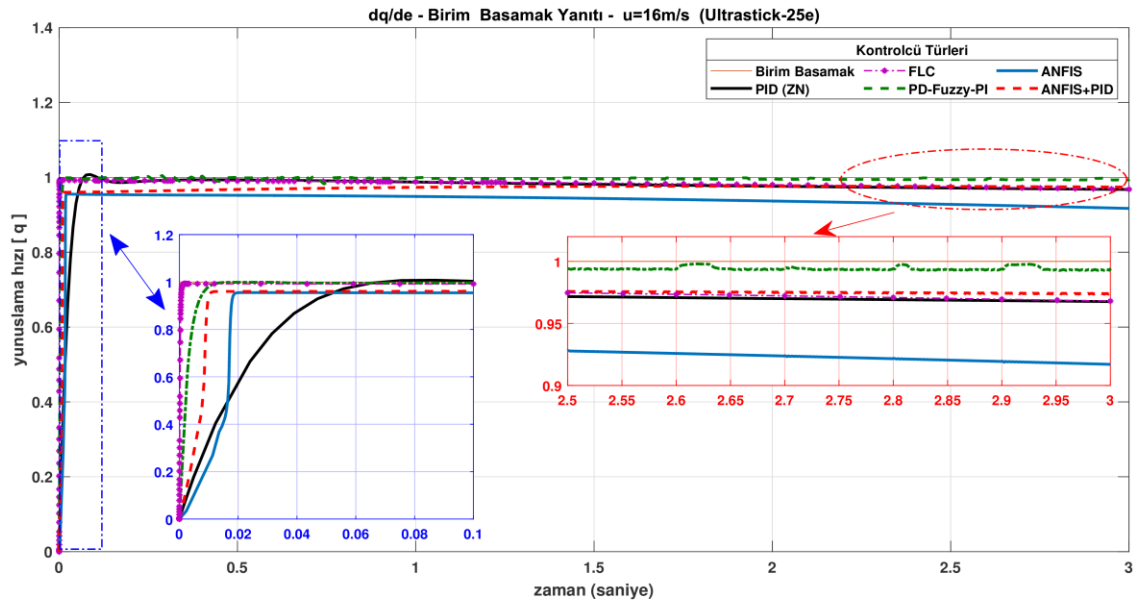
Bir diğer hız parametresi olan yunuslama hızı (q) birim basamak yanıtları Şekil 5.5 ve Şekil 5.6'da verilmiştir. Şekil 5.4 motor hız kontrolü ile yunuslama hızının kontrolcü cevabını yansıtmaktadır.

PID (ZN) ayarına kıyasla en düşük aşma $M_p = \%10$ ile ANFIS ve hibrit ANFIS+PID'de görülmektedir. FLC ve hibrit PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi ise $t_s = 0.04s$ ile en hızlı yanıtı vermekte ve kalıcı durum hatası bakımından önerilen tekniklerin hepsi oldukça düşük hataya sahip olmaktadır. PD-Fuzzy-PI yöntemi düşük yükselme zamanı ve sıfır kalıcı hata nedeniyle kontrolcü olarak seçilmiştir.



Şekil 5.5. Motor (t) kontrolü ve yunuslama hızı(q) birim basamak cevabı (Ultrastick25e)

Şekil 5.6 ile gösterilen birim basamak sinyali geçici durum yanıtları ve Tablo 5.2 ile verilen değerleri incelendiğinde, yunuslama hızının elevator girdisi ile oldukça hızlı ve aşma olmadan tüm kontrolcülere yanıt verdiği açıkça görülebilmektedir. Dolayısıyla elevator girdisi ile yunuslama hızı kontrolünün daha etkin bir yol olduğu açıktır.



Şekil 5.6. Elevator kontrol ile yunuslama hızı(q) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

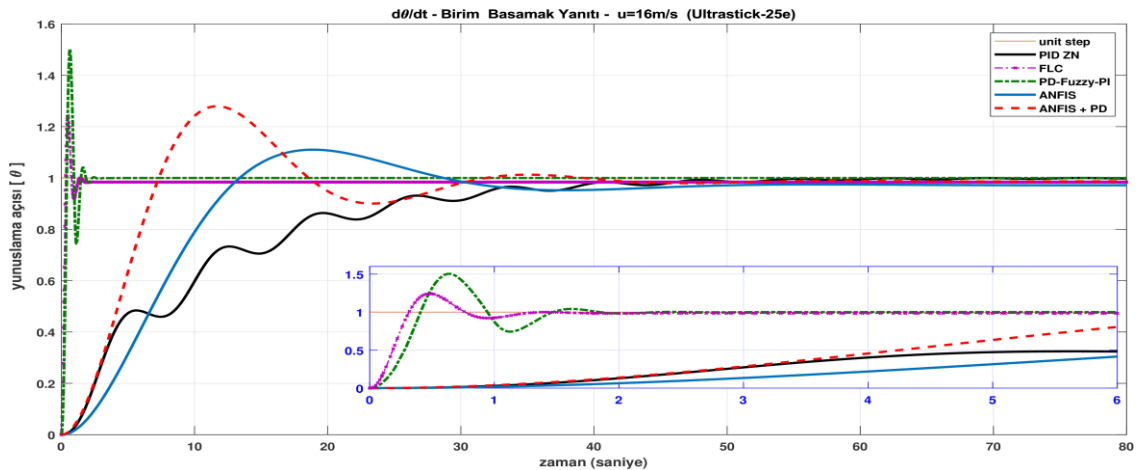
Tablo 5.2’de görüldüğü üzere tüm metotlar iyi $t_r=0.01s$ gibi hızlı yükselme zamanına sahiptir. Tüm önerilen metotlar kabul edilebilir seviyede olsa da kalıcı durum hatası

bakımından ANFIS $e_{ss}=\%8,28$ ile en kötü değeri yansıtırken hibrit ANFIS+PID ile kalıcı durum hatası $e_{ss}=\%3,2$ seviyesindedir. Bununla birlikte önerilen hibrit PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi ise kalıcı durum hatası $e_{ss}=\%0,72$ ile en düşük seviyede olması ve hızlı yanıt vermesi sebebiyle kontrolcü olarak tercih edilmiştir.

Tablo 5.2. Yunuslama hızı (q) geçici durum yanıtları

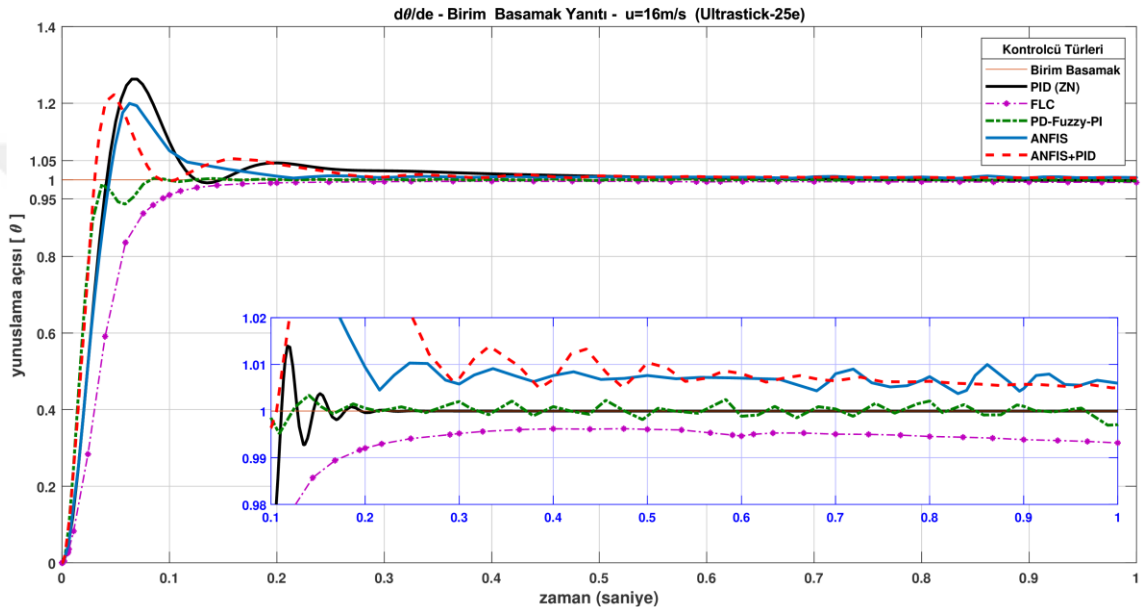
Kontrolcü Yapısı	Yunuslama hızı (q) - (dq/de)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.042	0.087	1.008	0.8	0.06	3.24
ANFIS	0.018	0.02	0.96	0	0.02	8.28
ANFIS+PID	0.01	0.01	0.96	0	0.01	2.6
FLC	0.005	0.002	0.993	0	0.001	3.2
PD+Fuzzy+PI	0.006	0.016	0.999	0	0.009	0.72

Yunuslama açı kontrolü için motor hız kontrolü ile birim basamak yanıtı Şekil 5.7 ile sunulmuştur. Yunuslama açısı da elevator girdisi ile kontrol edildiğinde hızlı kontrol sağlamaktadır. Görüldüğü üzere kontrolcüler FLC ve PD-Fuzzy-PI kontrol teknikleri dışında 40s civarında yerleşme zamanına sahiptir. FLC ve PD-Fuzzy-PI ise aşma yüksekliği nedeniyle yine çok iyi sonuç vermemektedir ve hız kontrolünün dinamik yapı gereği yunuslama açısı için yetersiz olduğu açıkça anlaşılmaktadır. Bu bağlamda aşmanın az ve kalıcı durum hatasının düşük olması sebebiyle FLC kontrolör olarak seçilmiştir.



Şekil 5.7. Motor(t) kontrolü ve yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtı (Ultrastick25e)

Şekil 5.8 ise Şekil 5.7'nin aksine elevator girdisi ile yunuslama açısı (θ) kontrolünün ne kadar hızlı yapılabildiğini açıkça resmetmektedir. Geçici durum yanıtları Tablo 5.3 ile verilen sonuçlarda PID (ZN), ANFIS ve ANFIS+PID birbirine yakın kontrolcü cevaplarına sahiptir. FLC kontrolör aşmasız, $t_s=0.13$ s yerleşme zamanı ve $e_{ss}=\%0,6$ kalıcı hata ile yanıt verirken hibrit PD-Fuzzy-PI yaklaşımı hem hatayı $e_{ss}=\%0.12$ seviyesine çekmiş hem de $t_s=0.075$ s ile en hızlı ve en etkili kontrolcü olarak seçilmiştir.



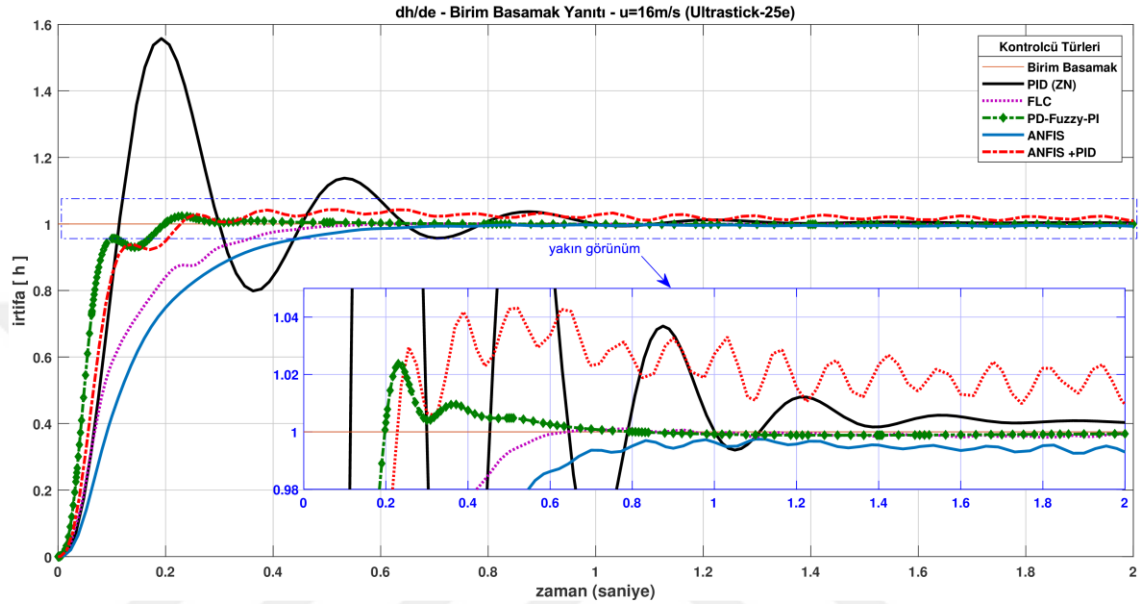
Şekil 5.8. Elevator kontrol ile yunuslama açısı(θ) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

Tablo 5.3. Yunuslama açısı (θ) geçici durum yanıtları

Kontrolcü Yapısı	Yunuslama Açısı [θ] (°) - ($d\theta/de$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.038	0.07	1.26	26	0.34	0.18
ANFIS	0.039	0.063	1.2	20	0.18	0.59
ANFIS+PID	0.03	0.049	1.22	22	0.25	0.5
FLC	0.065	0.36	0.996	0	0.13	0.6
PD+Fuzzy+PI	0.03	0.14	1.0034	0,34	0.075	0.12

İrtifa (h) ise İHA'nın yükseklik kontrolünün elevator girdisi ile ilişkisini belirtmektedir. Şekil 5.9 birim basamak yanıtlarında en hızlı yanıtların hibrit kontrolcülere ait olduğunu göstermektedir. Tablo 5.4 ile geçici durum yanıtları incelendiğinde de klasik PID (ZN)

teknikçi haricinde kontrolcülerin kabul edilebilir geçici durum cevaplarını gösterse de PD-Fuzzy-PI teknikçi $e_{ss}=\%0,08$ gibi çok düşük kalıcı durum hatası ve $t_s=0.25$ s yerleşme zamanı ile istenen kontrolcü yanıtına sahip olduğu için tercih edilmiştir.



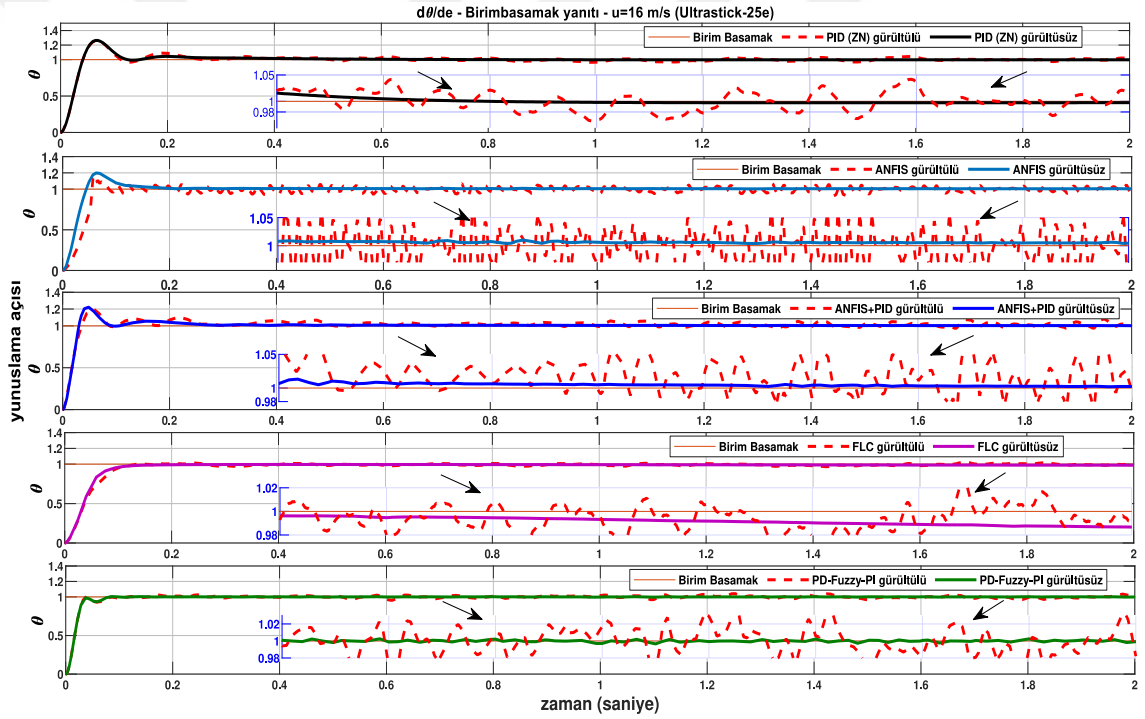
Şekil 5.9. Elevator kontrol ile irtifa (h) birim basamak cevabı (Ultrastick-25e)

Tablo 5.4. İrtifa (h) geçici durum yanıtları

Kontrolcü Yapısı	İrtifa (h) (m) - (dh/de)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.08	0.192	1.56	56	0.95	0.33
ANFIS	0.28	0.83	0.997	0	0.55	0.58
ANFIS+PID	0.08	0.5	1.043	4.3	1.7	0.96
FLC	0.24	0.76	1.001	0.1	0.42	0.16
PD+Fuzzy+PI	0.04	0.23	1.024	2.4	0.25	0.08

Kontrolcülerin bozucu etki olduğu durumlar göz önüne alındığında dinamik sistemlerin dış bozucu etkilere maruz kalması ve özellikle hava aracının karşılaşılabileceği rüzgar gibi olumsuz etkilere karşın sistemin kararlı ve hızlı bir şekilde bu etkileri bertaraf edebilmesi kaçınılmazdır. Dolayısıyla bozucu etkileri modellemek için önce de belirtildiği üzere Simulink içerisinde “awgn” bloğu sisteme doğrudan eklenmiştir. Sinyal gürültü oranı SNR=10 dB seçilerek görece yüksek bir bozucu altında birim basamak yanıtları

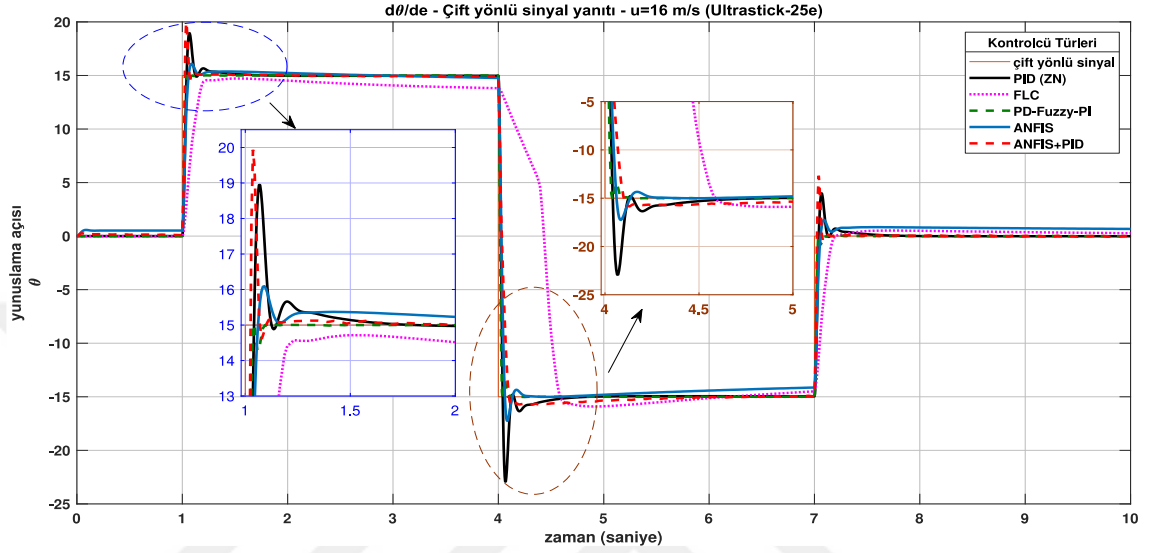
araştırılmıştır. Ayrıca normal şartlarda oluşabilecek sensör gürültüsü ve sensörün etkileri de göz önüne alınarak ortalama bir sensör gürültüsü incelenmiş ve SNR=40 dB’lik küçük bir gürültü geri besleme sinyal hattına eklenmiştir. Sensör hattına daha büyük bir gürültü eklenmesi sistem cevabını çok olumsuz yönde etkileyeceği için normal ve kabul edilebilir seviyede bir gürültü seçilmiştir. Buna göre Şekil 5.10 ile yunuslama açısı (θ) için tüm kontrolcülerin ayrı ayrı gürültü altındaki yanıtları sunulmuştur. Gürültü nedeniyle sinyalin titreşimli olması normal ancak sonuçlar kabul edilebilir seviyelerdedir ve özellikle PD-Fuzzy-PI ve FLC en az bozucu etkisindedir. Kalıcı durum hatasının da sıfır olduğu göz önüne alınarak PD-Fuzzy-PI metodu kontrol sistemi olarak seçilmiştir.



Şekil 5.10. Yunuslama açısı (θ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB)

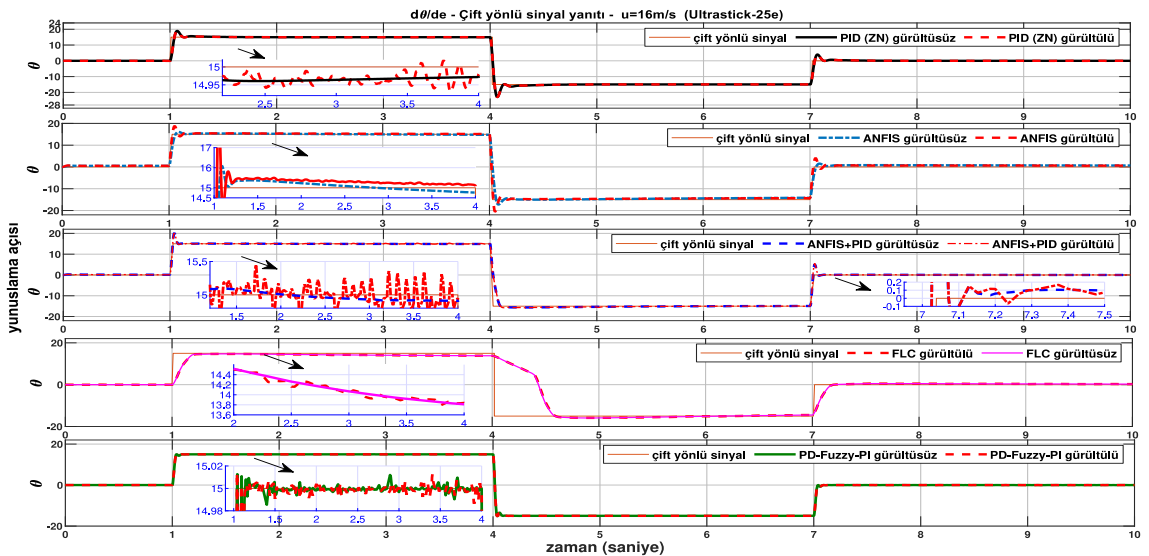
- Tasarlanan kontrol yöntemlerinin etkinliğini doğrulamak için farklı giriş sinyalleri varsayılmış ve benzetim sonuçları incelenmiştir. Kontrolör performansları, çift yönlü sinyaller ve karışık sinyal yanıtları için değerlendirilmiştir. Gürültüsüz durumda çift yönlü sinyal yanıtlarının farklı kontrolcülere ait sonuçları Şekil 5.11’de verilmiştir. Birim basamak yanıtına benzer yanıtlar olması dışında FLC kontrolörün kalıcı durum hatasının zamanla arttığı ve pozitif yönden negatife geçişte gecikme görülmektedir. Buna karşın ANFIS daha az aşma ve kalıcı durum hatasına maruz kalmıştır. Diğer

tarafından PD-Fuzzy-PI çift yönlü sinyal değişiminden en az şekilde etkilenmektedir. Aşma, yerleşme ve kalıcı durum hatası bakımından oldukça iyi sonuç vermektedir. Bu nedenle, yunuslama açısı kontrolü için PD-Fuzzy-PI yapısı seçilmiştir.



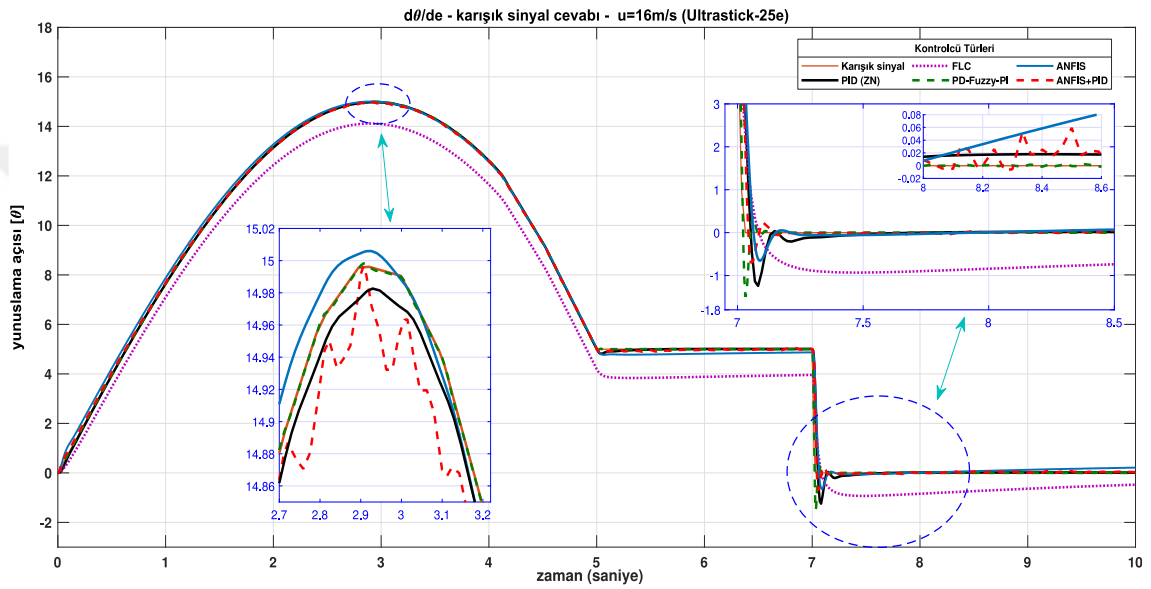
Şekil 5.11. Yunuslama açısı (θ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)

Çift yönlü sinyal yanıtlarının bozucu etki altında incelendiği Şekil 5.12 ile yanıtlar ayrı ayrı sunulmuştur. Genel olarak, sonuçlar kabul edilebilir ve bozucu olmadan elde edilen sinyal yanıtları ile aynıdır. Ancak özellikle PD-Fuzzy-PI kontrolün en az şekilde etkilendiği ve hızlı yanıt verdiği görüldüğünden kontrolcü olarak seçilmiştir.



Şekil 5.12. Yunuslama açısı (θ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)

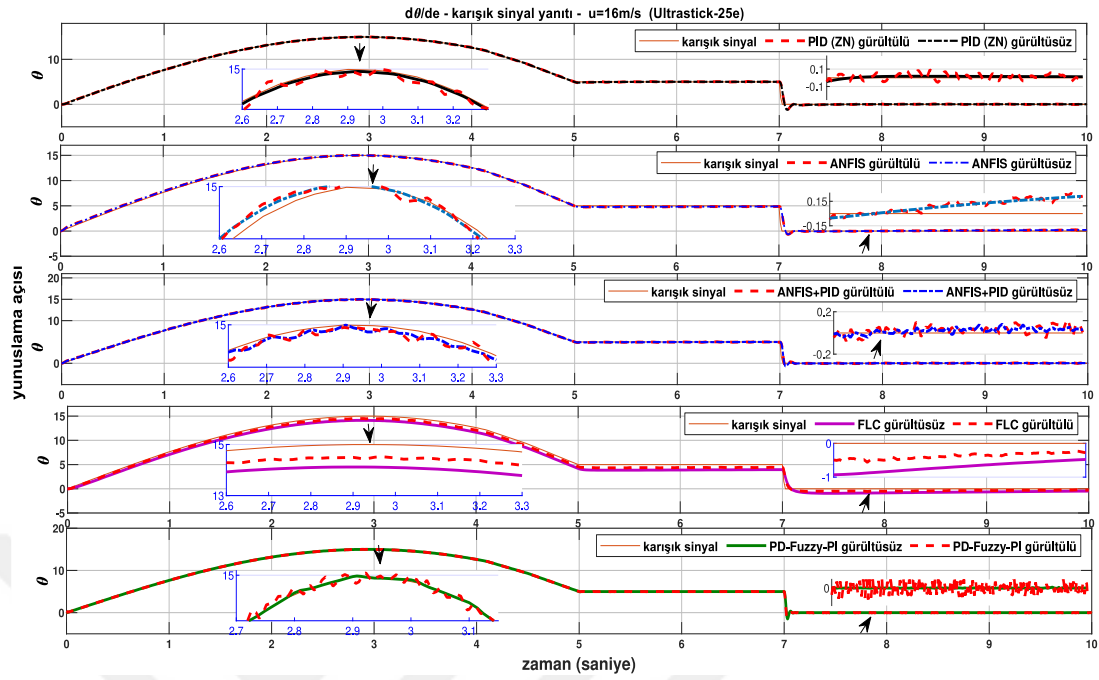
Karışık sinyal türü olarak sinüs sinyali ve basamak sinyali şeklinde bir kontrol sinyali oluşturulmuştur. Şekil 5.13 ile yunuslama açısı (θ), kontrolcüler arasında FLC haricinde oldukça düşük hata ile takip etmektedir. FLC'nin farklı genlikli kontrol sinyallerine karşı aynı etkiyi göstermemesi üyelik fonksiyonlarının belirli aralıkta olmasındandır. Bu nedenle, hibrit PD-Fuzzy-PI tekniği önerilmiş, hatayı azaltıcı ve hızlı sonuçlar alınmıştır. Karışık sinyal çıkışı da seçilen PD-Fuzzy-PI metodunun etkisini göstermektedir.



Şekil 5.13. Yunuslama açısı (θ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)

Karışık sinyal yanıtının bozucu etki altındaki benzetim sonucu Şekil 5.14'de görüldüğü gibi seçilen PD-Fuzzy-PI yöntemi oldukça kabul edilebilir ve gürültü etkisine karşı başarılı bir sonuç vermektedir.

- Uzunlamasına hareket için kullanılan her bir kontrolcü ve kontrol sistemine ait özellikler ve sayısal nicelikleri Tablo 5.5 ile sunulmuştur. Tabloda PID (ZN) değerleri paralel PID yapısında verilmiştir.
- FLC için [5,5] şeklinde sunulan MF ile NB, NS, Z, PS, PB şeklindeki 5 aralığa bölünmüş **trapezoidal** ve **üçgensel** yapıdaki durum ifade edilmiştir. Hata ve hatanın türevi için bu nedenle 25 adet kural seti oluşturulmuştur.
- ANFIS için belirlenen en uygun MF sayıları ve türleri de tabloda verilmiştir. Eğitim veri seti, PID (ZN) simülasyonundan elde edilmiştir. Performans sonucu ise RMSE kriteri olarak alınmıştır.



Şekil 5.14. Yunuslama açısı (θ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB)

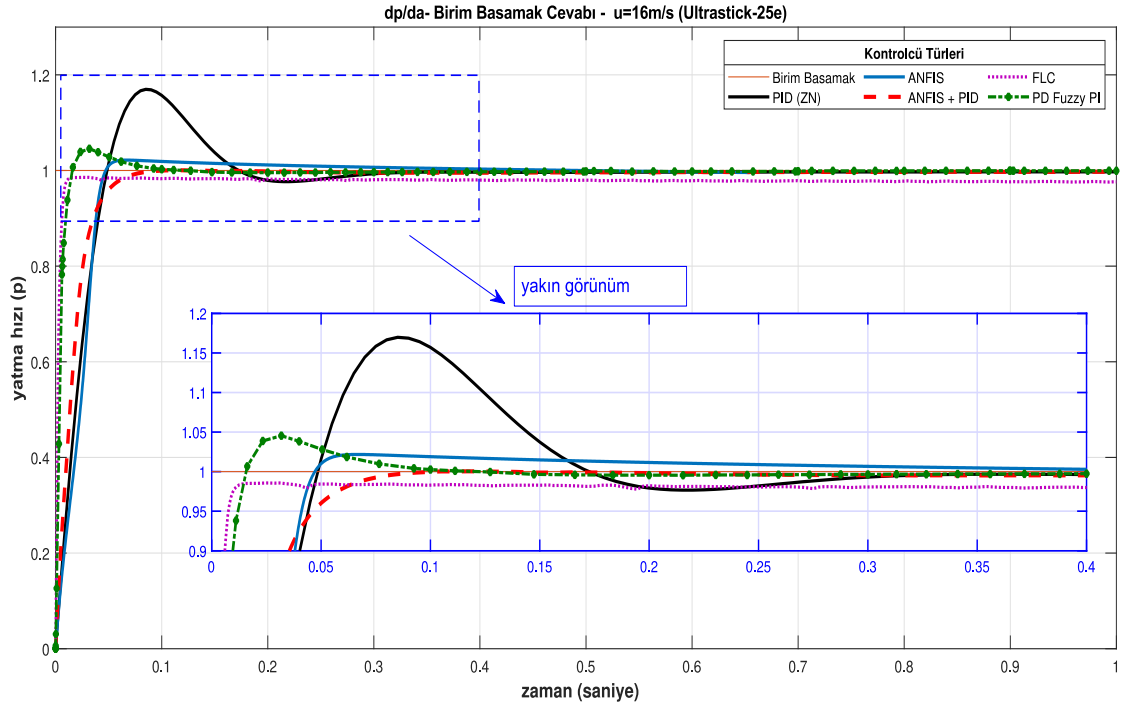
Tablo 5.5. Ultrastick-25e Uzunlamasına Hareket için Kontrolcü Parametreleri

İHA uzunlamasına hareket parametreleri		Uçuş hızı (u)	Alçalma hızı (w)	Yunuslama hızı (q)	Yunuslama açısı (θ)
PID (ZN)	Kp	0.9	-13.7	-0.5	-25
	Ki	54	-137.02	-25	-109
	Kd	0.0054	-0,049	-0.004	-0.0037
FLC (Mamdani)	Üyelik fonk. (MF) (Üçgensel, Trapezoidal)		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
	MF Aralığı	Hata (e)	25 kural	25 kural	25 kural
		Hata türevi	25 kural	25 kural	25 kural
		Çıkış	25 kural	25 kural	25 kural
PD-Fuzzy-PI (Mamdani)	Üyelik Fonksiyonu		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
	Tipi		25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	25 kural	25 kural	25 kural
		Hata türevi	25 kural	25 kural	25 kural
		Çıkış	25 kural	25 kural	25 kural
ANFIS (Sugeno)	Üyelik Fonksiyonu		Gauss [4,4]	Gauss [5,5]	Gauss [5,5]
	Çıkış		Lineer	Lineer	Lineer
	Epoch Sayısı		300	-	300
	İlk FIS		genfis1	genfis2	genfis1
	Eğitim verileri		[1706 x 3]	[36 x 3]	[91 x 3]
	Test verileri		[300 x 3]	[5 x 3]	[15 x 3]
	Eğitim RMSE		0.162	0.574	0.0094
	Test RMSE		0.163	0.46	0.0271

5.2. Ultrastick-25e Modeli Yanal Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları

Tasarlanan yanal dinamik kontrolcü yanıtları Ultrastick-25e İHA modeli için takip eden şekil ve tablolarda sunulmuştur. Bozucu etki olmadığı durum için yatırgaç (aileron) ve yön dümeni (rudder) girişlerine karşın yatma hızı (p), sapma hızı (r), yatma açısı (ϕ), sapma açısı (ψ) durum dinamikleri Şekil 5.15-5.18 arasında birim basamak sinyali için analiz edilmiştir. Şekil 5.19-5.20 yatma ve sapma açıları için gürültülü şartlar altında birim basamak sinyali yanıtlarına aittir.

Yanal dinamiklerden yatma hızı (p), Şekil 5.15 ile görülen benzetim sonuçlarına sahiptir. Elde edilen çıktılar ANFIS+PID kontrol sisteminin aşmasız, ve hızlı bir yanıt vermiştir. Yerleşme zamanı $t_s=0.06$ s ile oldukça hızlı ve kalıcı durum hatası Tablo 5.6 ile görüleceği üzere $e_{ss}=\%0.25$ seviyesindedir. Ayrıca $t_r=0.009$ s yükselme zamanı ve yine $\%4,5$ aşma ve $t_s=0.062$ s yerleşme zamanı ve sıfır kalıcı durum hatası vermesi bakımından PD-Fuzzy-PI tekniği kontrolcü olarak seçilmiştir. FLC hızlı yükselme ve yerleşme zamanına sahip olsa da kalıcı durum hatası görece olarak yüksektir. PID (ZN) kontrolcüyeye oranla tüm kontrolcüler daha kabul edilebilir performansa sahiptir.

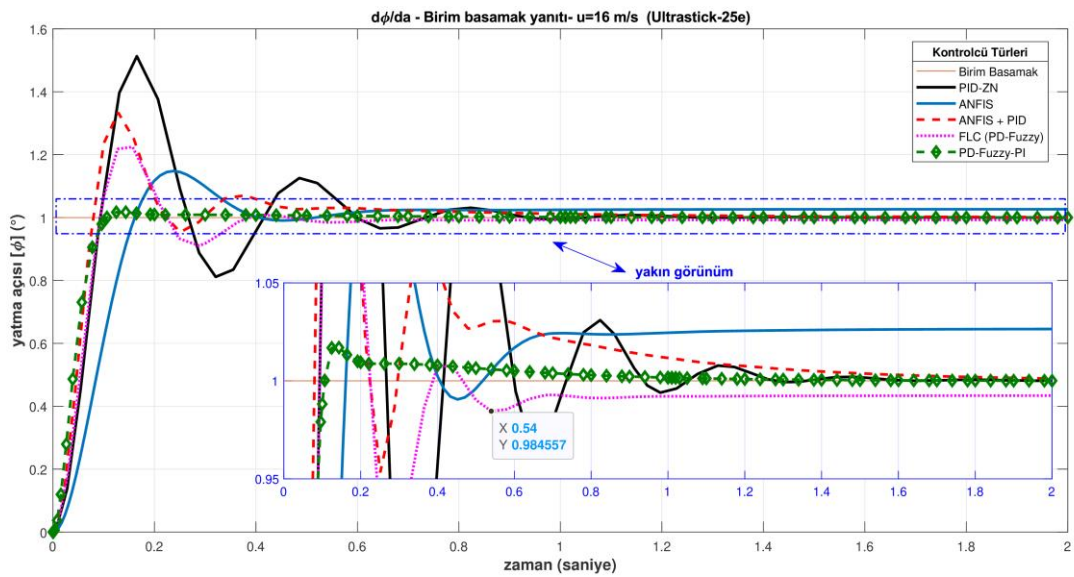


Şekil 5.15. Yatırgaç (a) kontrol ile yatma hızı (p) birim basamak yanıtı (Ultrastick-25e)

Tablo 5.6. Yatma açısı hızı ($\dot{\phi}$) geçici durum yanıtları

Kontrolcü Yapısı	Yatma açısı hızı ($\dot{\phi}$) - ($\dot{\phi}_p/\dot{\phi}_{aileron}$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.0347	0.085	1.17	17	0.245	0.3
ANFIS	0.0344	0.056	1.019	1.9	0.061	0.3
ANFIS+PID	0.0342	0.1022	1	0	0.06	0.25
FLC	0.0056	0.0312	0.9857	0	0.011	2
PD+Fuzzy+PI	0.009	0.032	1.045	4.5	0.062	0.01

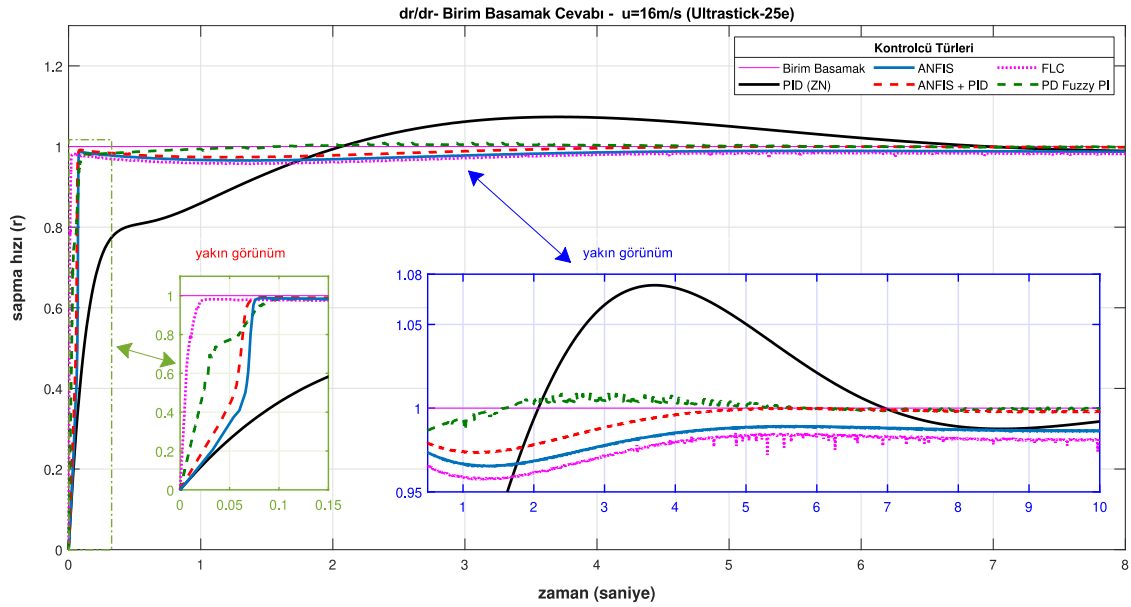
Yatma açısı (ϕ) kontrolü için elde edilen birim basamak sinyali benzetim sonuçları, yatırgeç kontrol yüzeyi girdisine göre Şekil 5.16'da incelenmiştir. Birim basamak girişi ile İHA yatma açısının geçici durum yanıtları ayrıca Tablo 5.7 ile sayısal olarak verilmiştir. ANFIS'te %15 aşma ve $e_{ss}=\%2,65$ gibi kalıcı durum hatasına sahiptir ancak ANFIS+PID'nin $t_s=0.74$ saniye yerleşme süresi yanıtı ile % 33.4 aşım oranı bulunmaktadır. PD-Fuzzy-PI kontrol sisteminde sadece %1.7 aşım varken, PID (ZN) %51.3 gibi yüksek bir aşma bulunmaktadır. Şekil 5.16'da görüldüğü gibi, PID (ZN) diğer kontrolörlere göre daha fazla aşmaya sahiptir ve bu nedenle bağıl kararlılık diğer kontrolörlere göre çok daha azdır. Bağıl kararlılık açısından en iyi sonuç çok yüksek hız ve sıfır kalıcı hata ile PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi ile elde edildiğinden tercih edilmiştir.

Şekil 5.16. Yatırgeç (a) kontrol ile yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtı (Ultrastick-25e)

Tablo 5.7. Yatma açısı (ϕ) geçici durum yanıtları

Kontrolcü Yapısı	Yatma açısı [ϕ] (°) – [$d_\phi/d_{aileron}$]					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri (deg)	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.065	0.165	1.513	51.3	0.875	0.01
ANFIS	0.110	0.237	1.148	14.8	0.73	2.65
ANFIS+PID	0.060	0.128	1.334	33.4	0.74	0.12
FLC	0.063	0.157	1.225	22.5	0.54	0.9
PD+Fuzzy+PI	0.058	0.123	1.017	1.7	0.096	0.01

Sapma hızı (r) birim basamak yanıtı incelendiğinde, Şekil 5.17, önerilen kontrolör yanıtlarının oldukça kabul edilebilir olduğunu ve yerleşme süresini, aşmayı, kalıcı durum hatalarını iyileştirdiğini açıkça göstermektedir. Bu kısımda kalıcı durum hatası sıfır olan PD-Fuzzy-PI kontrolcü seçilmiş ve buna en yakın sonuç ANFIS+PID ile sağlanmıştır.

Şekil 5.17. Yön dümeni ile sapma hızı (r) birim basamak yanıtı (Ultrastick-25e)

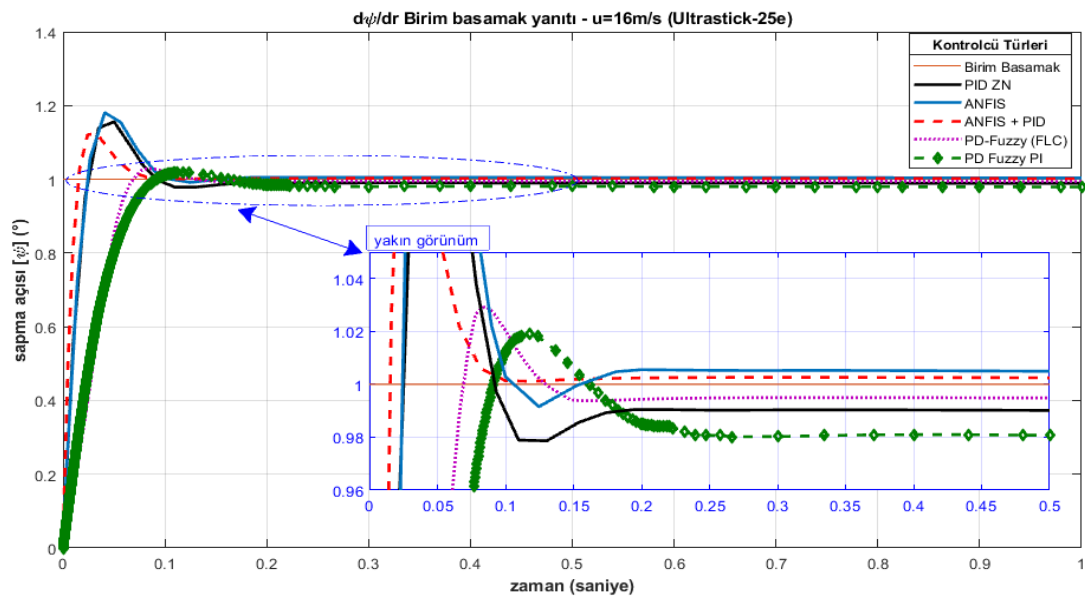
Tablo 5.8, sapma hızının geçici tepkisinin sayısal sonuçlarını vermektedir. Tablo 5.8'e göre, PID (ZN) $t_s=8.0$ s'de kararlı duruma %2.0 kalıcı durum hatası ve % 7.3 aşım ile ulaşmıştır, bu da Şekil 5.17'de görüldüğü gibi daha az bağıl kararlılığa sahiptir. FLC, ANFIS, ANFIS+PID ve PD-Fuzzy-PI çok küçük yükselme zamanı ile sistemin çok hızlı yanıtı anlamına gelmektedir. Önerilen ANFIS+PID, 2.228 s'de kararlı duruma ulaşmıştır

ve kalıcı durum hatası % 0.002'dir. Ek olarak, PD-Fuzzy-PI-tipi kontrol sistemi, $t_s=0.17s$ yerleşme zamanı ile neredeyse aşmasız (% 0.0074) ve sadece % 0.0015 kalıcı durum hatasına sahiptir. Hibrit kontrol sistemleri, klasik PID, FLC ve ANFIS kontrolörlerine kıyasla daha kararlı bir sistem ve daha kısa yerleşme zamanına sahiptir. En hızlı yanıt ve sıfır kalıcı hata olmasından dolayı PD-Fuzzy-PI metodu seçilmiştir.

Tablo 5.8. Sapma açısal hızı (r) geçici durum yanıtları

Kontrolcü Yapısı	Sapma Hızı (r) (deg/s) - ($\dot{r}/\dot{r}_{rudder}$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	1.252	3.59	1.073	7.3	8.0	1.6
ANFIS	0.052	0.0839	0.987	0	3.239	1.4
ANFIS+PID	0.0545	0.0813	0.991	0	2.228	0.002
Fuzzy Logic	0.0139	0.033	0.981	0	4.29	2.0
PD+Fuzzy+PI	0.069	2.258	1.0074	0.0074	0.103	0.0015

Şekil 5.18, her bir kontrolör için sapma açısı birim basamak yanıtlarını göstermektedir. ANFIS ve ANFIS+PID tekniklerinde kalıcı durum hatası çok düşüktür. Yükselme süreleri ise FLC ve PD-Fuzzy-PI kontrol sisteminden çok daha kısadır.



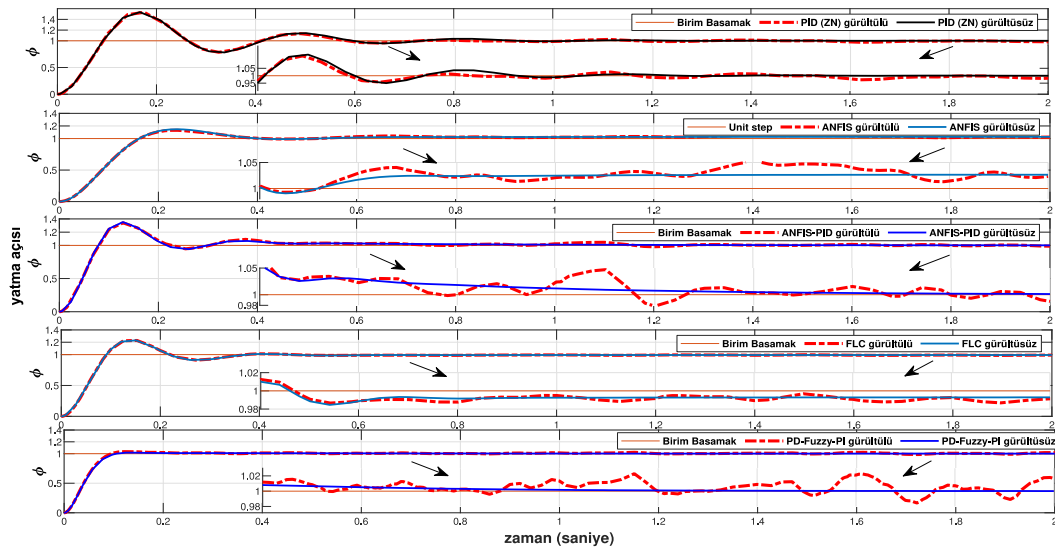
Şekil 5.18. Yön dümeni (r) ile sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Ultrastick-25e)

Tablo 5.9'da gösterildiği gibi, küçük yükselme süreleri nedeniyle, kalıcı durumda basamak yanıtlarına ANFIS ve ANFIS+PID sırasıyla $t_s=0.09s$ ve $t_s=0.067s$ 'de ulaşmıştır. PID (ZN) yerleşme süresinden ($t_s=0.15s$) ise çok daha hızlıdır. Ek olarak, PD-Fuzzy-PI ve FLC, düşük aşmaya sahiptir ve daimî durum hataları sırasıyla %0,6 ve %2,0'dir. ANFIS+PID'nin bağıl olarak daha yüksek aşmaya sahip olması ve FLC'nin kabul edilebilir kalıcı hata aralığında olması nedeniyle FLC kontrolör tercih edilmiştir.

Tablo 5.9. Sapma açısı (ψ) geçici durum yanıtları

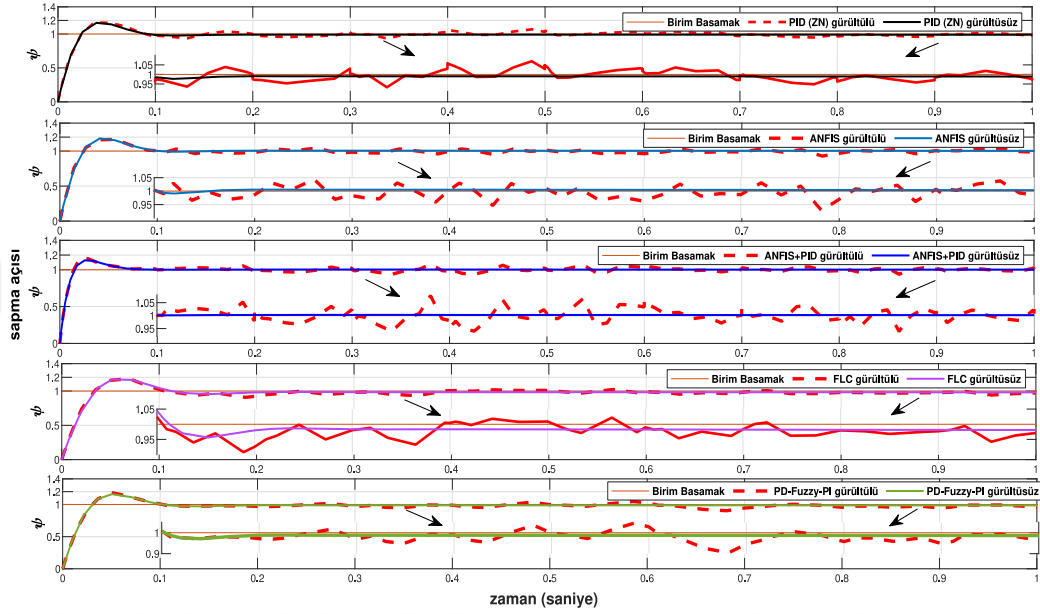
Kontrolcü Yapısı	Sapma Açısı [ψ] (°) - ($d\psi/d_{\text{rudder}}$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (ZN)	0.0194	0.0501	1.156	15.6	0.15	1.1
ANFIS	0.0195	0.041	1.181	18.1	0.09	0
ANFIS+PID	0.0115	0.033	1.124	12.4	0.067	0
Fuzzy Logic	0.0473	0.089	1.028	2.8	0.1	0.6
PD+Fuzzy+PI	0.0592	0.1175	1.019	1.9	0.1121	2

Bozucu şartların dikkate alındığı Şekil 5.19 ile yatma açısının birim basamak yanıtlarına göre kontrolcülerin cevaplarında çok büyük değişimler görülmemektedir. Bu bakımdan SNR=10 dB olarak girilen bozucu altında kontrolcü yanıtları kabul edilebilirdir ve PD-Fuzzy-PI yöntemi hız ve kararlılık açısından tercih edilmiştir.



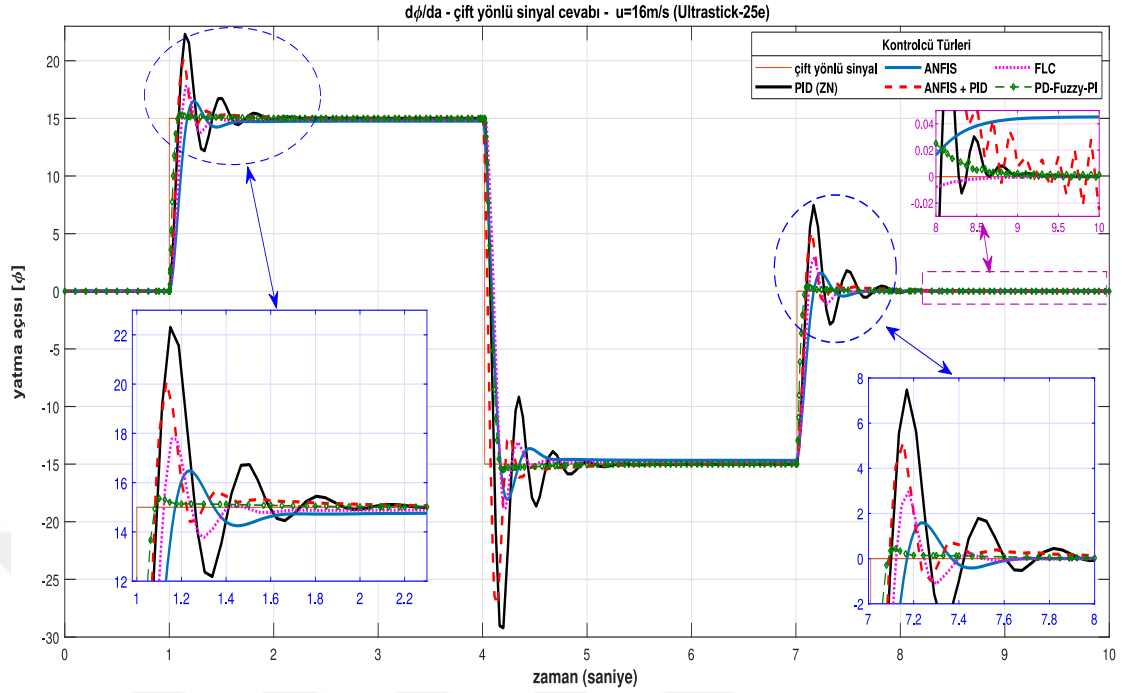
Şekil 5.19. Yatma açısı (ϕ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB)

Sapma açısının bozucu etki altındaki benzetim sonuçları Şekil 5.20’de sunulmuştur. Kontrolcülerin bozucu gürültü girdisine tepkileri sinyallerde bozulmanın makul seviyede olması nedeniyle kabul edilebilir seviyededir. ANFIS+PID yönteminin sinyal çıktısı daha kabul edilebilir aralıkta görülmektedir ve kontrol için kullanılabilir.

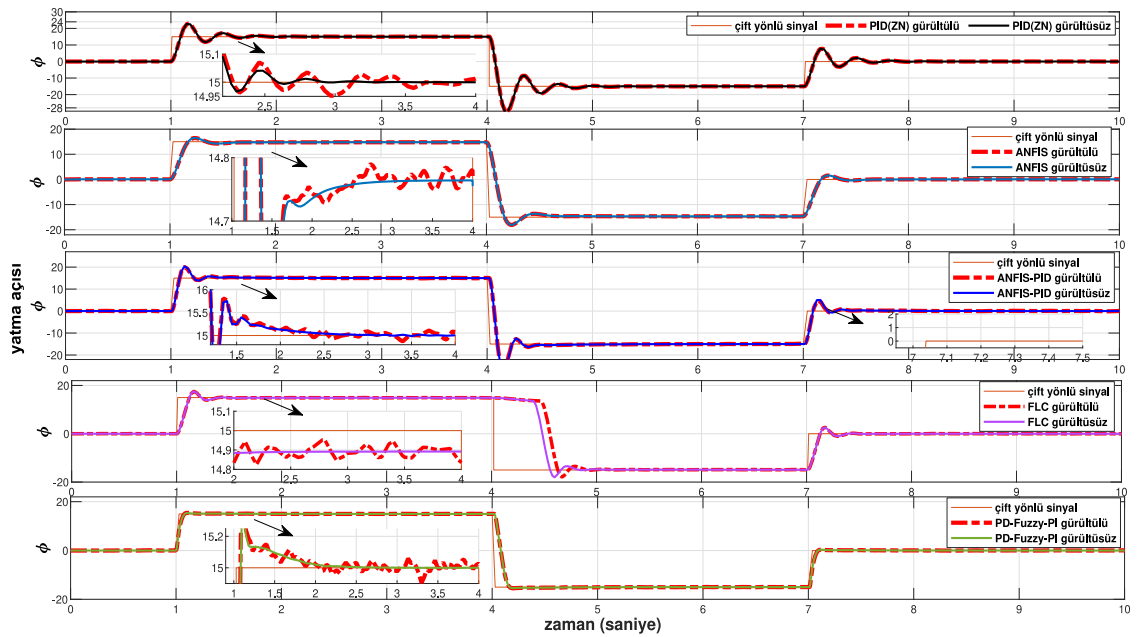


Şekil 5.20. Sapma açısı (ψ) gürültülü birim basamak yanıtı (SNR=10dB)

Şekil 5.21’de görüldüğü gibi, PID (ZN) denetleyicisi dışında tüm denetleyicilerde daha düşük aşmalar mevcuttur. Hibrit ANFIS+PID yöntemi, FLC ve ANFIS denetleyicisinden daha fazla aşmaya sahiptir, aksine ANFIS+PID için daha kısa yerleşme süresi ve kararlı durum hatası görülmektedir. Yatma açısı (ϕ) dinamiğinin bozucu ile çift yönlü sinyal yanıtları Şekil 5.21’de verilmiştir. Sonuç olarak, PID (ZN) sinyal üzerinde daha fazla gürültüye sahiptir, ancak hibrit kontrol sistemleri PID (ZN), ANFIS ve FLC’den nispeten az gürültüye sahiptir. PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi, en düşük yerleşme zamanı, kalıcı durum hatası ve aşması olması nedeniyle kontrolcü olarak seçilmiştir. Ayrıca çift yönlü sinyal değişimlerinde de yine hızlı ve aşma minimum olduğu için oldukça etkili bir sonuç vermektedir. Şeki 5.22’de de bozucu şartlar altında bir önceki yoruma benzer şekilde önerilen PD-Fuzzy-PI tekniği başarılı bulunmuş ve kontrolcü olarak seçilmiştir.



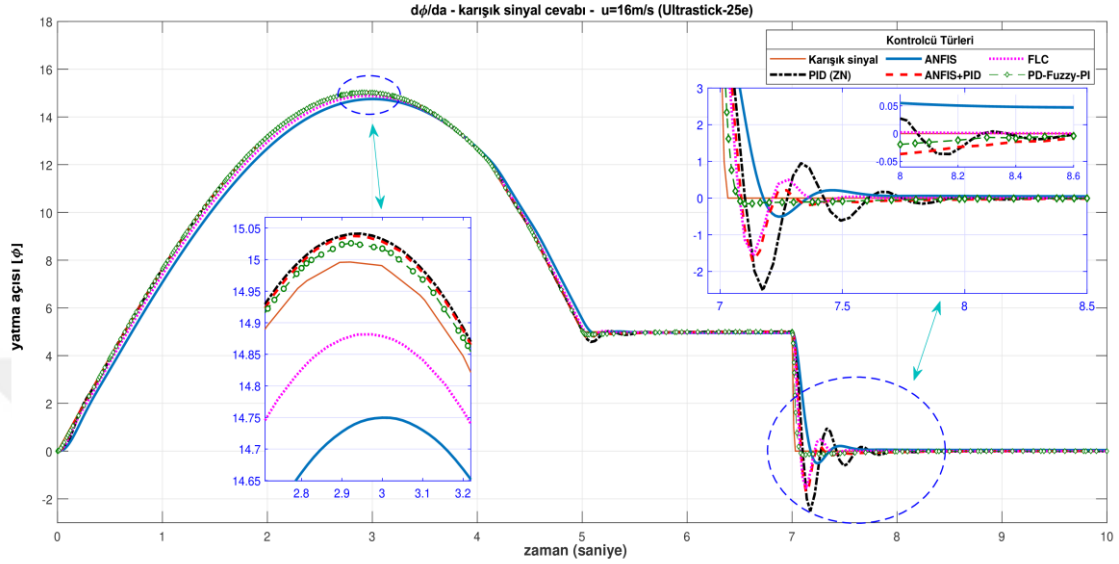
Şekil 5.21. Yatma açısı (ϕ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)



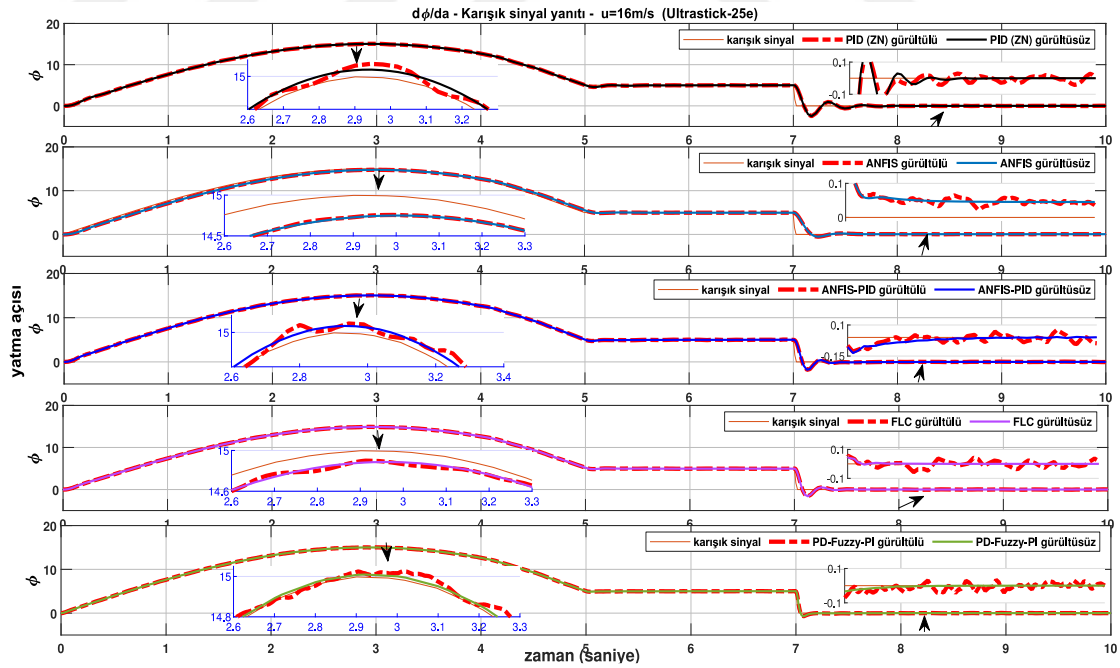
Şekil 5.22. Yatma açısı (ϕ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)

Yatma açısının sinüs sinyali ve basamak sinyali ile oluşturulmuş karışık sinyal yanıtı Şekil 5.23 ile gösterilmektedir. Önerilen hibrit yaklaşımların sinyali oldukça etkin bir şekilde takip ettiği ve hata seviyesi minimum düzeydedir. Şekil 5.24 ise bozucu altındaki

benzetim sonuçlarının kabul edilebilir aralıkta olduğunu açıkça göstermektedir. Sonuçlar açıkça PD-Fuzzy-PI kontrolcünün en iyi sonucu verdiğini göstermektedir.



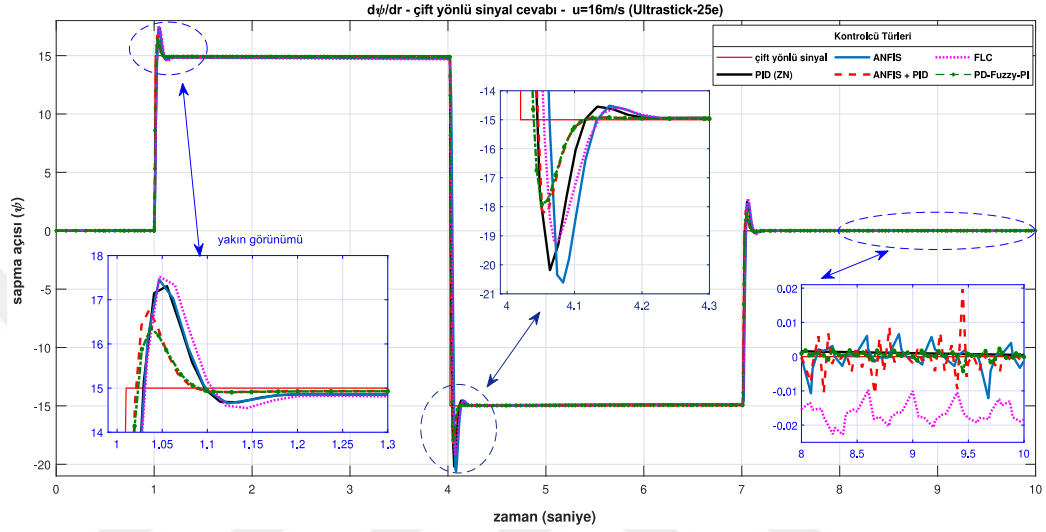
Şekil 5.23. Yatma açısı (ϕ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)



Şekil 5.24. Yatma açısı (ϕ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB)

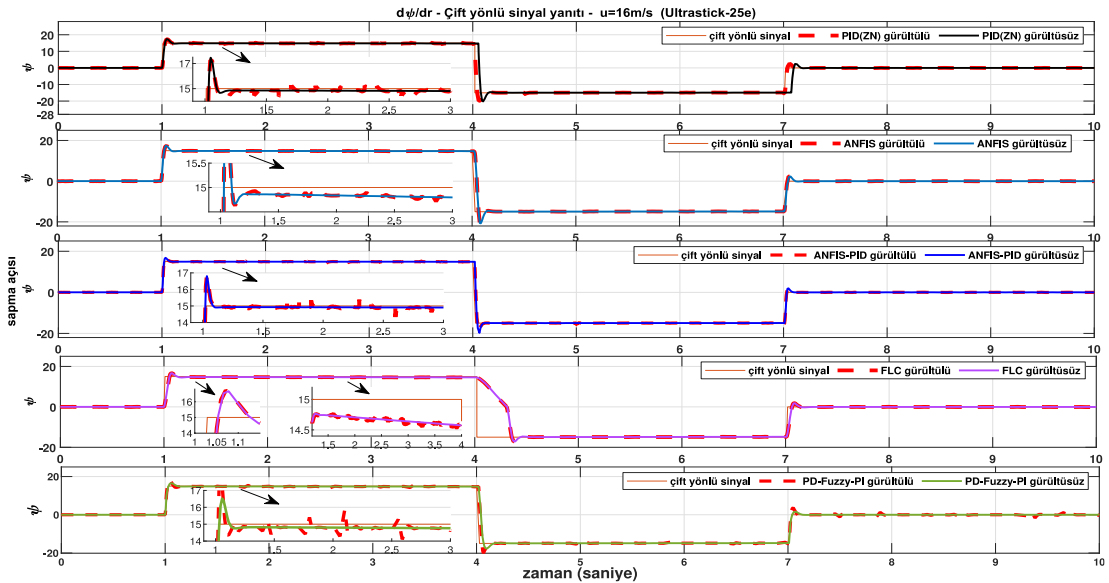
Şekil 5.25, İHA'nın rotasını belirleyen sapma açısı için çift yönlü sinyal girişi durumundaki sonuçları vermektedir. PID (ZN), FLC ve ANFIS için aşımaların ANFIS+PID ve PD-Fuzzy-PI tekniklerinden nispeten yüksek bir değere sahip olduğu

açıktır. PID(ZN) ve hibrit kontrol sistemleri çok az kalıcı durum hatasına sahiptir ancak FLC diğer kontrolörlere göre nispeten küçük daimi durum hatasına sahiptir, buna rağmen hata %2 ile kabul edilebilir bir aralıktadır. En az aşma ve hata bakımından PD-Fuzzy-PI yöntemi kontrolör olarak tercih edilmiştir.



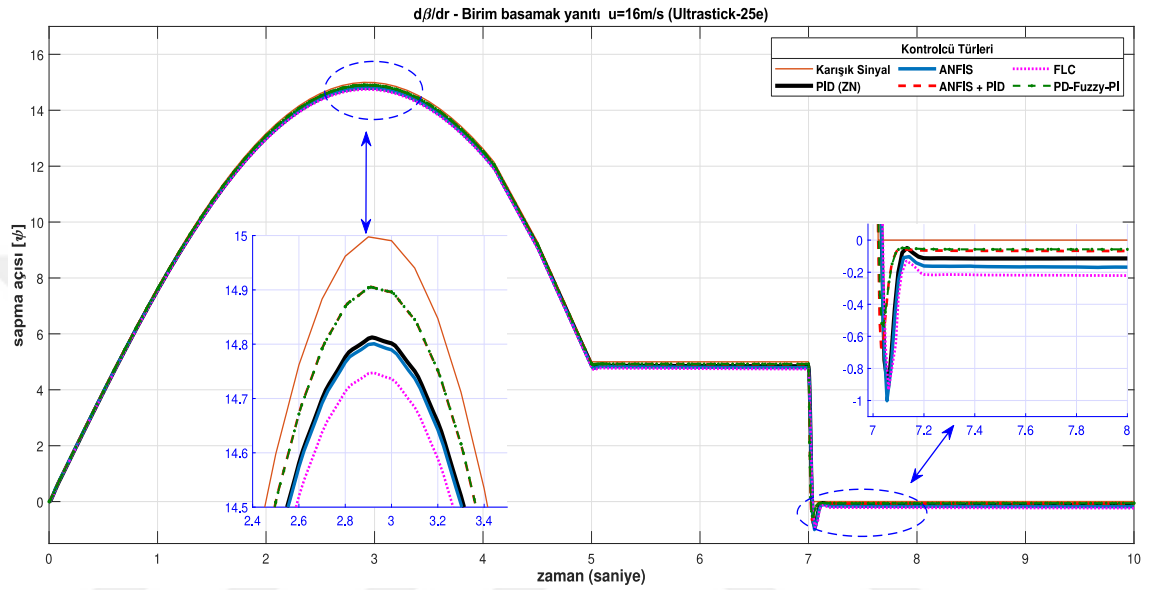
Şekil 5.25. Sapma açısı (ψ) çift yönlü sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)

Şekil 5.26 sapma açısı dinamiği için bozucu etki SNR=10 dB uygulandığı modele aittir. Bozucu etki altında sonuçlar kabul edilebilir görülmekte önceki gibi hızlı ve aşması az olması nedeniyle PD-Fuzzy-PI tercih edilmektedir.



Şekil 5.26. Sapma açısı (ψ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)

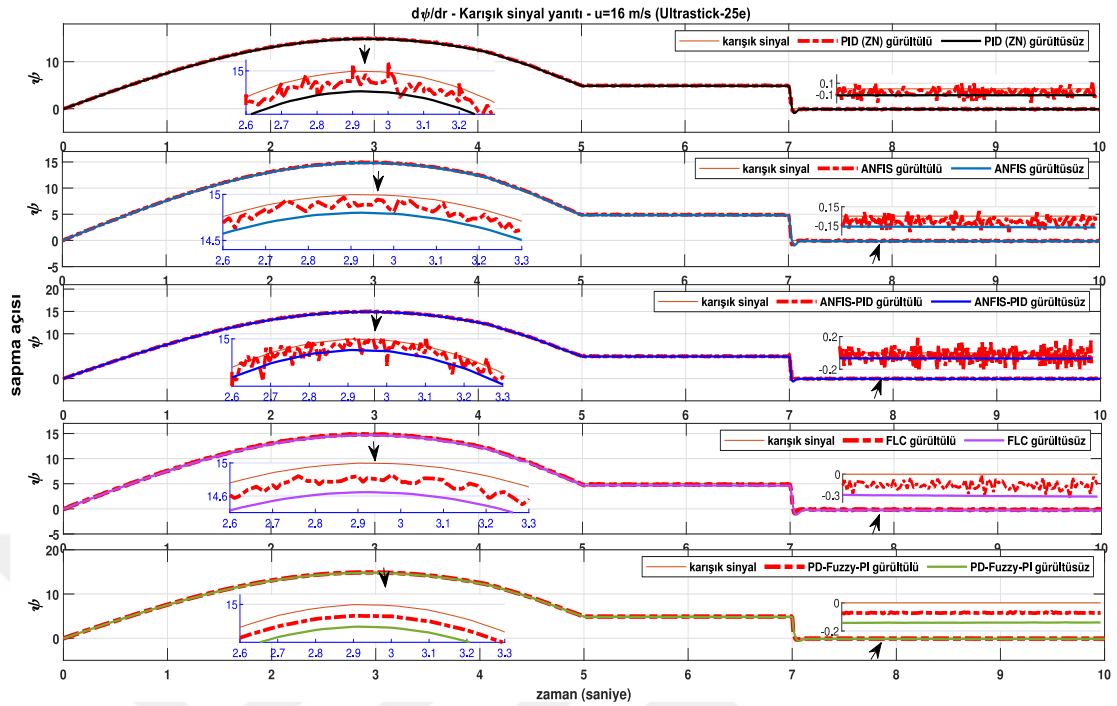
Sapma açısının karışık sinyal için elde edilen benzetim sonucunda, özellikle hibrit ANFIS+PID ve PD-Fuzzy-PI tekniklerinin sinyali daha iyi takip ettiği ve kalıcı durum hatasının daha az olduğu Şekil 5.27 ile açıkça görülmektedir ve PD-Fuzzy-PI tekniği kontrolcü olarak kullanılabilir.



Şekil 5.27. Sapma açısı (ψ) karışık sinyal yanıtı (Ultrastick-25e)

Bozucu etki altındaki sapma açısı kontrolörleri sinyalin titreşimli olmasına sebep olmasına rağmen, referans sinyaline daha da yaklaştırmıştır. Şekil 5.28’de SNR=10 dB için incelenen kontrolcü çıktıları mevcuttur.

- Yanal hareket için kontrol tekniklerine ait özellikler ve sayısal nicelikleri Tablo 5.10’da görülmektedir. Tablodaki “genfis1” ve “genfis2” ilk bulanık çıkarım sistemi (FIS) olarak kullanılmıştır.
- “genfis1” grid bölümleri (grid-partition) oluşturarak verilen üyelik fonksiyonu setlerinin elde edildiği veri setlerine dayalı çıkarım sistemidir.
- “genfis2” ise etki alanı bilgisine göre ayarlanmış üyelik fonksiyonlarını otomatik olarak oluşturmak için çıkarmalı kümeleme algoritması kullanır.



Şekil 5.28. Sapma açısı (ψ) gürültülü karışık sinyal yanıtı (SNR=10dB)

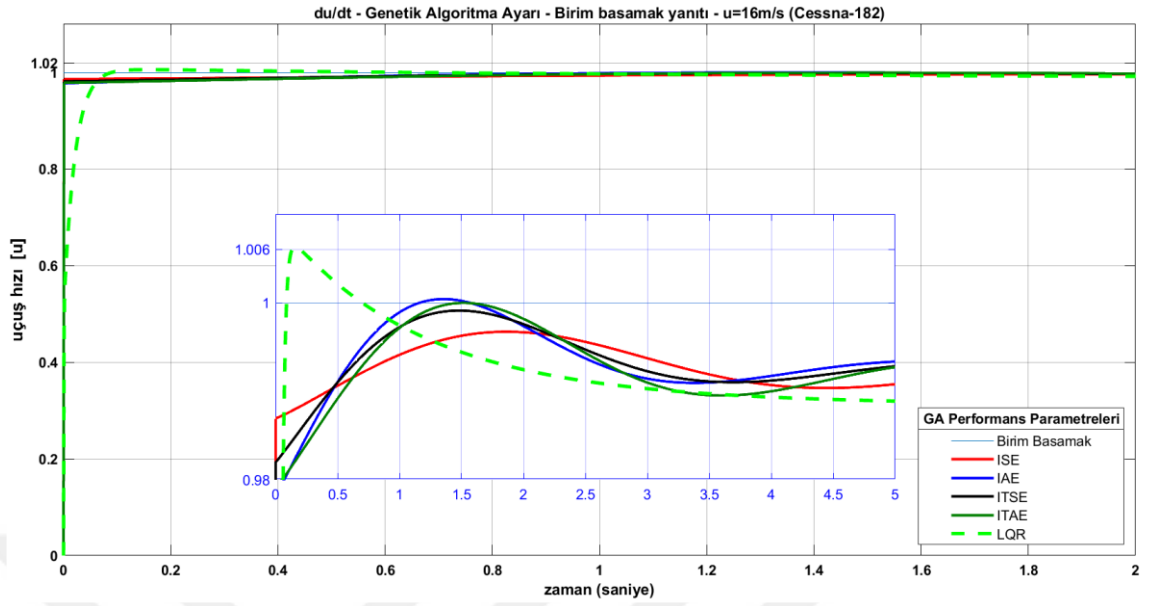
Tablo 5.10. Ultrastick-25e İHA Yanal Kontrolcü Parametreleri

İHA yanal dinamik parametreleri		yatma hızı (p)	Sapma hızı (r)	yatma açısı (ϕ)	sapma açısı (ψ)
PID (ZN)	Kp	1	-0.95	8	200
	Ki	30	-4.47	26.32	1.2
	Kd	0.01333	-0.08075	0.0152	0.0333
FLC (Mamdani)	Üyelik fonk. (MF) (Üçgensel, Trapezoidal)		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
			25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-5 5]	[-100 100]	[-4 4]
		Hata türevi	[-100 100]	[-400 400]	[-2 2]
		Çıkış	[-40 40]	[-40 40]	[-40 40]
PD-Fuzzy-PI (Mamdani)	Üyelik Fonksiyonu		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
	Tipi		25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-5 5]	[-3 3]	[-200 200]
		Hata türevi	[-50 50]	[-200 200]	[-5 5]
		Çıkış	[-10 10]	[-40 40]	[-80 80]
ANFIS (Sugeno)	Üyelik Fonksiyonu		Gauss [3,3]	Üçgensel [9,9]	Gauss [5,5]
	Çıkış		Lineer	Lineer	Lineer
	Epoch Sayısı		1000	1000	1000
	İlk FIS		genfis1	genfis1	genfis2
	Eğitim verileri		[177 x 3]	[175 x 3]	[272 x 3]
	Test verileri		[31 x 3]	[30 x 3]	[67 x 3]
	Eğitim RMSE		0.0182	0.00088	0.9101
	Test RMSE		0.017	0.0025	0.4841
					0.5435

5.3. Cessna-182 İHA Modeli Uzunlamasına Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları

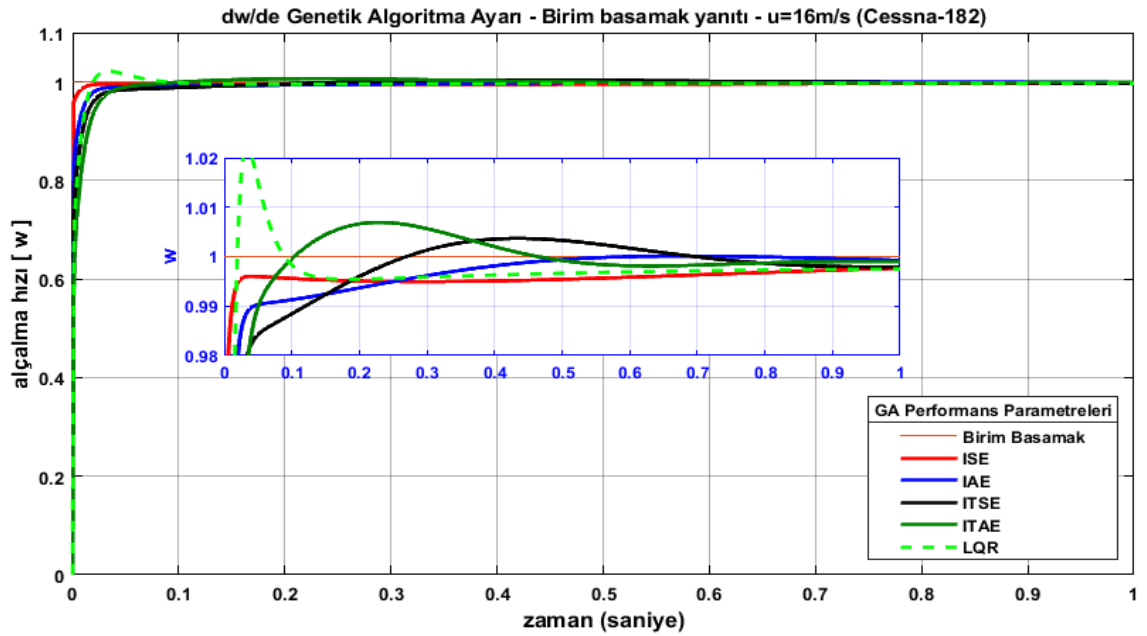
Tezin bu bölümünde, Cessna-182 İHA modeline ait uzunlamasına hareket modeli benzetim sonuçları paylaşılmıştır. Ultrastick-25e modelinden farklı olarak deneysel testlerde de kullanılan Cessna-182 mini İHA modelinde genetik algoritma (GA) ile PID ayarının optimize edilmesi üzerine çalışmalar yapılmıştır. Ayrıca MATLAB programının “PID Tuner” ayarı ile elde edilebilen en uygun PID sonuçları (PI, PD, PID için en uygun kazanç parametreleri alınarak) grafiklere eklenmiştir. PID ayarını en iyi hale getirebilmek için araştırılan bir başka kontrolör tasarımı ise kök yer eğrisi (**K.Y.E**) kontrolör tasarımı olarak değerlendirilmiştir. KYE tasarımı için MATLAB kontrol sistem tasarımı araç kutusu kullanılmıştır. KYE kontrolcü parametreleri için gerçek eksende kutup ekleme, kompleks sıfır ve integratör ekleme gibi tercihler ile kazanç değerleri ayarlanarak en uygun elde edilen sonuçlar grafiklerle sunulmuştur. PID (ZN), GA, MATLAB ayarı ve KYE ile elde edilen 4 kontrolcü sonucunun en iyi çıktısı alınarak önerilen diğer bulanık mantık ve yapay zekaya dayalı yaklaşımlar ile mukayese edilmiştir.

Şekil 5.29-5.32 aralığındaki grafiklerde uçuş hızı (u), alçalma hızı (w), yunuslama hızı (q) ve yunuslama açısı (θ) dinamiklerine ait GA ile PID optimizasyonuna aittir. GA için kullanılan ve eşitlikler (4.17-4.21) arasında tanımlanan hata sinyalinin kareler toplamı (ISE), mutlak hata toplamı (IAE), zaman ağırlığında kareler hatası (ITSE), zaman ağırlığında mutlak hata (ITAE) ve doğrusal ikinci derece düzenleyici (LQR) gibi 5 farklı performans parametresinin değerlendirildiği birim basamak yanıtlarından en uyumlu sonuç diğer kontrolcülerle karşılaştırılmak üzere tercih edilmiştir. Tablo 5.11 incelenen GA optimizasyonu sonucunda elde edilen K_p , K_i , K_d kazanç parametrelerine aittir. Her performans parametresinin maliyet fonksiyonu olarak gösterilen J 'nin de minimum olması hedeflenmiştir. Özellikle LQR kriteri için Q ve R oranlarının belirlenmesi sırasında kontrolcüye daha az yük binmesi ve aşmanın da azaltılabilmesi için $Q=10$ ve $R=0.001$ seçilmiştir. Genel olarak kontrolcü eforu da düşünüldüğünde LQR performans kriterine ait GA yanıtları tercih edilmiştir. Tüm GA ayarları klasik PID (ZN) metoduna göre çok daha iyi kazanç parametreleri elde edilmesine imkan sağlamıştır.



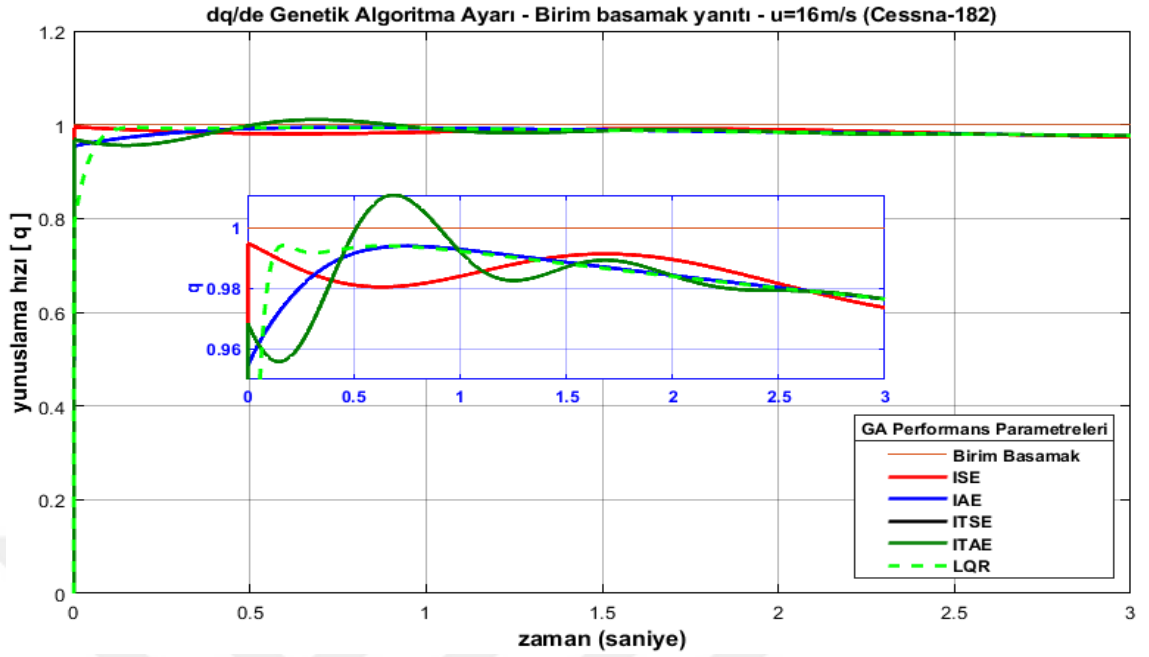
Şekil 5.29. GA ile PID ayarı - Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Şekil 5.30 ile alçalma hızı kontrolünde GA aşma ve yerleşme zamanı gibi parametreler incelendiğinde mükemmel sonuç vermiştir.



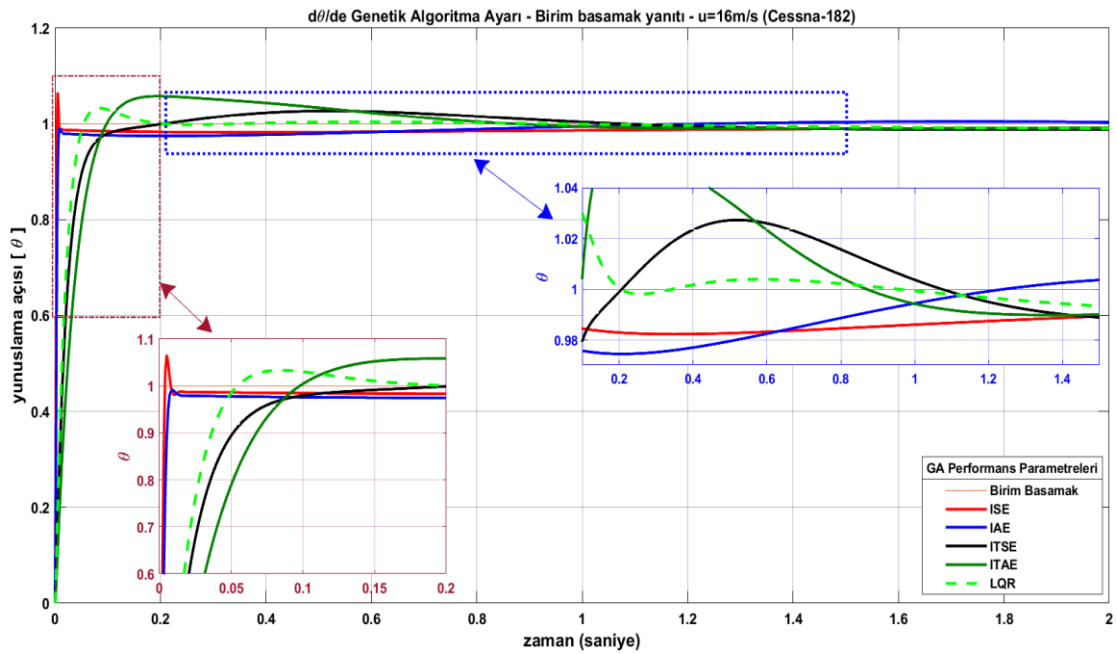
Şekil 5.30. GA ile PID ayarı- Alçalma hızı (w) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Yunuslama hızının kontrolünde LQR ile diğer performans kriterlerinden daha iyi yükselme zamanına sahip olduğundan tercih edilmiştir. Şekil 5.31’de görüldüğü gibi aşma bulunmamaktadır. Kontrolcülerde hata zamanla az da olsa artmaktadır.



Şekil 5.31. GA ile PID ayarı - Yunuslama hızı (q) birim basamak yanıtı (Cessna182)

Yunuslama açısı için ISE ve IAE performansı yükselme zamanı açısından çok hızlıdır. Genel olarak en iyi durum, kalıcı durum hatası bakımından LQR çok kısa sürede kararlı bir şekilde elde edildiği için LQR performans kriterine ait PID kazançları alınmıştır.

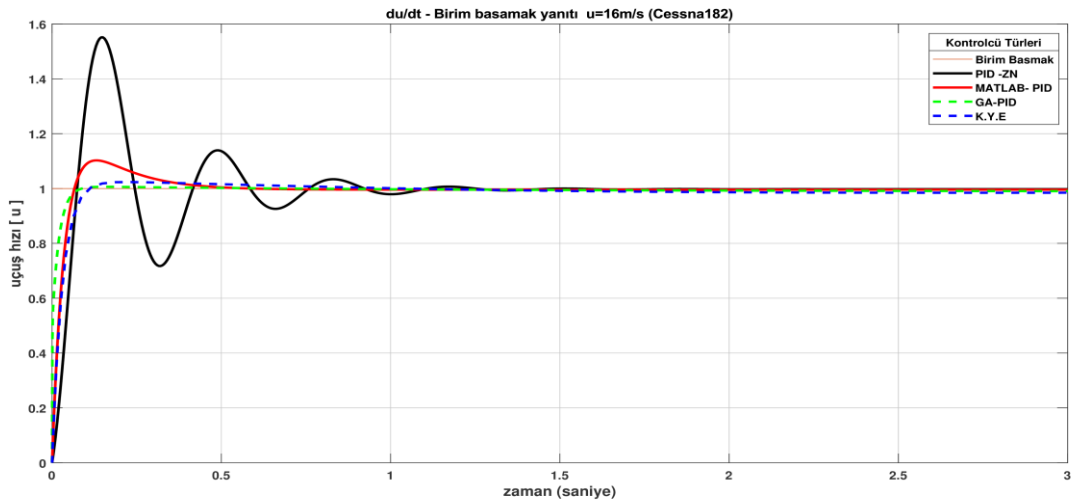


Şekil 5.32. GA ile PID ayarı - Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtı (Cessna182)

Tablo 5.11. GA ile ayarlanan PID kazanç parametreleri

		Performans Kriterleri				
		ISE	IAE	ITSE	ITAE	LQR
u	Kp	2.76	6.12	4.57	8.11	0.0642
	Ki	7.4	11.76	5.98	14.58	0.052
	Kd	16.8	18.68	17.360	13.33	0.056
	J	5.67	12.43	0.045	3.91	0.113
w	Kp	-5.97	-2.97	-1.62	-1.504	-6.8
	Ki	-11.81	-13.36	-13.14	-14.14	-8.98
	Kd	-1.93	-0.4	-0.26	-0.155	-0.192
	J	1.04	14.86	0.06	45.1	0.18
q	Kp	-3.19	-2.82	-0.97	-0.972	-1.513
	Ki	-12.8	-13.63	-14.0	-14.	-14.06
	Kd	-2.34	-0.24	-0.36	-0.36	-0.04
	J	16.3	94.64	2.8	0.38	1.53
θ	Kp	-1.72	-2.21	-4.0	-3.44	-8.01
	Ki	-8.51	-10.9	-10.6	-20.7	-8.22
	Kd	-7.43	-4.32	-0.52	-0.17	-0.58
	J	11.1	77.8	2.3	157.3	0.15

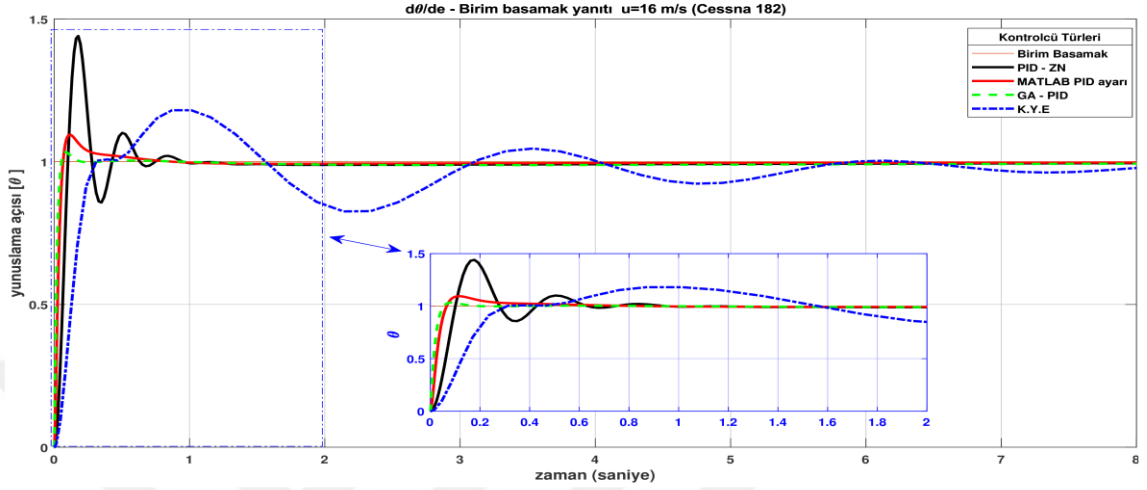
GA ile elde edilen optimum PID parametrelerini daha anlaşılır şekilde gösterebilmek amacıyla PID (ZN), MATLAB-PID ayarı ve KYE kontrolör sonuçları Şekil 5.33-5.34 ile sadece uçuş hızı ve yunuslama açısı için verilerek karşılaştırılmıştır.



Şekil 5.33. Farklı PID sonuçları- Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Her iki şekilde açıkça görülen GA performansının en iyi olduğudur. Ayrıca MATLAB ayarı da klasik PID (ZN)'ye göre düşük aşma ve yerleşme sürelerine sahiptir. KYE ile uçuş hızı kontrolü oldukça az aşmaya ve yerleşme zamanına sahipken yunuslama açısı

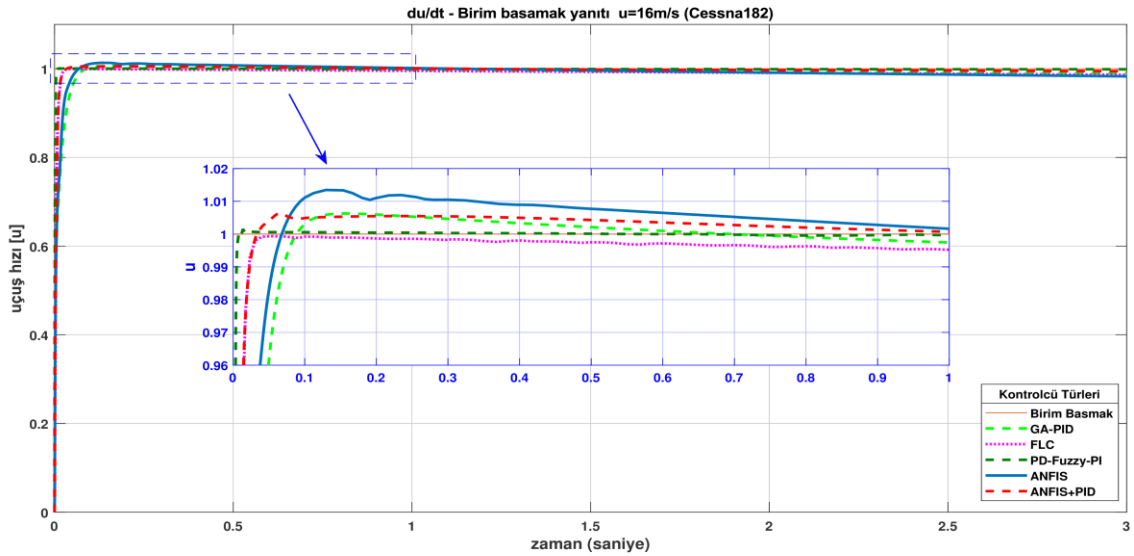
kontrolü için Şekil 5.34'ten görüldüğü üzere aşma değerlerine göre yüksek ve yanıt süresi uzundur. Bu bakımdan GA PID kazançları tercih edilmiştir.



Şekil 5.34. Farklı PID ayarları - Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtı (Cessna182)

5.3.1. Uzunlamasına Hareket için GA ve Önerilen Kontrol Yöntemleri Sonuçları

Bu kısma kadar en iyi sonuçlar GA ile sağlanmıştır. Buna göre önerilen diğer kontrol teknikleri ile optimum ayar benzetim sonuçları değerlendirilmiştir. Şekil 5.35 ile uçuş hızı kontrolü birim basamak sinyali için incelendiğinde GA ve diğer kontrolcülerin geçici durum yanıtları bakımından mükemmel bir sonuç elde edilmiştir.



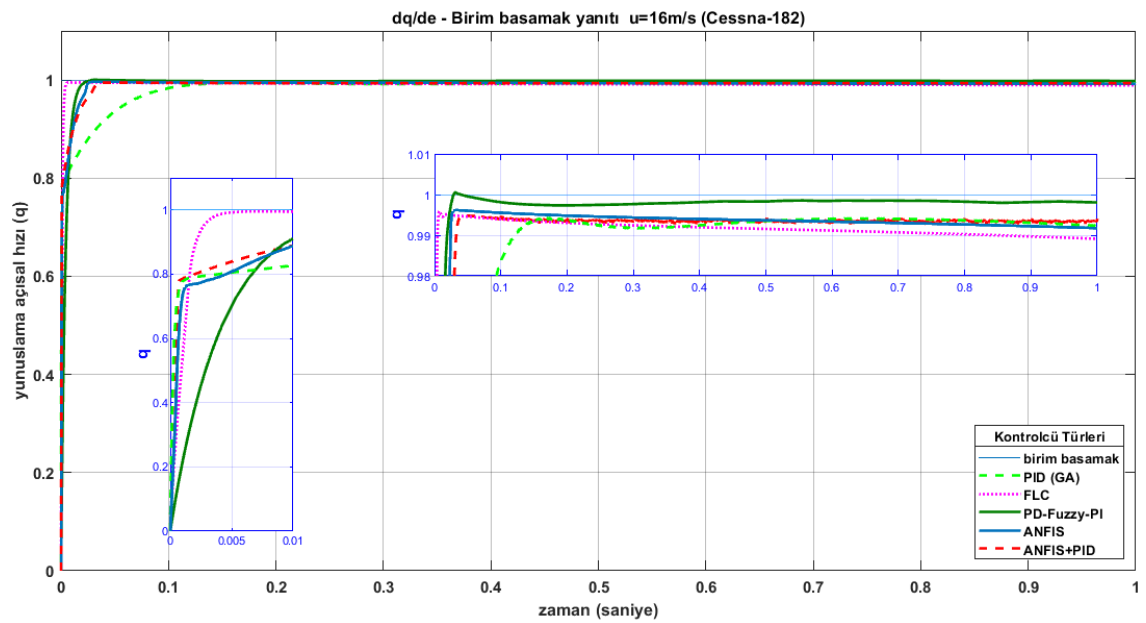
Şekil 5.35. Uçuş hızı (u) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.1 ile açıkça görüldüğü üzere yine de göreceli olarak hibrit PD-Fuzzy-PI ve ANFIS+PID teknikleri sırasıyla en iyi kalıcı durum yanıtına da sahiptir ve neredeyse sıfır hata ile yanıt vermektedir. Yükselme zamanı çok hızlı olması ve sıfır hata bakımından PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi uçuş hızı parametresi kontrolü için seçilmiştir.

Tablo 5.12. Uçuş hızı (u) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

Kontrolcü Yapısı	Uçuş hızı [u] (m/s) – [du/dt]					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.033	0.15	1.0063	0.63	0.061	1
ANFIS	0.023	0.13	1.013	1.3	0.048	1.71
ANFIS+PID	0.01	0.065	1.006	0.6	0.019	0.5
FLC	0.01	0.039	0.999	0	0.019	1.5
PD+Fuzzy+PI	0.0025	0.013	1.0008	0.8	0.004	0.15

Şekil 5.36 yunuslama hızı kontrolör yanıtlarının önerilen teknikler ile çok iyi geliştirildiğini ve hibrit yaklaşımların etkisini açıkça göstermektedir. Tablo 5.13 ile geçici durum yanıtı verileri sunulmuştur. Şekil ve tablo verilerinden PD-Fuzzy-PI sonucunun aşma ve yerleşme bakımından tercih edilmesi gerektiğini açıkça göstermektedir.

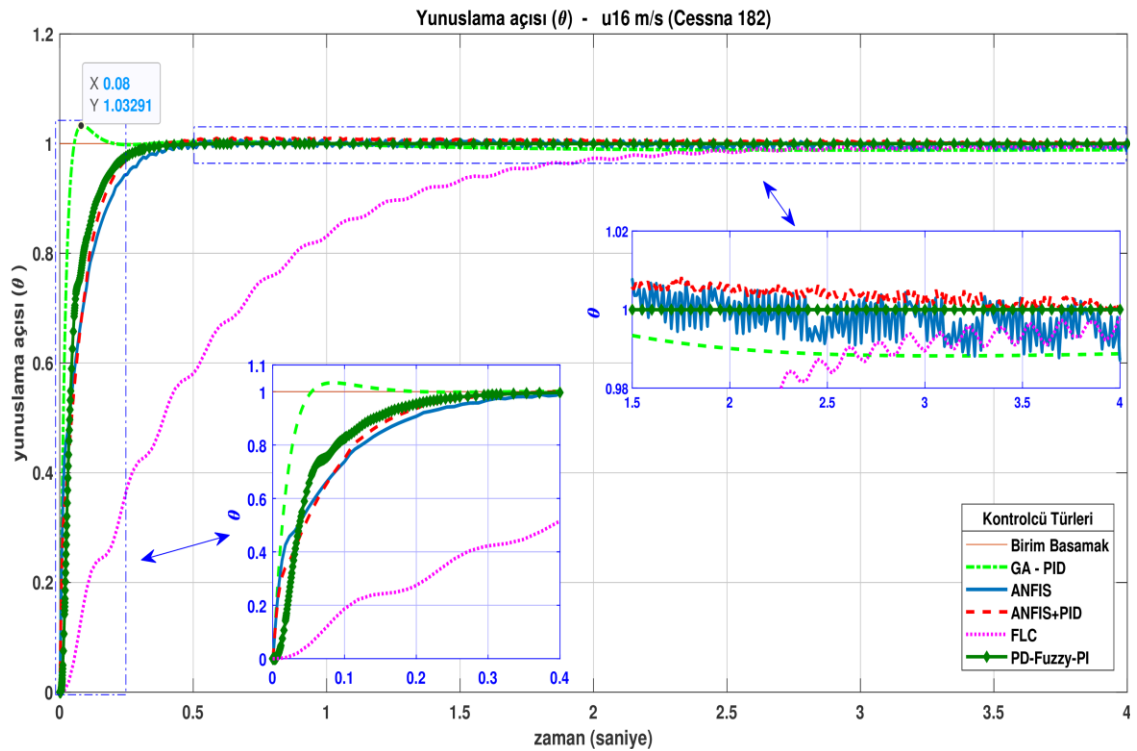


Şekil 5.36. Yunuslama hızı (q) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.13. Yunuslama hızı (q) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

Kontrolcü Yapısı	Yunuslama hızı (q) - (dq/de)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.033	0.153	0.994	0	0.094	0.77
ANFIS	0.011	0.023	0.996	0	0.023	0.83
ANFIS+PID	0.011	0.043	0.996	0	0.03	0.54
FLC	0.002	0.008	0.996	0	0.0036	1.1
PD+Fuzzy+PI	0.01	0.031	1.0006	0.6	0.016	0.2

Yunuslama açısı için Şekil 5.37’de verilen çıktıya göre, FLC yükselme zamanı oldukça düşük olmasına karşın önerilen hibrit PD-Fuzzy-PI ile çok hızlı yükselme zamanı ($t_r=0.13s$), sıfır kalıcı hata ve sıfır aşma sağlanmıştır. Tablo 5.14 incelendiğinde bunu sırasıyla ANFIS+PID, ANFIS ve GA takip etmektedir. FLC ve ANFIS’te oluşan titreşimli durum haricinde kontrolcüler genel olarak kabul edilebilir. Sonuç olarak PD-Fuzzy-PI kontrol sistemi için tercih edilen kontrol organıdır.

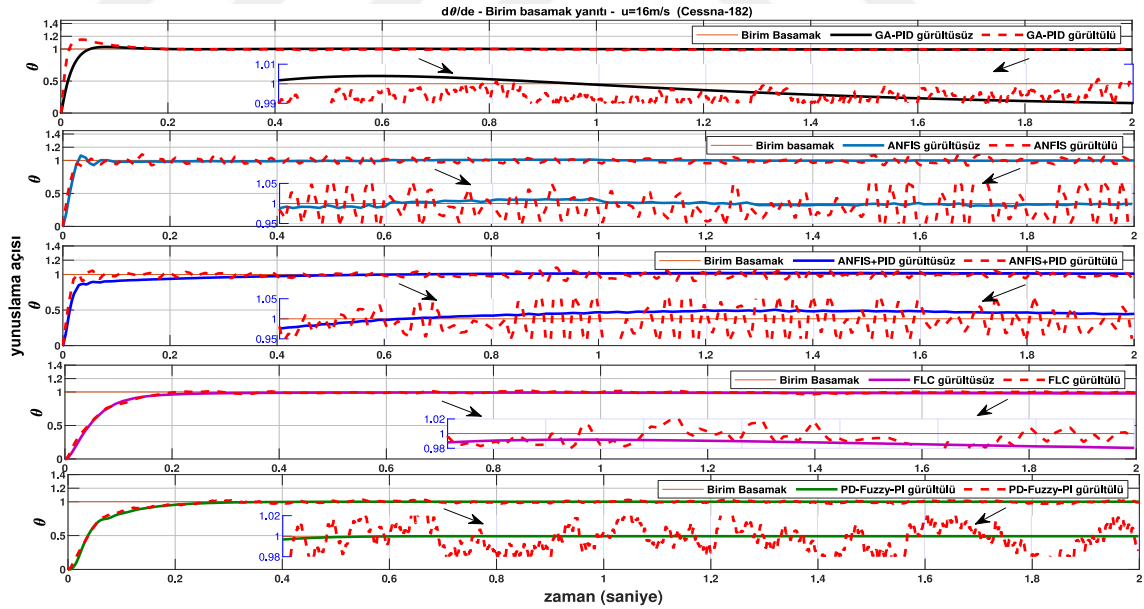


Şekil 5.37. Yunuslama açısı (θ) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.14. Yunuslama açısı (θ) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

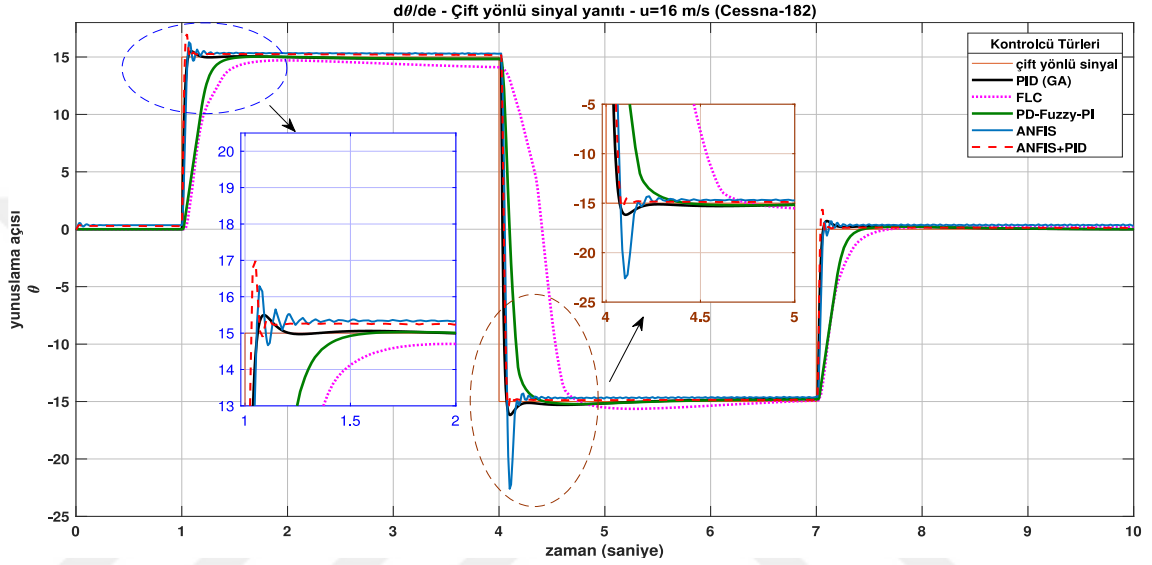
Kontrolcü Yapısı	Yunuslama Açısı [θ] (°) - ($d\theta/dt$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.036	0.083	1.033	3.3	0.123	1.13
ANFIS	0.19	0.58	1.006	0.6	0.34	1.12
ANFIS+PID	0.16	0.53	1.009	0.9	0.28	0.05
FLC	1.25	2.6	0.99	0	2.25	0.3
PD+Fuzzy+PI	0.13	0.26	0.999	0	0.26	0

Yunuslama açısı kontrolörlerinin bozucu etki altında (SNR=10 dB) beyaz gürültüye karşı benzetim sonuçlarına göre, kontrolcülerin PID (GA), FLC ve PD-Fuzzy-PI tekniğinde daha az etkilendiği görülebilmektedir. Şekil 5.38 incelendiğinde, ANFIS ve hibrit ANFIS+PID sonuçları gürültü etkisine daha fazla maruz kalmış görülmektedir. Kararlılık ve hız açısından PD-Fuzzy-PI az etkilendiği için seçilmiştir.

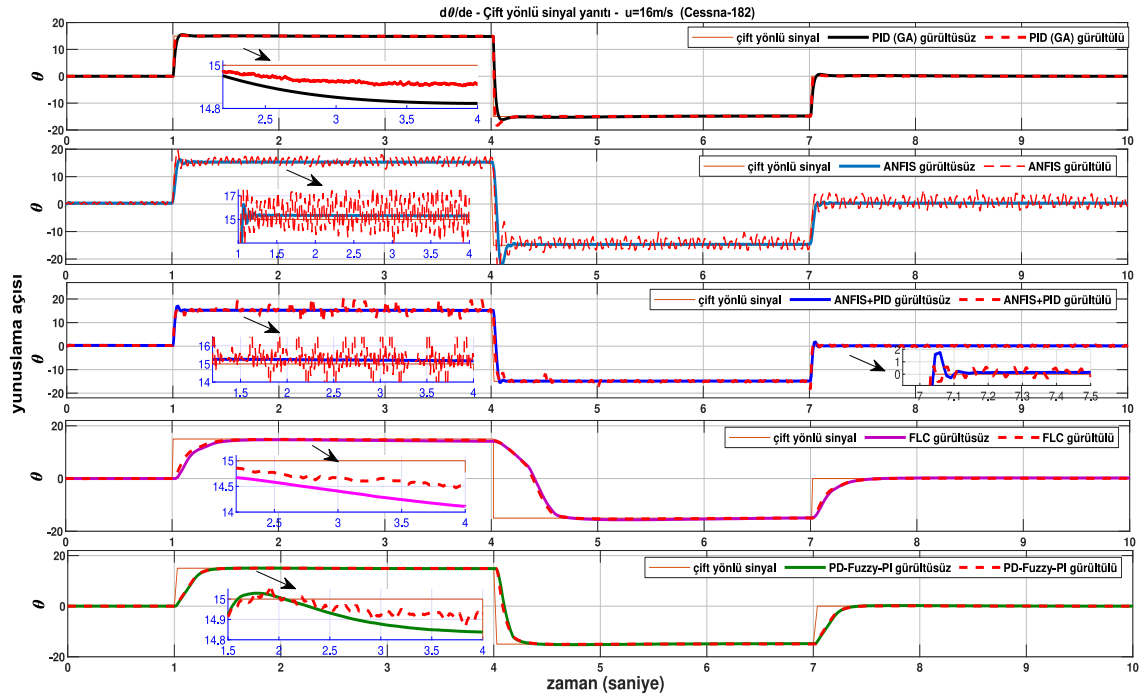
Şekil 5.38. Yunuslama açısı (θ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)

- Şu ana kadar tasarlanan kontrol yöntemlerinin etkinliğini doğrulamak için farklı genlikli çift yönlü sinyaller incelenmiştir. Yunuslama açısının Şekil 5.39'da bu sinyale göre kontrolör yanıtları incelendiğinde en iyi sonuç aşma olmaması, sürekli rejim hatasının sıfır olması ve hızlı tepki süresi bakımından PD-Fuzzy-PI ile

sağlanmıştır. Gürültülü sonuçlar Şekil 5.40 ile ayrıca irdelendiğinde de bu yöntemin ve PID (GA)'nın diğer kontrolcülere göre daha kararlı olduğunu açıkça ortaya koymaktadır. ANFIS ve ANFIS+PID bozucu etkiden daha fazla etkilenmiş ve aşma özellikle negatif bölgede yükselmiştir. Dolayısıyla en olumlu sonuç ve tercih edilen kontrol organı PD-Fuzzy-PI yapısıdır.



Şekil 5.39. Yunuslama açısı (θ) çift yönlü sinyal yanıtı (Cessna182)



Şekil 5.40. Yunuslama açısı (θ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtı (SNR=10dB)

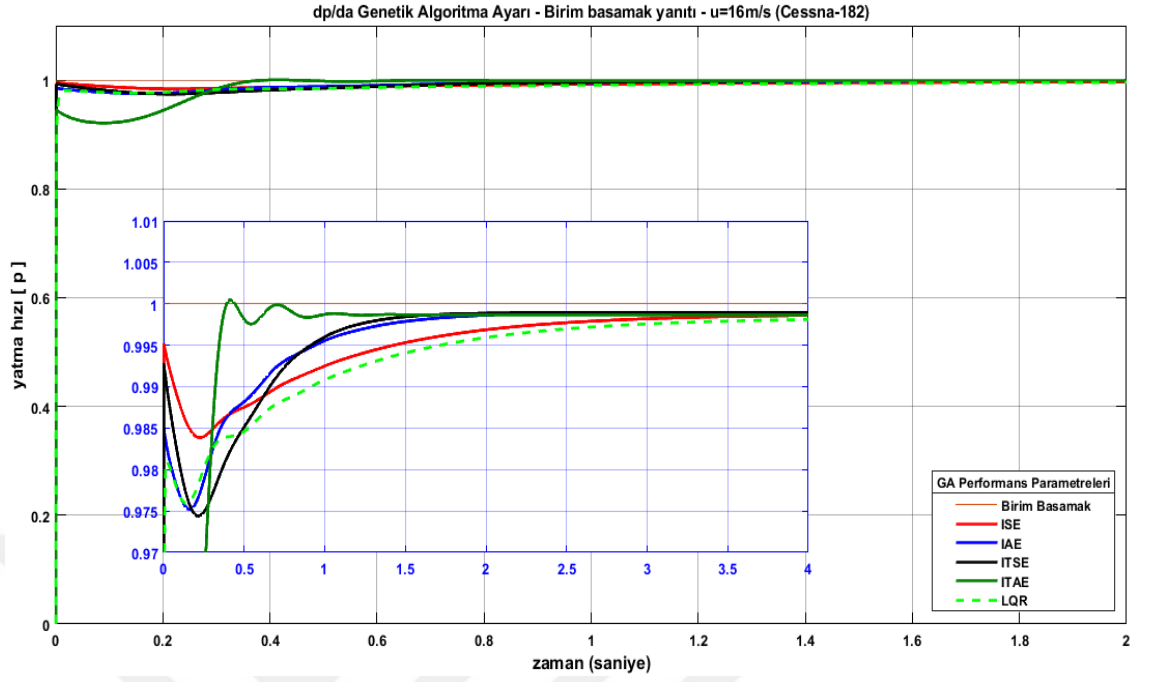
Tablo 5.15. Cessna-182 Uzunlamasına Hareket Kontrolcü Parametreleri

İHA uzunlamasına hareket parametreleri		Uçuş hızı (u)	Alçalma hızı (w)	Yunuslama hızı (q)	Yunuslama açısı (θ)
PID (GA)	Kp	13.9	-6.882	-1.513	-8.006
	Ki	11.67	-8.975	-14.06	-8.225
	Kd	0.13	-0.192	-0.039	-0.5843
FLC (Mamdani)	Üyelik fonk. (MF) (Üçgensel, Trapezoidal)		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
			25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-30 30]	[-20 20]	[-2 2]
		Hata türevi	[-40 40]	[-500 500]	[-400 400]
		Çıkış	[-60 60]	[-80 80]	[-20 20]
PD-Fuzzy-PI (Mamdani)	Üyelik Fonksiyonu Tipi		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
			25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-20 20]	[-200 200]	[-20 20]
		Hata türevi	[-20 20]	[-1000 1000]	[-400 400]
		Çıkış	[-26 26]	[-40 40]	[-40 40]
ANFIS (Sugeno)	Üyelik Fonksiyonu Tipi		Gauss [5,5]	Gauss [5,5]	Gauss [5,5]
	Çıkış		Lineer	Lineer	Lineer
	Epoch Sayısı		300	300	300
	İlk FIS		genfis1	genfis1	genfis1
	Eğitim verileri		[239 x 3]	[420x 3]	[2314 x 3]
	Test verileri		[42 x 3]	[74 x 3]	[408 x 3]
	Eğitim RMSE		0.160	0.474	0.0308
	Test RMSE		0.165	0.56	0.0032

5.4. Cessna-182 İHA Modeli Yanal Harekete Ait Kontrolcü Sonuçları

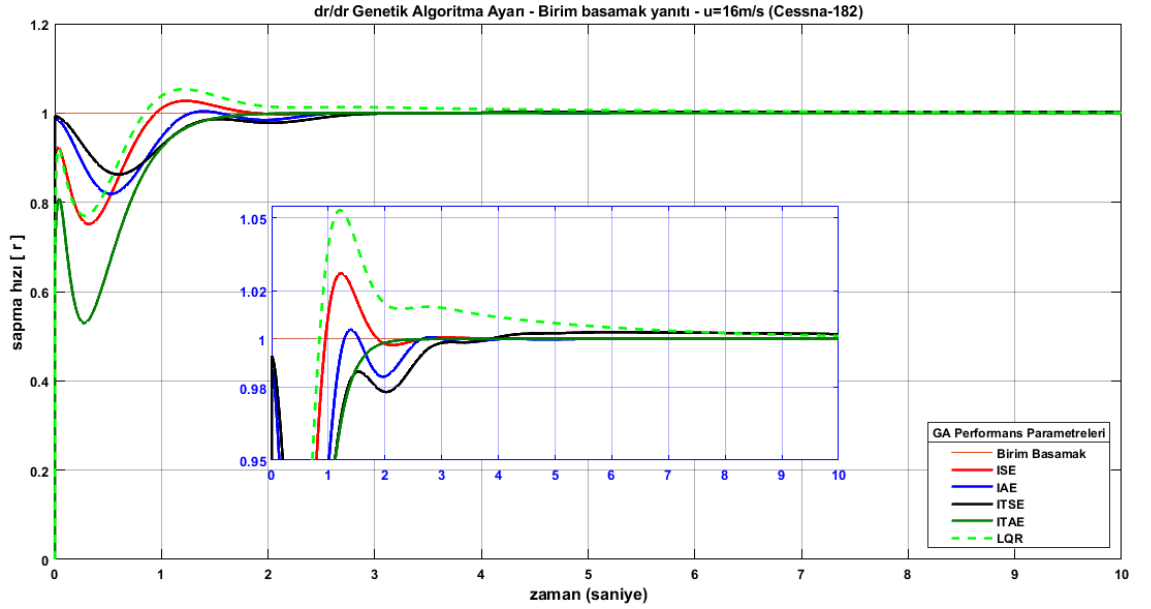
Bu kısımda Cessna-182 İHA yanal dinamiklerine ait yatma hızı (p), sapma hızı (r), yatma açısı (ϕ) ve sapma açısı (ψ) kontrolcü tasarımları için benzetim sonuçları GA, MATLAB-PID ayarı, KYE ve PID (ZN) kontrolörler açısından incelenmiştir. Ayrıca, buradan elde edilen en iyi PID yanıtı ile FLC, ANFIS ve hibrit metotlar yatma ve sapma açı kontrolü bakımından birim basamak, çift yönlü sinyal ve random (karışık) sinyal türleri girilerek mukayese edilmiştir. Bozucu durumlarda, Simulink “awgn” bloğu içerisinde beyaz gürültü kullanılarak ve sinyal gürültü oranı SNR=10 dB girilerek uygulanmıştır.

Yanal dinamiklerden yatma hızı (p), Şekil 5.43 ile görülen benzetim çıktısına sahiptir. Performans kriterlerinin tümü oldukça hızlı yanıt vermiştir. Buradaki sonuçlar ile ISE kriterine ait sonuç en hızlı yerleşme zamanına sahiptir.



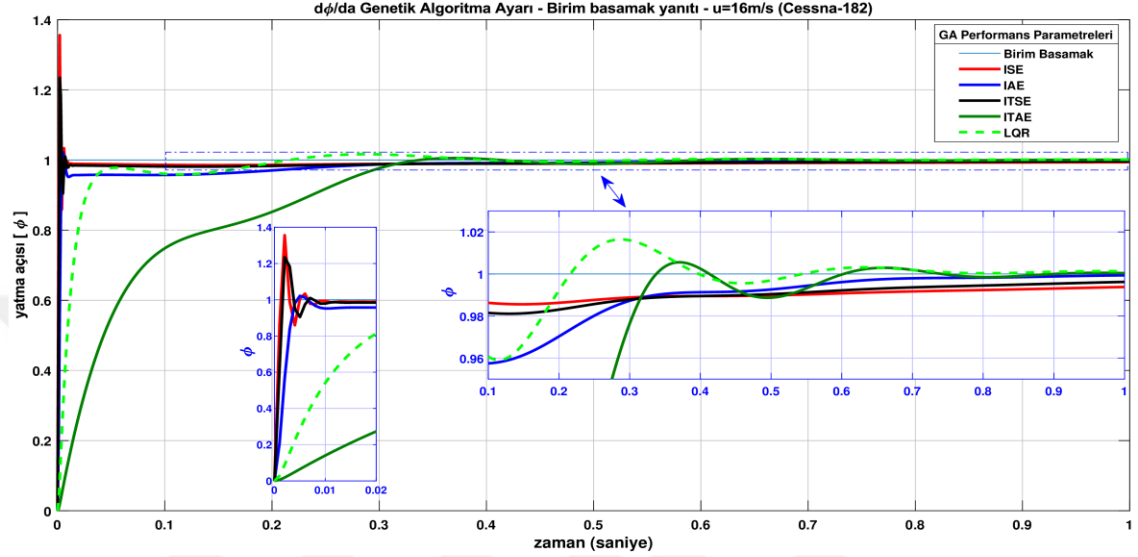
Şekil 5.43. GA ile PID ayarı - Yatma hızı (p) birim basamak yanıtı (Cessna182)

Sapma hızı (r) kontrolü için Şekil 5.44 incelendiğinde IAE en hızlı yerleşme ve en düşük aşma ile öne çıkmaktadır.



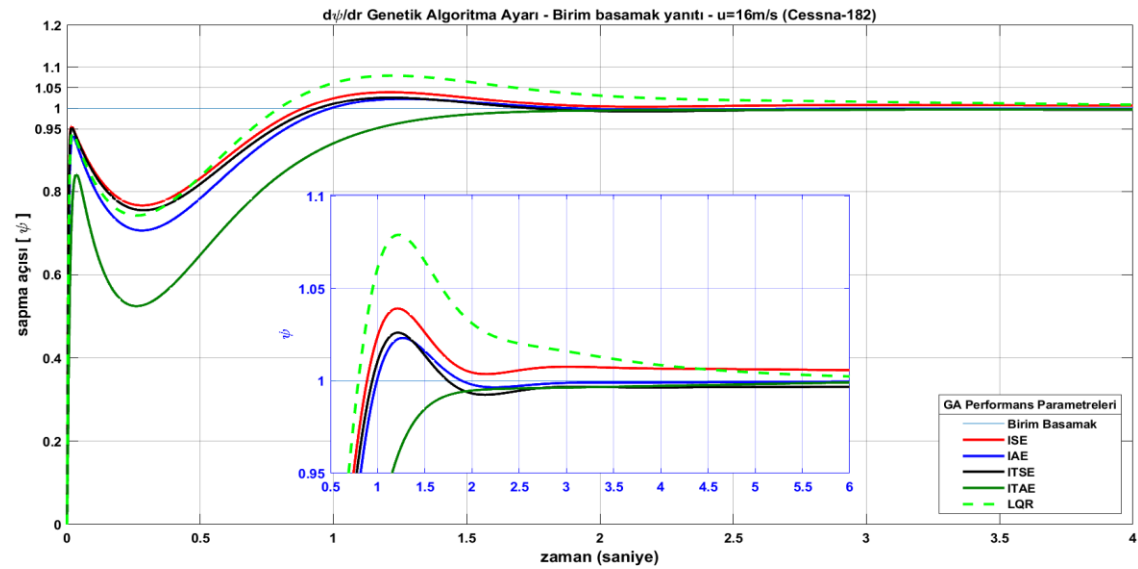
Şekil 5.44. GA ile PID ayarı - Sapma hızı (r) birim basamak yanıtı (Cessna182)

Yatma açısı kontrolü için Şekil 5.45 ile verilen birim basamak yanıtında LQR performans kriteri çok düşük aşma ve kabul edilebilir yerleşme hızı bakımından öne çıkmaktadır. Öncelikli olarak aşması az olan kontrolcü performans kriteri LQR tercih edilmiştir.



Şekil 5.45. GA ile PID ayarı - Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtı (Cessna182)

Şekil 5.46 sapma açısı yanıtları birbirine yakın görülmektedir. Ancak ITSE performans kriterinin kalıcı durum hatası ve yerleşme süresi bakımından iyi olduğu açıktır.



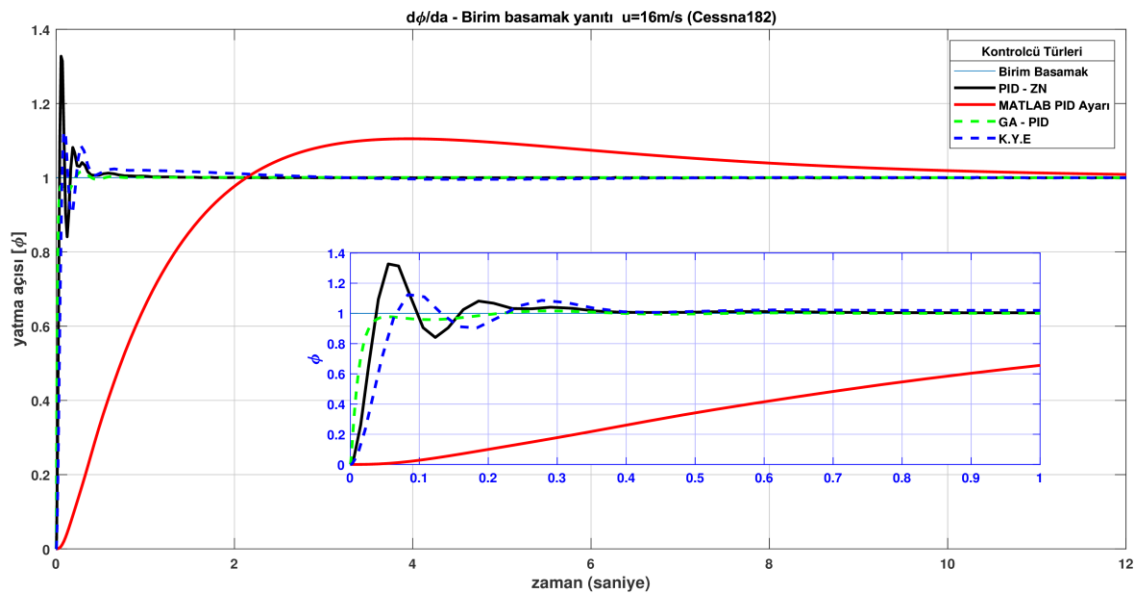
Şekil 5.46. GA ile PID ayarı - Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.16, GA ile farklı performans kriterleri optimizasyonu sonucu elde edilen yanal dinamik kontrolör kazançlarının değerlerini ve J maliyet fonksiyonu değerini içerir.

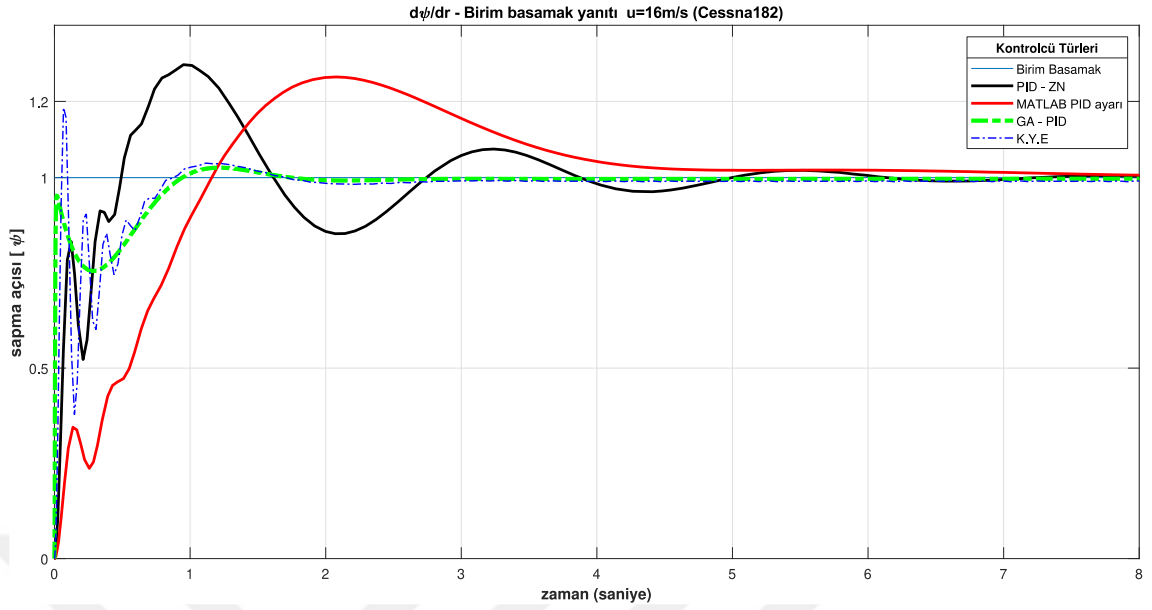
Tablo 5.16. GA ile yanal dinamik PID kazanç parametreleri

		ISE	IAE	ITSE	ITAE	LQR
ρ	K_p	12.85	7.92	7.02	1.65	8.898
	K_i	13.95	16.65	16.3	13.03	10.34
	K_d	1.13	0.34	0.75	0.092	0.0105
	J	1.18	24.8	0.13	67.81	0.015
τ	K_p	-9.82	-10.23	-10.72	-4.31	-10.57
	K_i	-0.986	-0.72	-0.915	-0.31	-1.71
	K_d	-7.43	-4.14	-0.42	-0.103	-0.012
	J	12.4	135.3	9.43	142.9	0.66
ϕ	K_p	11.32	16.07	18.12	2.91	14.8
	K_i	5.64	0.99	2.4	0.21	2.21
	K_d	15.9	3.15	10.53	0.084	0.4
	J	1.3	15.9	0.04	8.05	0.57
ψ	K_p	-1.67	-0.521	-0.43	-4.1	-8.59
	K_i	-0.067	-0.012	-0.002	-0.51	-0.049
	K_d	-11.3	-8.58	-10.9	-0.2	-9.1
	J	16.2	184	9.23	112.1	14.3

GA sonuçlarının MATLAB ayarı, KYE ve PID (ZN) ile karşılaştırıldığı Şekil 5.47-5.48 ile incelenmiş ve GA ile PID ayarının en iyi yanıtlara sahip olduğu açıkça görülmüştür.



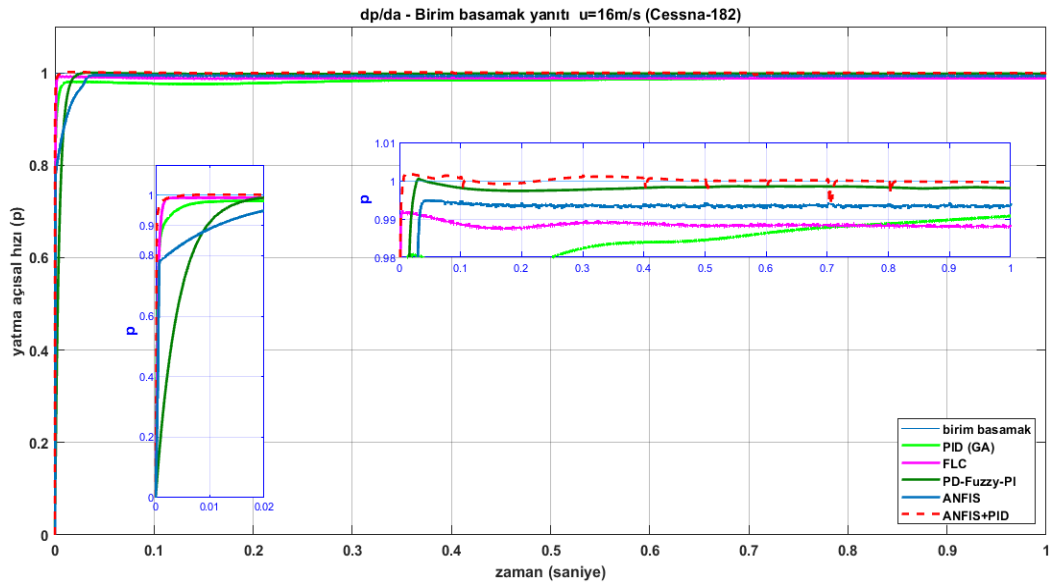
Şekil 5.47. Farklı PID ayarları - Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtı (Cessna182)



Şekil 5.48. Farklı PID ayarları - Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)

5.4.1. Yanal Hareket için GA ve Önerilen Kontrol Yöntemleri Sonuçları

Bu kısımda PID (GA) yanıtlarının önerilen diğer zeki sistemler ile karşılaştırılması incelenecektir. Şekil 5.49 yunuslama hızı kontrolörleri içerisinde en hızlı yerleşme zamanı ve en az kalıcı durum hatasının hibrit ANFIS+PID ve PD-Fuzzy-PI kontrol sistemleri ile elde edildiğini açıkça ortaya koymaktadır ve sürekli rejim hatası yerleşme süresinin en kısa olması ANFIS+PID'nin yatma hızı kontrolü için seçilme sebebidir.



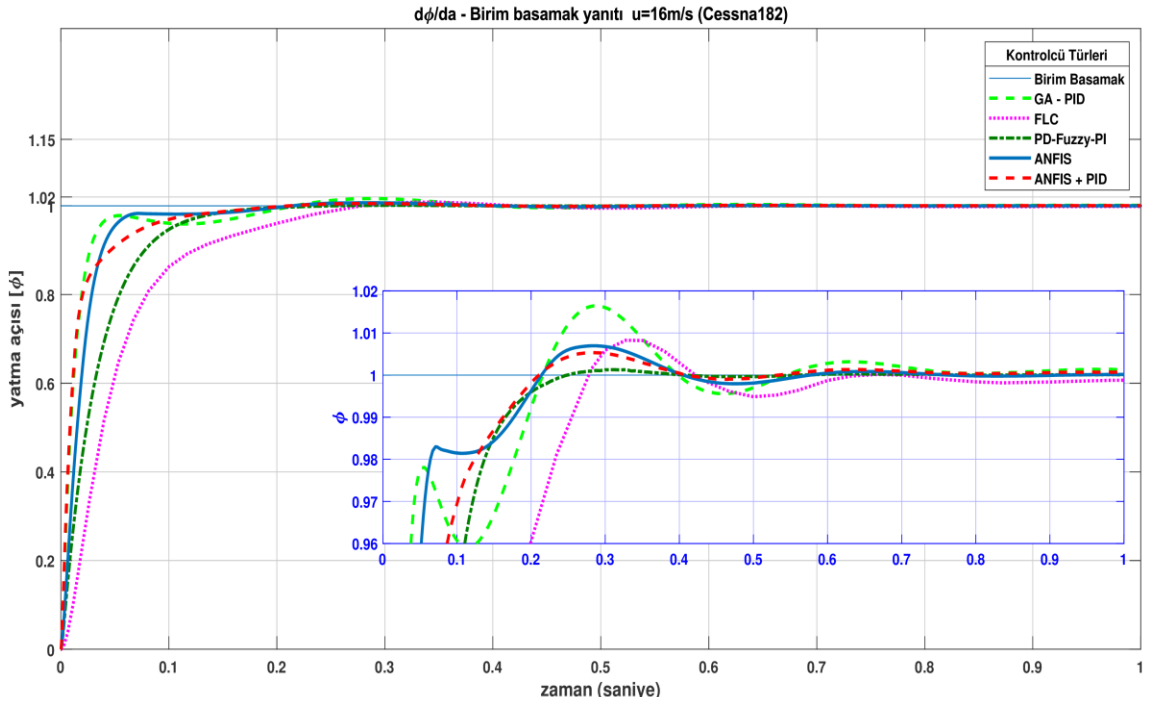
Şekil 5.49. Yatma hızı (p) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.17 tüm kontrolcülerin oldukça iyi sonuçlara sahip olduğunu ve önerilen hibrit tekniklerin (ANFIS+PID) çok daha kararlı olduğunu açıkça ortaya koymaktadır.

Tablo 5.17. Yatma açısal hızı (p) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

Kontrolcü Yapısı	Yatma açısal hızı (p) – ($d_p/d_{aileron}$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.0015	0.98	0.99	0	0.012	1
ANFIS	0.0344	0.043	0.995	0	0.03	0.62
ANFIS+PID	0.0002	0.012	1.002	0.2	0.001	0.04
FLC	0.0056	0.0025	0.993	0	0.0024	1.22
PD+Fuzzy+PI	0.009	0.0312	1.0006	0.06	0.017	0.2

Yunuslama açısında Şekil 5.50 ve Tablo 5.18 dikkate alındığında en düşük aşma, sıfır daimî durum hatası bakımından PD-Fuzzy-PI seçilmiştir ve ikinci olarak ANFIS ve ANFIS+PID diğer kontrolcülerden ayrılmaktadır.

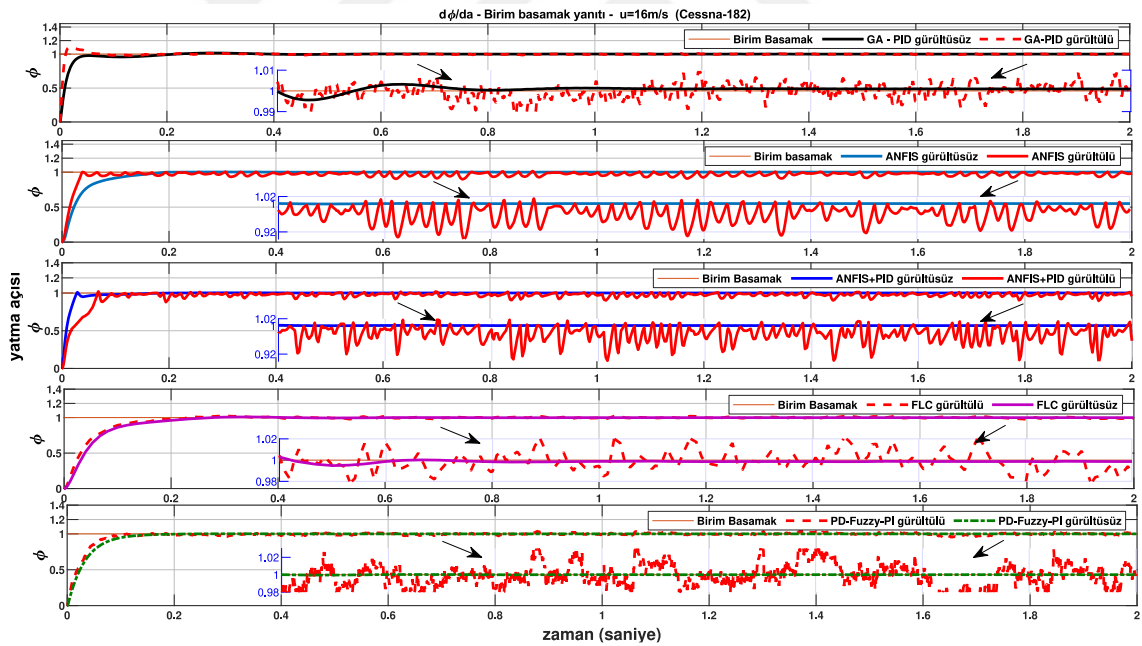


Şekil 5.50. Yatma açısı (ϕ) birim basamak yanıtları (Cessna182)

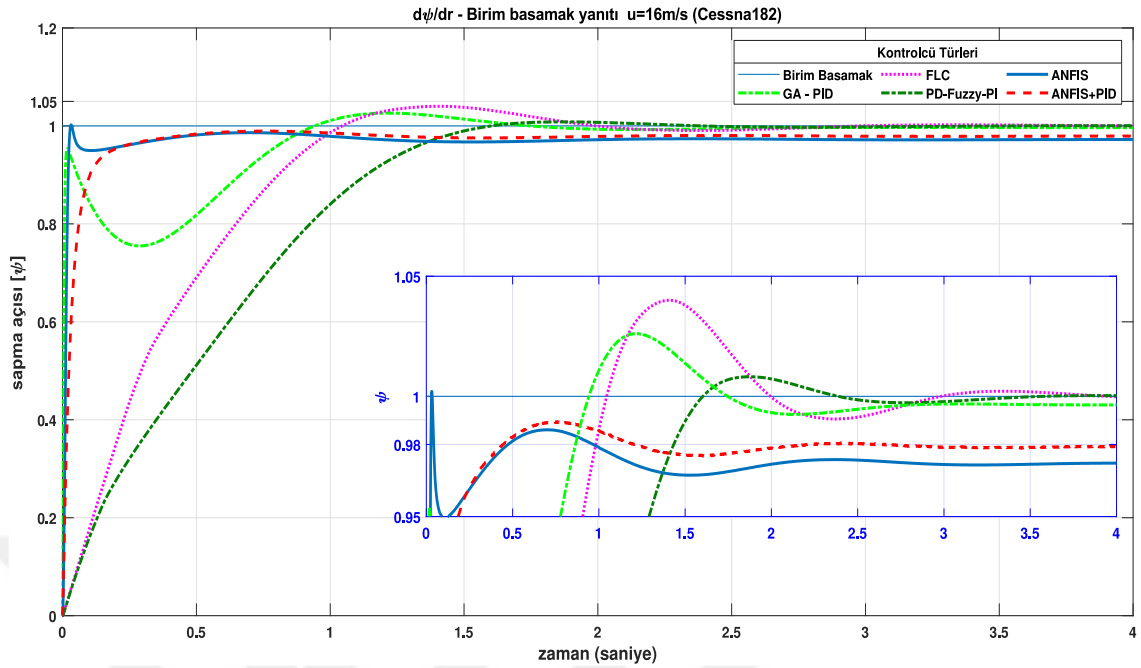
Tablo 5.18. Yatma açısı (ϕ) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

Kontrolcü Yapısı	Yatma açısı [ϕ] (°) – [$d\phi/d\alpha_{ileron}$]					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri (deg)	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.025	0.286	1.016	1.6	0.177	0.13
ANFIS	0.034	0.271	1.007	0.7	0.065	0.015
ANFIS+PID	0.045	0.275	1.0053	0.53	0.125	0.12
FLC	0.114	0.34	1.008	0.8	0.23	0.13
PD+Fuzzy+PI	0.074	0.3	1.001	0.1	0.14	0

Bozucu gürültü etkisi altında kontrolcülerin Şekil 5.51 ile görüldüğü gibi referans sinyali izleme kalitesi azalmıştır ancak yine de kabul edilebilir hata sınırları içerisinde PD-Fuzzy-PI, FLC ve PID (GA)’nın kaldığı görülmektedir.

Şekil 5.51. Yatma açısı (ϕ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)

Şekil 5.52 ile en hızlı yanıtın ANFIS ve ANFIS+PID ile alındığı görülmektedir. Tablo 5.19 değerlendirildiğinde ise kalıcı hata bakımından $e_{ss}=\%2,84$ gibi hata bulunmaktadır. Bunun aksine FLC ve PD-Fuzzy-PI ve GA-PID daha geç yerleşme zamanına sahip olsalar da yerleşme hatası oldukça düşüktür. Yerleşme süresinin kısa ve sürekli rejim hatasının kabul edilebilir olması sebebiyle ANFIS+PID hibrit kontrol sistemi seçilmiştir.



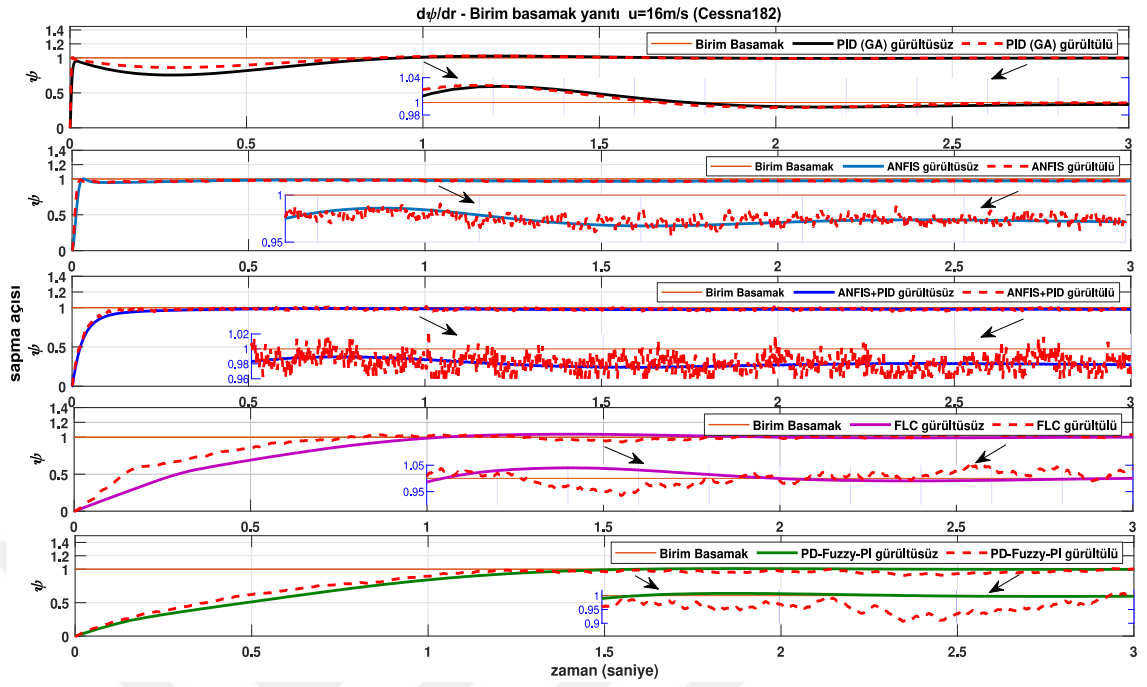
Şekil 5.52. Sapma açısı (ψ) birim basamak yanıtları (Cessna182)

Tablo 5.19. Sapma açısı (ψ) geçici durum yanıtları (Cessna-182)

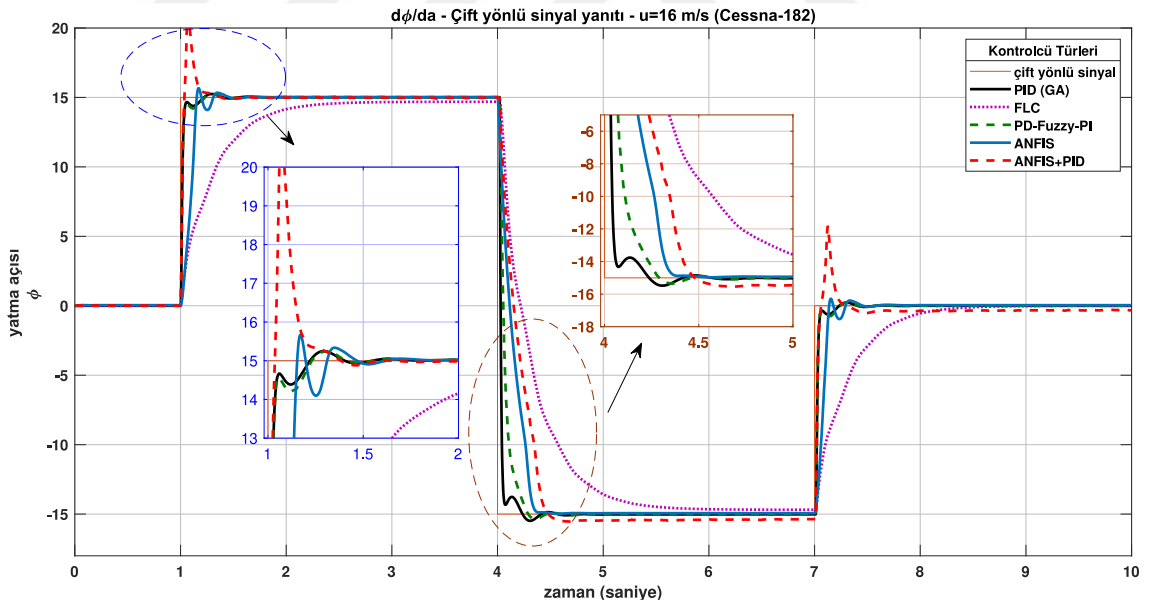
Kontrolcü Yapısı	Sapma Açısı [ψ] (°) - ($d\psi/d_{\text{rudder}}$)					
	Yükselme zamanı(s)	Tepe zamanı(s)	Tepe değeri	Aşma yüzdesi(%)	Yerleşme zamanı(s)	Kalıcı durum hatası (%)
PID (GA)	0.01	1.16	1.02	2	0.85	0.32
ANFIS	0.02	0.03	1.002	0.2	0.025	2.84
ANFIS+PID	0.1	0.6	0.987	0	0.44	2.13
Fuzzy Logic	0.74	1.41	1.04	4	1.74	0.06
PD+Fuzzy+PI	1.07	1.88	1.008	0.8	1.43	0.03

Bozucu gürültü etkisindeki sapma açısı kontrolcü cevapları Şekil 5.53’den analiz edilebilir. Sinyal takibinde bozucu gürültü etkisi çok fazla olmasa da sinyalin titreşimli olmasına ve %5’lik sapmalarla dalgalanmasına sebep olmaktadır.

Kontrolcülerin çift yönlü sinyal yanıtları ve gürültülü durumlardaki etkinlikleri Şekil 5.54-5.61 aralığındaki benzetim sonuçlarıyla analiz edilmiştir. Yatma açısı için çift yönlü sinyal yanıtı Şekil 5.54’de verilmiştir. Burada GA-PID ve PD-Fuzzy-PI diğer kontrolcülere oranla oldukça hızlı ve aşma ve yerleşme bakımından diğer kontrolcülerden üstündür ve burada PD-Fuzzy-PI seçilmiştir.

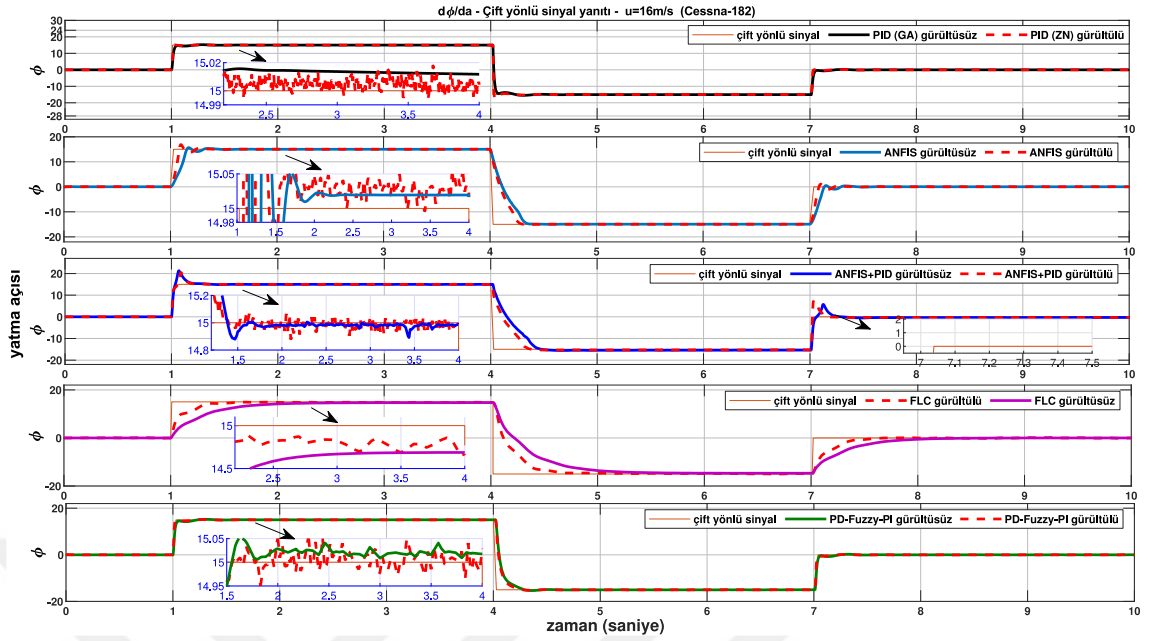


Şekil 5.53. Sapma açısı (ψ) gürültülü birim basamak yanıtları (SNR=10dB)



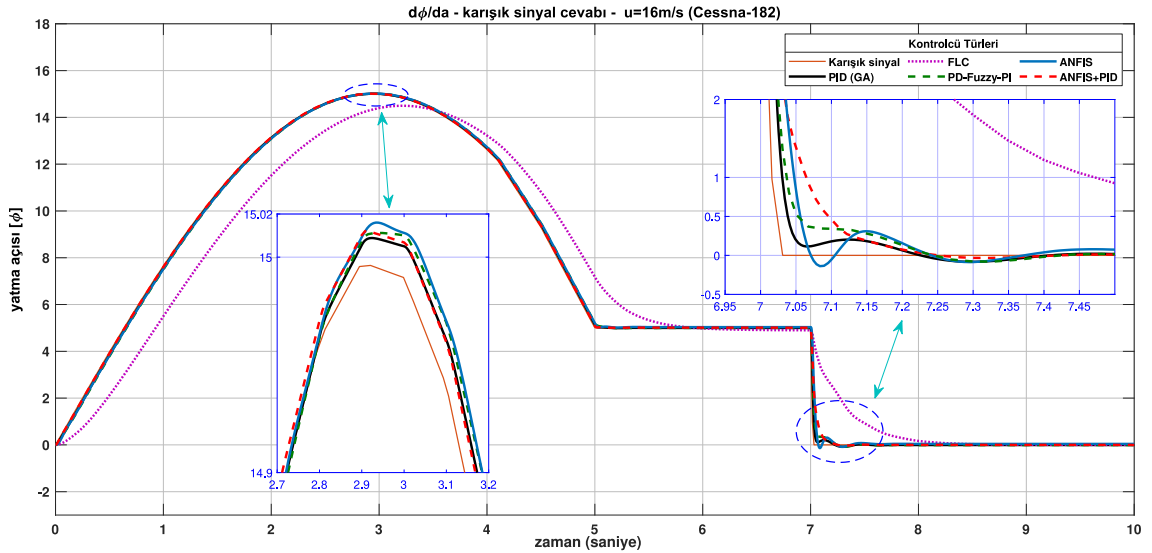
Şekil 5.54. Yatma açısı (ϕ) çift yönlü sinyal yanıtları (Cessna182)

Yatma açısı çift yönlü sinyal gürültülü durumda kabul edilebilir aralıktadır ve Şekil 5.55'te sunulmuştur.

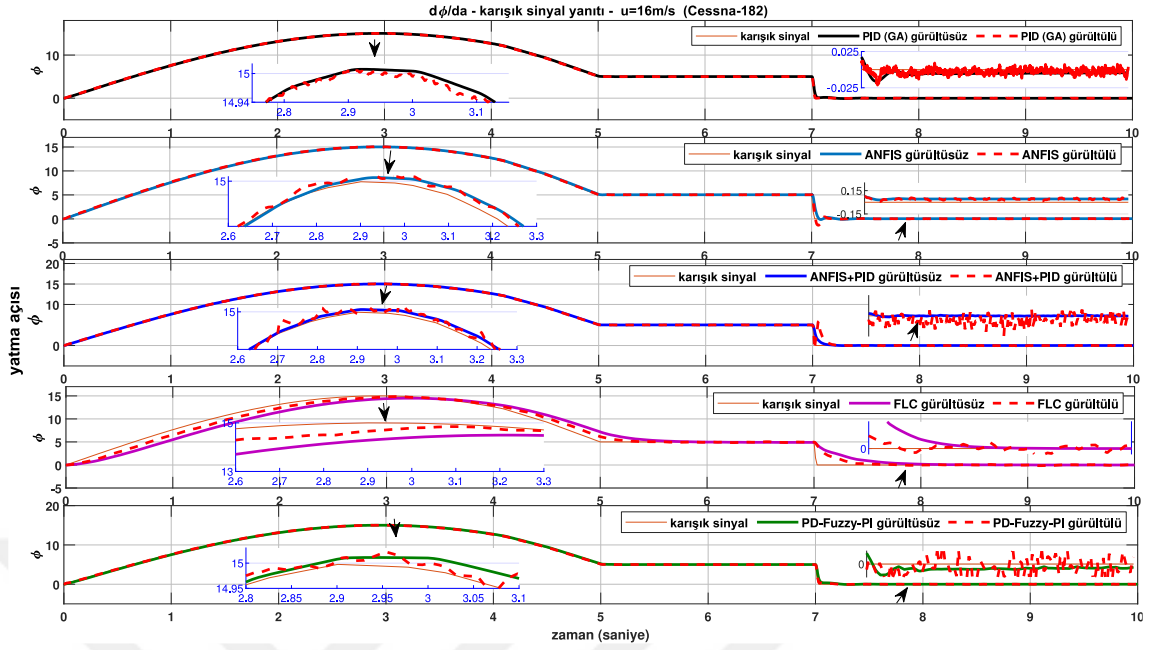


Şekil 5.55. Yatma açısı (ϕ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtları (SNR=10dB)

Karışık sinyal uygulandığı durum Şekil 5.56 ile yatma açısı kontrolü için incelenmiştir. Sonuçlar FLC'nin gecikmesi dışında istenen düzeydedir. Gürültülü kontrolcü yanıtları da Şekil 5.57'den görüldüğü gibi kabul edilebilir seviyededir. Seçilen PD-Fuzzy-PI ve ikinci olarak PID (GA) için kontrolör seçimi uygundur.

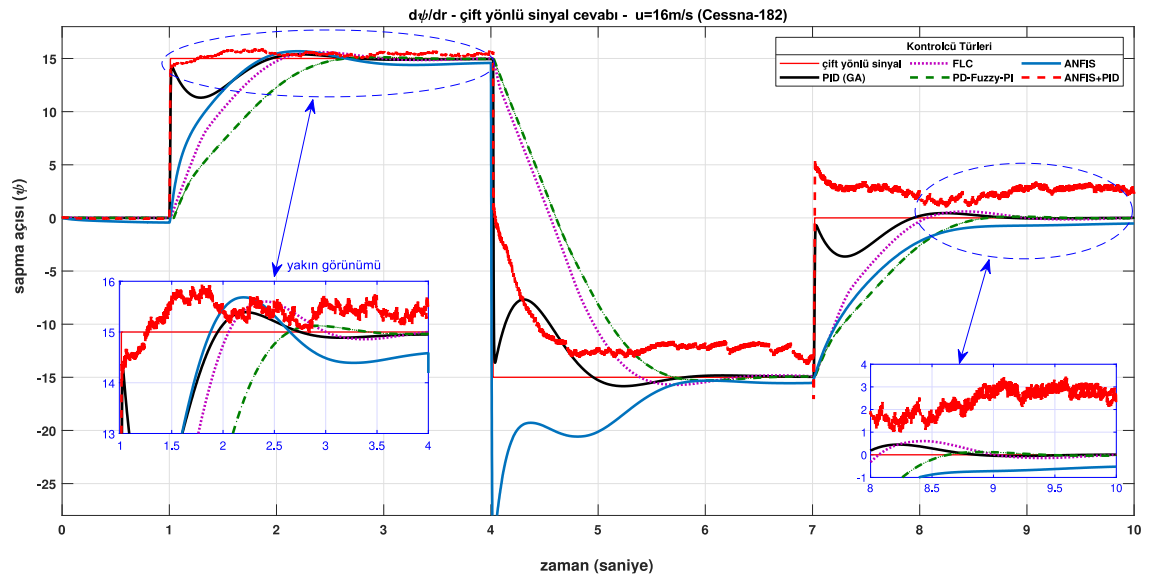


Şekil 5.56. Yatma açısı (ϕ) karışık sinyal yanıtları (Cessna182)

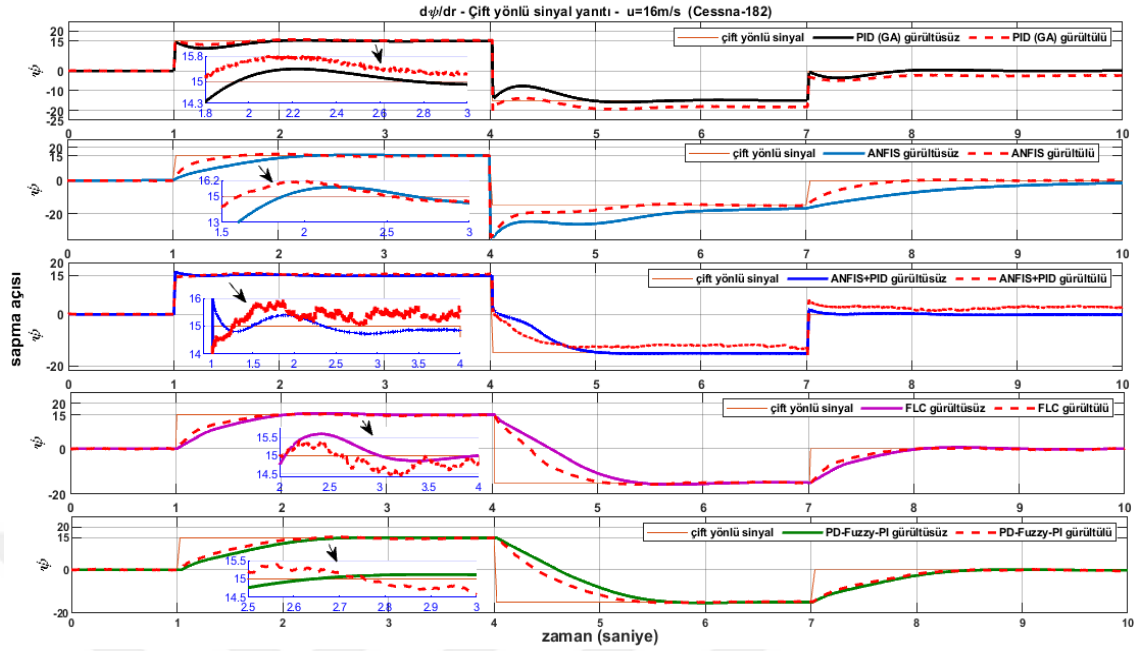


Şekil 5.57. Yatma açısı (ϕ) gürültülü karışık sinyal yanıtları (SNR=10dB)

Sapma açısı çift yönlü sinyal için değerlendirildiğinde GA-PID ve PD-Fuzzy-PI, FLC metotları gecikmeli de olsa aşma bakımından makul düzeydedir. Ancak ANFIS ve ANFIS+PID özellikle negatif yönde yüksek hata ile izlemektedir. Şekil 5.59 bu yapının gürültü altındaki davranışının da benzer yapıda olduğunu göstermektedir. Bu nedenle PD-Fuzzy-PI gecikme olsa da aşmasız ve yerleşme hatası az olduğu için tercih edilmiştir.

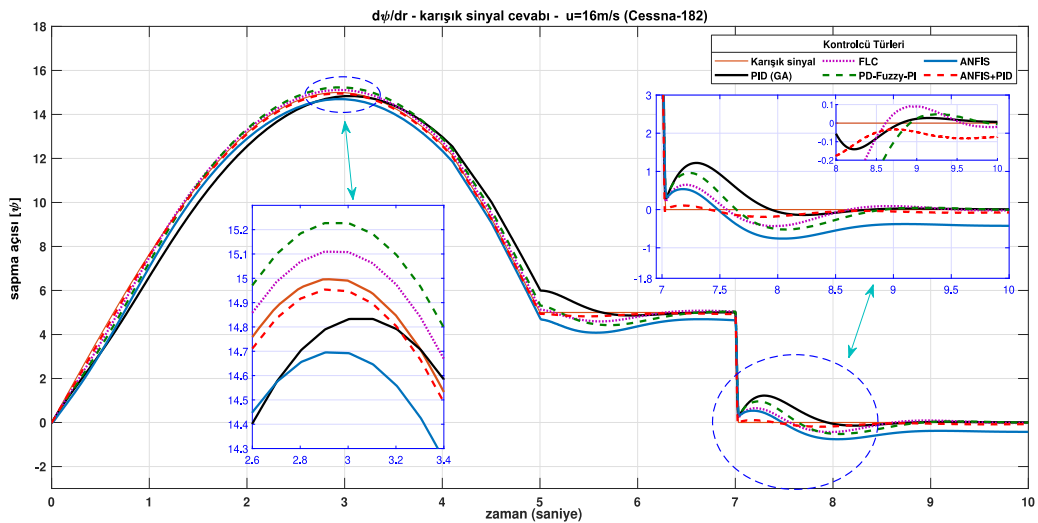


Şekil 5.58. Sapma açısı (ψ) çift yönlü sinyal yanıtları (Cessna182)

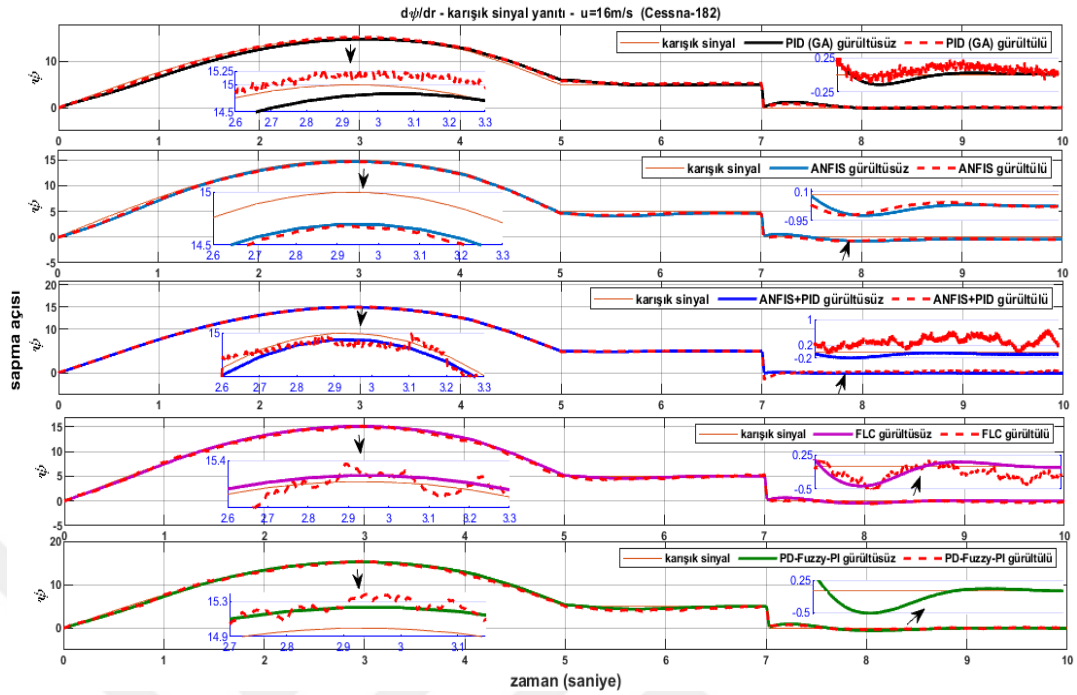


Şekil 5.59. Sapma açısı (ψ) gürültülü çift yönlü sinyal yanıtları (SNR=10 dB)

Sapma açısının çift yönlü sinyal girdisinde, kontrolörlerin ortaya koyduğu performansın aksine özellikle sinüs dalgası ve pozitif açı sınırlarında ANFIS verilerinin görece olarak daha iyi olduğunu ortaya koymaktadır. Şekil 5.60 ile PD-Fuzzy-PI ve ANFIS+PID, GA-PID sonuçlarının daha kararlı olduğu söylenebilir. Şekil 5.61’de bozucu gürültüde yanıtlar kabul edilebilir seviyededir ve ANFIS+PID kontrolü seçilmiştir. Cessna-182 mini İHA modeli için tasarlanan yanal dinamik kontrolcülerin ayarlanan PID kazançları ile FLC, PD-Fuzzy-PI ve ANFIS parametreleri Tablo 5.20’de sunulmuştur.



Şekil 5.60. Sapma açısı (ψ) karışık sinyal yanıtları (Cessna182)



Şekil 5.61. Sapma açısı (ψ) gürültülü karşık sinyal yanıtları (SNR=10dB)

Tablo 5.20. Cessna-182 İHA Yanal Kontrolcü Parametreleri

İHA yanal dinamik parametreleri		yatma hızı (p)	Sapma hızı (r)	yatma açısı (ϕ)	sapma açısı (ψ)
PID (GA)	Kp	12.855	-10.23	14.79	-0.4282
	Ki	13.95	-0.72	2.21	-0.0016
	Kd	1.13	-4.14	0.4022	-10.9
FLC (Mamdani)	Üyelik fonk. (MF) (Üçgensel, Trapezoidal)		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
			25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-3 3]	[-5 5]	[-20 20]
		Hata türevi	[-400 400]	[-400 400]	[-250 250]
		Çıkış	[-30 30]	[-80 80]	[-60 60]
PD-Fuzzy-PI (Mamdani)	Üyelik Fonksiyonu		[5, 5]	[5, 5]	[5, 5]
	Tipi		25 kural	25 kural	25 kural
	MF Aralığı	Hata (e)	[-5 5]	[-5 5]	[-20 20]
		Hata türevi	[-50 50]	[-200 200]	[-250 250]
		Çıkış	[-10 10]	[-40 40]	[-50 50]
ANFIS (Sugeno)	Üyelik Fonksiyonu		Gauss [5,5]	Gauss [5,5]	Gauss [5,5]
	Çıkış		Lineer	Lineer	Lineer
	Epoch Sayısı		300	300	300
	İlk FIS		genfis1	genfis1	genfis1
	Eğitim verileri		[2232 x 3]	[510 x 3]	[230 x 3]
	Test verileri		[393 x 3]	[90 x 3]	[40 x 3]
	Eğitim RMSE		0.0081	0.074	0.157
	Test RMSE		0.0074	0.092	0.16

5.5. LQR ve LQG Kontrol Simülasyon Sonuçları

Bu kısımda İHA sisteminin uzunlamasına ve yanal hareket için elde edilen durum uzayı modellerine ait durum geri besleme LQR ve LQG kontrol yöntemleri incelenmiştir.

5.5.1. LQR ve LQG Uzunlamasına Hareket Modeli Sonuçları

Bölüm 4 içerisinde kontrolcü yapısı açıklanan LQR kontrolcüye ait uzunlamasına ve yanal hareket simülasyon sonuçları bu kısımda verilmiştir. Önceki bölümde LQR ile ilgili açıklamalardan bahsedildiği üzere sistemin geri besleme katsayıları (K) bulunarak kapalı çevrime ait simülasyon sonuçları elde edilmiştir. Belirlenen performans kriterine göre, bu performans kriterini minimize edecek şekilde Q ve R matrislerini tanımlamak gerekmektedir. En iyi performans değerini eşitlik (4.28) ile tanımlanan J_{LQR} 'yi minimize ederek elde etmek için Q ve R arasındaki oran iyi belirlenmelidir. R matrisi değerinin Q matrisinden büyük olması gibi bir sonuç kontrolcüyü az yorsa da diğer taraftan sistemin yerleşme zamanını artıracak ve Q matrisi oransal olarak daha büyük ise tam tersine kontrolcü eforu artarak sistem yerleşme zamanını iyileştirmeye çalışacaktır. Bir başka durum da kontrol edilmesi istenilen durum değişkeni katsayısı artırıldığında o değişkenin kontrol edilmesi üzerine yoğunlaşacaktır. Cessna-182 modeli için elde edilen durum uzayı uzunlamasına hareket için Q ve R yapılan denemeler sonucunda en uygun şekilde eşitlik (5.1)'de seçilerek LQR geri besleme kazançları K_r elde edilmiştir. Burada köşegen terimler sırasıyla Q_{11} , Q_{22} , Q_{33} , Q_{44} , Q_{55} olmak üzere “u, w, q, θ , h” durum değişkenlerine aittir. Burada “h” irtifa ve “w” üzerine daha çok ağırlık verilerek irtifa kontrolünün sağlanması ön planda tutulmuştur.

$$R = 1 \quad Q = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 100 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 200 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Elde edilen K_r geri besleme kazançları ise iki adet uzunlamasına hareket kontrol girdisine (hız kontrolü δ_T ve irtifa dümeni (elevator) δ_e) sahip olduğu için 2x5'lik bir kazanç matrisi elde edilmiştir.

$$K_r = \begin{bmatrix} 7.0658 & -0.4895 & 0.05207 & 8.5598 & -1.1563 \\ -0.01291 & -6.2881 & -1.51 & -65.12 & 14.1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_r \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Bulunan LQR kazancı ile oluşan yeni kapalı döngü sistemin $(A-B.K_r)$ özdeğerleri ise;

$$\begin{aligned} & -97.75 + 74.75i \\ & -97.75 - 74.75i \\ \text{özdeğer}(A-B.K_r) = & -48.15 + 0.i \\ & -2.3522 + 1.3347i \\ & -2.3522 + 1.3347i \end{aligned} \quad (5.3)$$

(5.3)'teki gibi elde edilmiştir ve kutuplarının kompleks düzlemin sol yarısında olması nedeniyle kararlıdır.

LQG kontrol için ise elde edilen LQR kazançlarına ek olarak Kalman filtresi kazançları gerekmektedir. Bölüm 4, içerisinde detaylı anlatıldığı üzere irtifa (h) durumunun izlenmesi durumunda sistemin gözlenebilir olduğu ve LQG ile kontrol edilebileceği açıklanmıştır. KF için bozucu ve gürültü kovaryansları V_d ve V_n ise (5.4) ile verilmiştir.

$$V_d = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix} \quad V_n = 0.1 \quad (5.4)$$

Burada elde edilmesi gereken yeni B matrisi $B_{\text{yeni}} = [B \ V_d \ 0*B]$ olarak elde edilir ve D matrisi ise $D_{\text{yeni}} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ V_n]$ olacak şekilde düzenlenir ve Matlab programı aracılığıyla cebirsel Riccati denkleminin çözümü olan K_f kazançları (5.5) ile görülebilir.

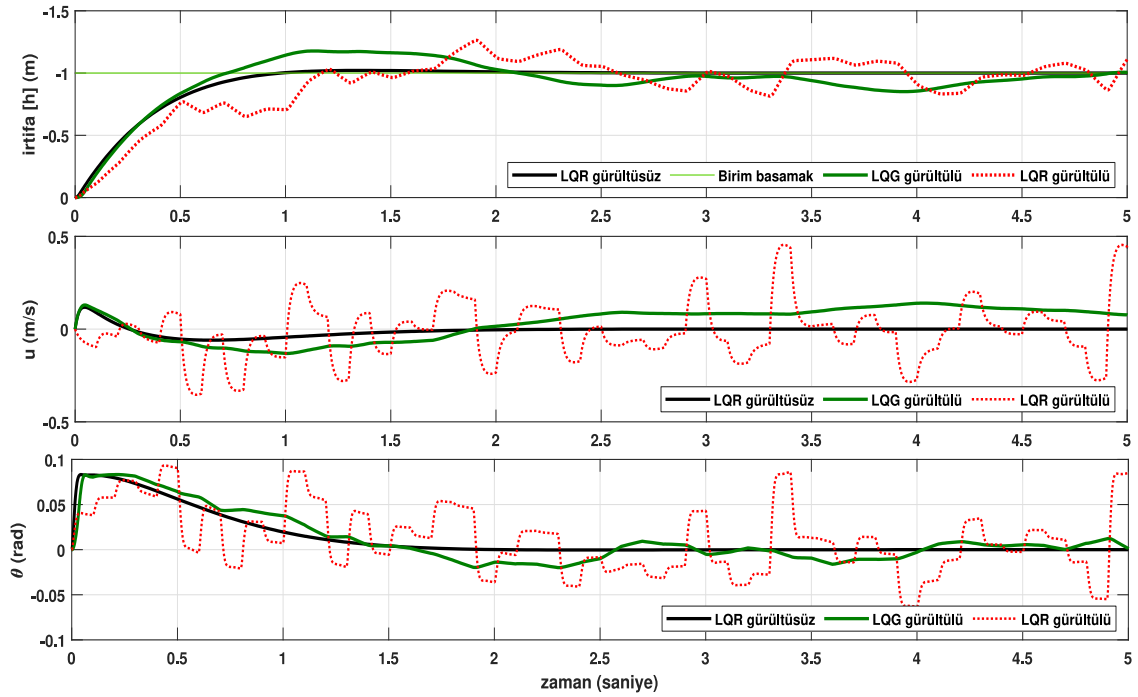
$$K_f = [0.7092 \quad 0.0712 \quad 0.06235 \quad -0.07439 \quad 1.5068] \quad (5.5)$$

Durum gözleyici KF'nin özdeğerleri yani kutup ve sıfırları (5.6)'daki gibi elde edilmiştir. Kutuplar incelediğinde sanal eksenin sol yarı düzleminde ve durum gözleyici KF kararlı haldedir.

$$\begin{aligned}
& -0.09912 \\
& -0.7218 + 1.1873i \\
& \text{özdeğer}(A - K_f.C) = -0.7218 - 1.1873i \\
& -6.7452 + 5.3939i \\
& -6.7452 - 5.3939i
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Bu kısma kadar verilen kazanç değerlerine göre uzunlamasına hareket modeline ait LQR gürültülü ve gürültüsüz durum uzayı simülasyon sonuçları ile LQG gürültülü durum sonuçları irdelenmiştir. LQG kullanımı için gereken KF'nin gürültülü şartlar için iyi bir gözleyici olması nedeniyle LQG tasarımında KF tercih edilmiştir.

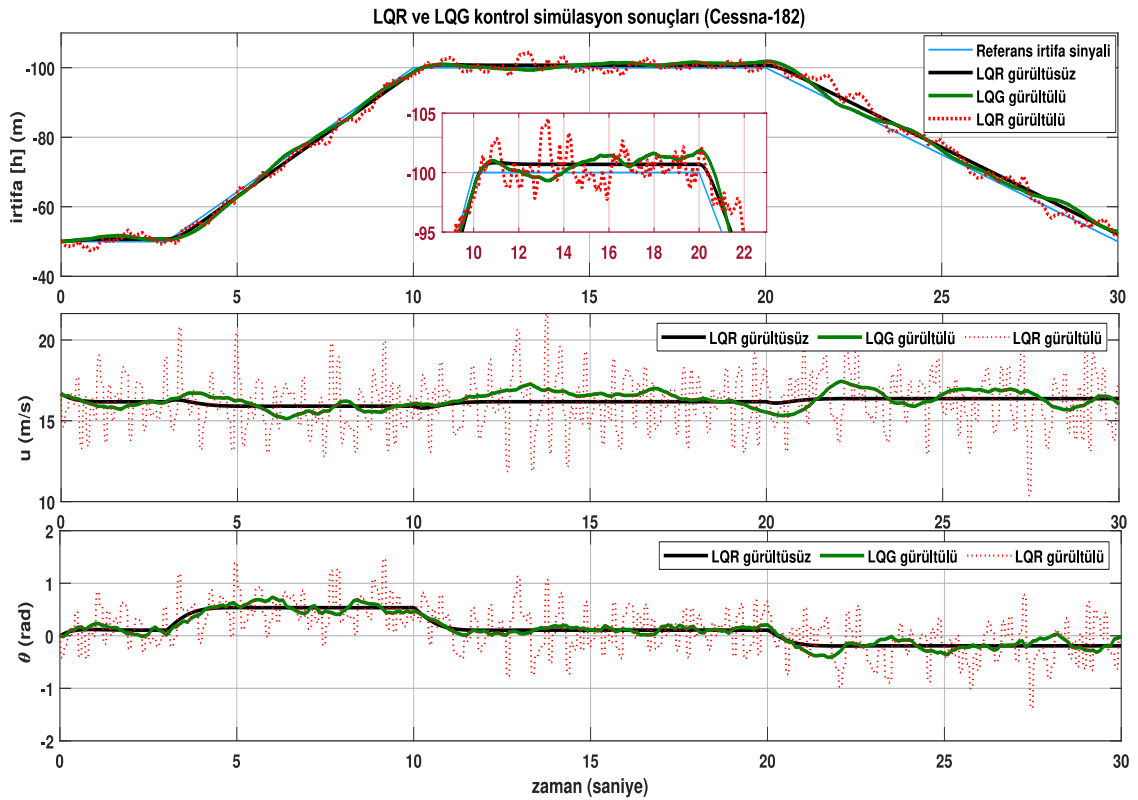
Şekil 5.62 uzunlamasına hareket modeli için irtifa (h) kontrolünün ve bu kontrol sırasında açı ve hız değişimlerinin gösterildiği duruma aittir. Birim basamak sinyali öncelikli olarak girilerek sonuçlar alınmıştır.



Şekil 5.62. LQR ve LQG kontrolcü durum uzayı sonuçları

Şekil 5.62'den görüleceği üzere kontrol edilmek istenen irtifa girdisine karşılık hız değişimi ve açı değişimi grafikleri aynı grafikte gösterilmiştir. İrtifa artışı sırasında yunuslama açısının yaklaşık 0.08 rad (4.58°) açı değişimi yaptığı ve irtifa sağlandığı zaman tekrar denge konumu (0°) civarında yerleşmeye çalıştığı görülmektedir. Burada

LQR tekniği sonuçları gürültüsüz halde iken oldukça hızlı ve 1s gibi sürede aşmasız gerçekleşmiştir. Sisteme dış bozucu etkiyi modellemek amacıyla tüm durum değişkenleri üzerine rasgele gürültü Matlab Simulink bloğu vasıtasıyla eklenmiştir. Gürültü varyansı 0.1 olarak seçilmiştir. Bunun yanısıra aynı şekilde sistemde sensör gürültüsünü modellemek amacıyla KF'ye gönderilen sensör ölçümüne varyansı 0.01 olan bir sensör gürültüsü eklenmiş ve gürültülü halin sonuçları incelenmiştir. Sonuçlar açıkça göstermektedir ki LQR kontrolcü gürültü ve bozucu ile dha fazla etkilenebilmektedir. Bu nedenle incelenen KF'nin gürültülü durumu önsezisi ile sistemin LQG kontrolör ile bozucu gürültülerden daha az etkilendiği görülmektedir. Şekil 5.63 incelendiğinde ise irtifa için 50 m'den 100 m'ye çıkış, sabit irtifa ve alçalış için bir sinyal girilmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır.



Şekil 5.63. LQR ve LQG kontrolcü irtifa kontrolü

Şekil 5.63 ile verilen referans irtifa sinyalinin LQR ve LQG kontrolcü ile takip edildiğini ancak LQR kontrolörün eklenen gürültü ve bozucu girdisinden çok daha fazla etkilendiği açıkça görülmektedir. Sabit irtifada ilerlemekte olan İHA için rampa sinyali tanımlanmış ve 100 m'ye çıkış, daha sonra kanat seviyesi yere paralel uçuş ve tekrar 50 m'ye alçalma

sinyali takip edilmiştir. Bu sırada uçuş hızının 16,67 m/s (60km/h)’te olması istenmiş ve hızın kontrolü de gürültüye rağmen oldukça az değişmiştir. Yükselme ve alçalma sırasında oluşan yunuslama açısı değişimleri de bize yükselme sırasında açının sabit bir değerde kaldığı ve irtifa sağlandığında tekrar denge açısına geldiği görülmektedir. Genel olarak sonuçlar LQG kontrolün gürültü karşısında daha etkin olduğunu ve bu nedenle LQR+KF yapısının kullanışlı olduğu ve tercih edilebileceğini göstermektedir.

5.5.2. LQR ve LQG Yanal Hareket Modeli Sonuçları

Cessna-182 yanal hareket modeli için Q ve R yapılan denemeler sonucunda (5.7)’de görüldüğü gibi katsayıları seçilerek LQR geri besleme kazançları K_r elde edilmiştir. Burada köşegen terimler sırasıyla Q_{11} , Q_{22} , Q_{33} , Q_{44} , Q_{55} olmak üzere “v, p, r, ϕ , ψ ” durum değişkenlerine aittir. Verilen durum değişkenleri sırasıyla yana kayma hızı, yatma açısal hızı, sapma açısal hızı, yatma açısı ve sapma açısını belirtmektedir. Burada “ ϕ ” yatma açısı ve “ ψ ” sapma açısı üzerine daha çok ağırlıklandırma yapılarak ϕ ve ψ kontrolünün sağlanması için gereken kazanç değerleri elde edilmiştir.

$$R = 0.1 \quad Q = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 100 \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

Elde edilen K_r geri besleme kazançları ise iki adet yanal hareket kontrol girdisine (yatırgeç δ_a (aileron) ve yön dümeni δ_r (rudder)) sahip olduğu için 2x5’lik bir kazanç matrisi elde edilmiştir.

$$K_r = \begin{bmatrix} -0.266 & 0.9902 & 0.0372 & 31.677 & 0.242 \\ -0.5705 & 0.022 & -1.659 & -0.885 & -31.622 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

Bulunan LQR kazancı ile oluşan yeni kapalı döngü sistemin $(A-B.K_r)$ özdeğerleri ise;

$$\begin{aligned}
& -191.5 \\
& -3.1916 \\
& \text{özdeğer}(A - B.K_r) = -18.83 + 21.15i \\
& -18.83 - 21.15i \\
& -31.46
\end{aligned} \tag{5.9}$$

(5.9)'daki gibi elde edilmiştir ve kutuplarının kompleks düzlemin sol yarısında reel ve sanal eşlenik köklere sahiptir. Sağ yarı düzlemde kutup bulunmaması nedeniyle sistem kontrol kararlıdır.

LQG kontrol için ise elde edilen KF kazançları elde edilmiştir. Bölüm 4, içerisinde belirtildiği şekil dikkate alındığında sapma açısı (ψ) durumunun izlenmesi durumunda sistemin gözlenebilirdir ve LQG ile kontrol edilebileceği açıklanmıştır. KF için bozucu ve gürültü kovaryansları V_d ve V_n ise (5.10) ile verilmiştir.

$$V_d = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1 \end{bmatrix} \quad V_n = 1 \tag{5.10}$$

Burada, yeni B matrisi $B_{\text{yeni}} = [B \ V_d \ 0*B]$ olarak elde edilmiş ve D matrisi ise $D_{\text{yeni}} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ V_n]$ olacak şekilde yeniden düzenlenmiştir. Matlab programı aracılığıyla cebirsel Riccati denkleminin çözümü olan yanal hareket K_f kazançları (5.11) ile görülebilir.

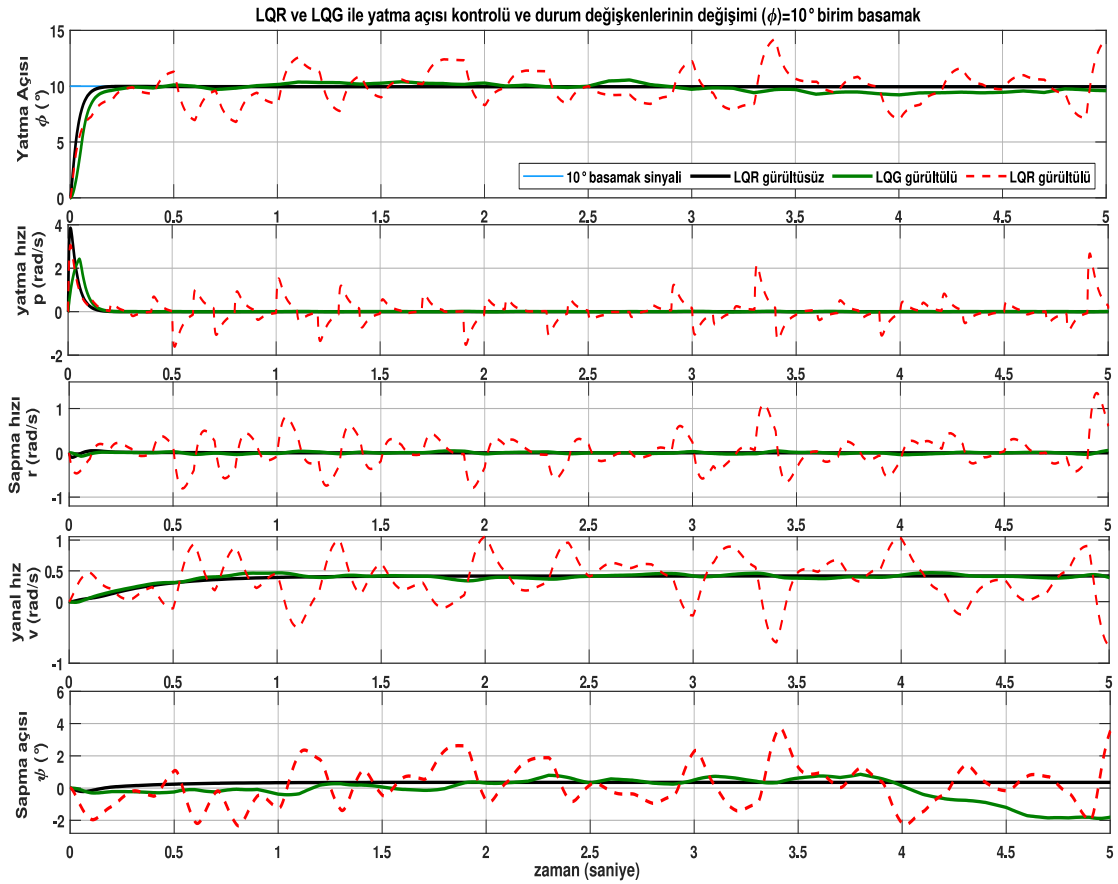
$$K_f = \begin{bmatrix} 6.94*10^{-4} & -1.01*10^{-3} & 7.98*10^{-3} & 1.393*10^{-2} & 0.1303 \end{bmatrix} \tag{5.11}$$

KF'nin özdeğerleri (5.12)'deki gibi elde edilmiştir. Kutuplar incelediğinde sanal eksenin sağ yarı düzleminde kutup ve sıfır bulunmamaktadır ve durum gözleyici KF sistem modeliyle benzer şekilde kararlıdır.

$$\begin{aligned}
& -35.66 \\
& -4.052 + 2.0601i \\
& \text{özdeğer}(A - K_f.C) = -4.052 - 2.0601i \\
& -0.1018 + 0.085i \\
& -0.1018 - 0.085i
\end{aligned} \tag{5.12}$$

Bu kısma kadar verilen bilgilere göre yanal hareket modeline ait LQR gürültülü ve gürültüsüz simülasyon sonuçları ile LQG gürültülü durum sonuçları irdelenmiştir.

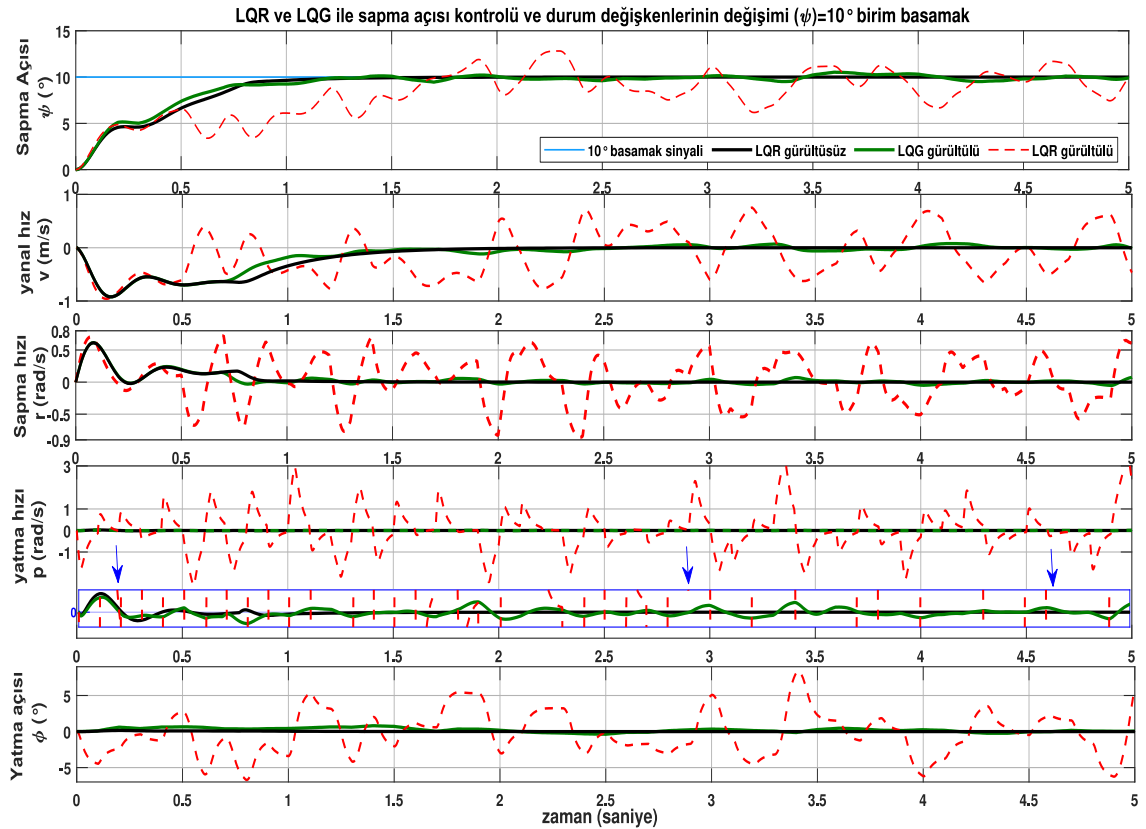
Şekil 5.64 ile yatma açısı kontrolü için girilen 10° 'lik basamak sinyaline karşın diğer durum değişkenlerinin simülasyon sonuçları verilmiştir. Kontrol yüzeyleri olan yatırgaç ve yön dümeninin gerçekçi durumu yansıtması bakımından Simulink bloğu ile kontrol yüzeylerinin $\pm 40^\circ$ 'lik sınırlandırma (saturation) durumu verilmiştir. Görüldüğü üzere yatma açısının LQR kontrol için gürültülü ve gürültüsüz yanıtları ile LQG gürültülü yanıtları bir arada verilmiştir.



Şekil 5.64. Yatma açısı (ϕ) kontrolü ve diğer durum değişimleri

Kontrolünün sağlanması istenen yatma açısının oldukça hızlı bir şekilde yakalandığı buna mukabil diğer durum değişimlerinin de yatma açısı yerleşme süresine kadar değişim gösterdiği ve sonrasında stabil duruma geçtiği görülmektedir. Gürültü etkisi olarak sisteme bozucu ve sensör gürültüleri girilmiştir. Rasgele seçilen Matlab Simulink gürültüsünün varyansı 0.01 seçilmiş ve sonuçlar gürültü bakımından incelendiğinde LQR durum geri beslemesinin gürültüden daha çok etkilendiği bunun aksine LQG kontrolörün KF durum gözleyicisi avantajı ile gürültüyü baskıladığı görülmektedir. Bu nedenle LQG kontrol yöntemi yatma açısı kontrolü bakımından tercih edilmiştir.

Yanal harekete ait bir diğer açısal parametre olan sapma açısı (ψ) kontrolü için aynı şekilde 10° 'lık bir basamak sinyali uygulanmıştır ve bu durumda diğer durum değişkenlerinin simülasyon sonuçları da Şekil 5.65 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.65'te sapma açısının 1s gibi bir sürede yerleştiğini bu sırada yana kayma hızının ve sapma açısal hızının da değişim gösterdiği görülmektedir. Kararlı duruma

ulaşıldığında ise durum değişkenlerinin sıfır seviyesine indiği beklendiği gibi görülmektedir. Ayrıca yatma açısı hızı ve yatma açısında sapma durumundan çok az miktarda etkilendiği çok küçük açısal değişimden sonra sıfır seviyesinde yerleştiği görülebilmektedir. Kontrolcü performansları incelendiğinde LQG kontrolcünün gürültüye karşı oldukça iyi yanıt verdiği buna mukabil LQR gürültüsüz durumunun aksine gürültü durumunda oldukça salınım yaptığı açıkça görülmektedir. Bu nedenle hava aracı gibi birçok bozucu etkinin olduğu sistem için LQG yapısı tercih edilmiştir.

Tez çalışmasının bu kısmına kadar elde edilen tüm simülasyon sonuçları incelendiğinde klasik ve modern kontrol teorilerinin simülasyon bazında incelenmesi sağlanmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda klasik PID kontrolör organının yerine önerilen Matlab PID ayarı, kök yer eğrisi tasarımı, genetik algoritmalar ile PID parametrelerinin ayarlanması ve zeki kontrol yaklaşımları ile hibrit PD-Fuzzy-PI yöntemi ve ANFIS+PID metotları incelenmiştir. Bu kısımda en çok tercih edilen ve kararlılık ve hızlı olması bakımından PD-Fuzzy-PI tekniği İHA kontrol sistemi için etkili bir kontrol yöntemi olarak önerilmiştir. Ayrıca İHA sisteminin tüm durum uzayı modeli değişkenleri ve kontrol girdilerinin birbirlerine olan etkilerini daha iyi ortaya koyacağı için tam durum geri beslemeli kontrol sistemleri araştırılmış ve LQG tipi kontrolün gürültü ve bozucular altında sistemi daha stabil bir şekilde kontrol ettiği anlaşılmıştır. Sonuç olarak, bu tez çalışmasından elde edilen bulgular ve kontrolcü tiplerinin bundan sonraki çalışmalar için katkı sağlayacağı ve aynı zamanda bu tür dinamiklere sahip sistemlerin kontrolünde de kullanımının faydalı olabileceği öngörülmektedir. İHA sistemi için önerilen kontrolcüye ait yazılım geliştirildiği takdirde etkili bir kontrol sağlanması düşünülmektedir.

5.6. Uçuş Testlerine Ait Deneysel Sonuçlar

Bu bölümde test uçuşu için hazırlanan Cessna-182 tipi mini İHA modeli kullanılmıştır. Bölüm 2 içerisinde matematiksel modeli için gerekli aerodinamik katsayıları Ansys Fluent ile elde edilmiştir. Bir kısım aerodinamik parametre de literatürden elde edilen hesaplamalar sonucu bulunmuştur ve buna mukabil ortaya çıkarılan matematiksel model ile durum uzayı modelleri uzunlamasına ve yanal hareket modeli için elde edilmiştir. Burada simülasyon sonuçlarından elde edilen PID parametrelerinin karşılaştırılması amaçlanmış ve bu amaçla hazırlanan İHA sistemi ile uçuş gerçekleştirilmiştir. Yapılan

birkaç başarılı uçuş ile Mission Planner yer istasyonu programı üzerinden gerçek zamanlı olarak PID ayarlaması yapılmış elde edilen PID parametreleri burada sunulmuştur. Ancak PID parametreleri elde edilmesine karşın son uçuşlarda yaşanan sinyal ve bağlantı kopması sonucu İHA sistemi kontrolden çıkmış ve ikinci kez kaza kırım sonucu tam otonom uçuş için karşılaştırma yapılamamıştır. Sinyal sorunlarının çevredeki askeri alanların veya kesici sistemlerin varlığından kaynaklandığı düşünülmektedir. Ancak Mission Planner içerisinde yatma açısı ve yunuslama açısının PID parametreleri gerçek zamanlı uçuş ile elde edilmiş ve simülasyon sonuçlarından alınan değerlerle yakınlığı incelenmiştir.

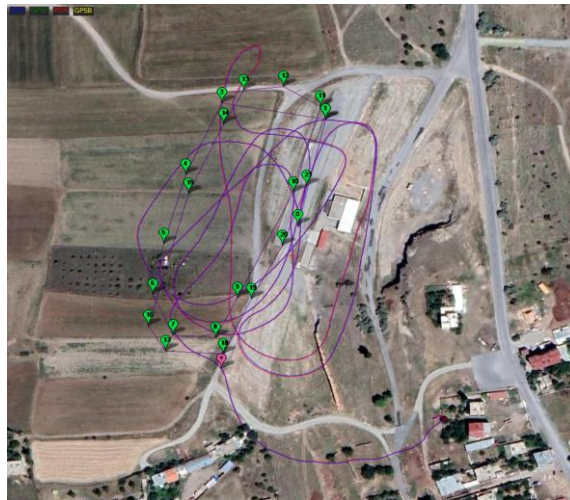
Tez çalışmasının PID ayarlamaları başarılı bir şekilde tamamlanmış ancak İHA modeli 3 kez iniş denemesi yapılmasına rağmen bağlantı kopmuş ve iniş sırasında kırma uğramıştır. Uçağın uçuş sırasında verilen yatma, yunuslama, sapma açısı gibi yönlendirmeleri rüzgârlı bir hava olmasına rağmen başarılı bir şekilde sağladığı ve elde edilen PID parametrelerinin uçağın kontrolü için uygun olduğu görülmüş ve kayıt altına alınmıştır. Ancak yaşanan sinyal kayıpları nedeniyle bu işlemin tam otonom uçuş için gerçekleştirilmesi sağlanamamış ve yeterli uçuş ekipmanı kalmadığı için bu uçuş denemesi sonlandırılmıştır. Uçuş öncesinde İHA için hazırlanan tüm donanım gözden geçirilmiş ve Pixhawk Cube kontrolcü kartı ile uçuş planının hazırlandığı Mission Planner uçuş kontrol programı incelenmiştir. İvmeölçer kalibrasyonu, pusula kalibrasyonu, radyo kumanda ve hava hızı ile ESC motor kalibrasyonu Ardupilot talimatlarına uygun olarak gerçekleştirilmiştir. Ayrıca kumanda üzerinde Bölüm 3'te de gösterildiği gibi uçuş modları (manuel, stabilize, görev, başlangıç noktasına dönüş, FBWA) ayarlanmıştır. Bağlantının telemetri üzerinden sağlanabilmesi amacıyla RFD900x modemi kullanılmış ve 915-928 MHz frekans bandı aralığında 21 kanal sayısı girilerek uçuş sırasında yer istasyonu ile haberleşme ve uçuş rotasını izleme gibi özellikler kullanılmıştır. Otopilot üzerinden gerekli veriler uçuş sırasında ve sonrasında izlenebilmiştir.

Önceki uçuş denemelerine ek olarak bu uçuş sırasında elde edilen bazı bilgiler ve uçuş rotası paylaşılmıştır. Şekil 5.66 ile PID otomatik ayarlama denemesine ait uçuşun GPS verileri Talas model uçak pisti için gösterilmiştir. Kırmızı yörüngede PID ayarlaması yapılmış daha sonra stabilize modda uçuş sarı çizgilerle belirtilen rotada ayarlanmış olan PID parametreleri ile gerçekleştirilmiştir.



Şekil 5.66. Otonom uçuş için PID ayarı ve stabilize mod uçuş rotası

Şekil 5.66’da gerçek zamanlı uçuş sırasındaki otomatik PID ayarlaması görülmektedir ve ayar sırasındaki rotasını kırmızı çizgilerle göstermektedir. Bu ayarlar yaklaşık 1.5 tur devam etmiştir. Daha sonra İHA stabilize moda alınarak sarı çizgilerle belirtilen rotada uçuş devam ettirilmiş ve uçağın rüzgârlı koşullara rağmen uçuşunda anormallik görülmemiştir. Daha sonra iniş herhangi bir sinyal kaybı ve kumanda kontrolünde sapma olmadığı için başarılı olarak gerçekleştirilmiştir. Daha sonraki uçuş denemesi için PID parametrelerinin yeniden ve uzun süreli ayarlanması için uçuş gerçekleştirilmiştir ancak kalkışın hemen sonrasında telemetri bağlantısı kopmuş ve uçağa yer istasyonu ile komut göndermek mümkün olmamıştır. Şekil 5.67 bu uçuşa ait rotayı göstermektedir.



Şekil 5.67. İkinci uçuşa ait rota verileri

Uçuşta 2 kez iniş denemesi yapılmış sert iniş olmaması için pistten tekrar yükselmiş ancak 3. iniş denemesi sırasında radyo kumanda ile de bağlantı kesilmiş ve İHA yönünden saparak haritada belirli olan noktaya düşmüştür. Yaşanan kırım nedeniyle uçuş tamamlanmamış ancak tüm PID parametreleri gerçek zamanlı olarak deneysel olarak ayarlanmıştır. Elde edilen sonuçlar ile teorik sonuçlara yakındır ancak uçuş verimliliği karşılaştırılamamıştır. Şekil 5.68 ikinci uçuşta izlenen rotayı ve sinyal kaybı sonucu yeşil çizgi ile gösterilen stabilize modda iken rotadan çıkışını ve düşme noktasını göstermektedir.



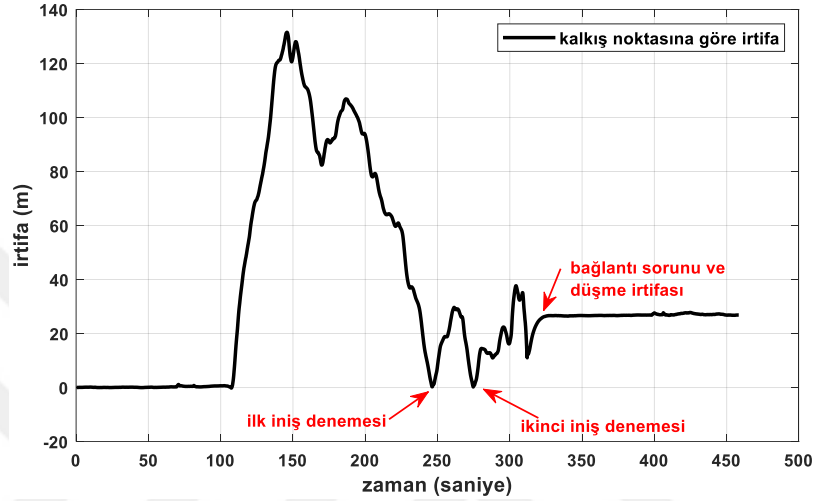
Şekil 5.68. İkinci uçuşa ait yükseklik ve rota haritası

Şekil 5.69 uçağın kalkış anını göstermektedir. Şekil 5.70 ise irtifanın yaklaşık 120 m olduğu uçuş anından bir kareyi göstermektedir.



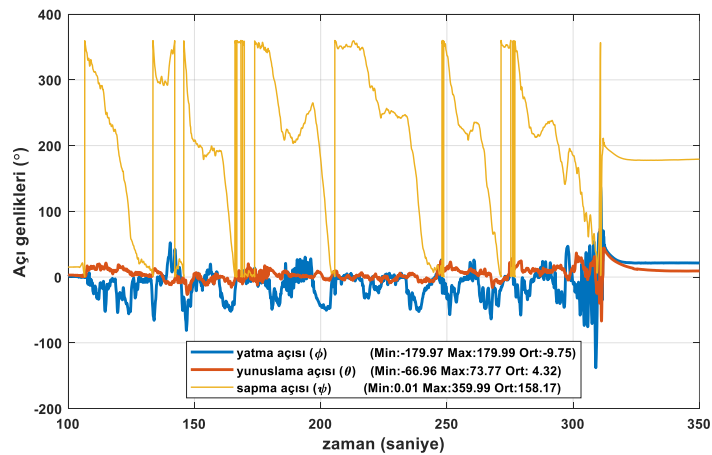
Şekil 5.69. İHA kalkış ve 120 m irtifada uçuşundan bir kare

Şekil 5.70 uçuş sırasındaki maksimum irtifanın yaklaşık 130 m olduğunu göstermektedir. Grafikten de açıkça görüldüğü üzere iki kez iniş denemesi yapılmış yere temas sert olduğu için tekrar kalkış gerçekleştirilmiştir ancak üçüncü turda sinyal kaybı ve kumandadan yönlendirilememesi nedeniyle düşüş görülmektedir.



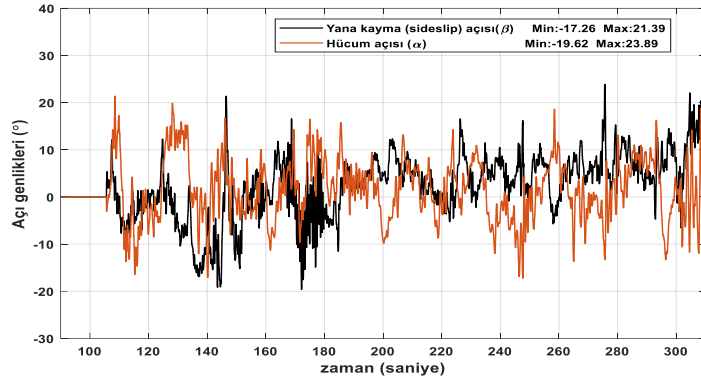
Şekil 5.70. İHA'nın başlangıç konumuna göre irtifa grafiği

Şekil 5.71'de ise Euler açılarının değişimi görülmektedir. Uçağın yatma, yunuslama açıları değiştikçe İHA dönüş ve irtifasını değiştirmektedir. İHA'nın kuzeyden (North) sapmasının her turda 360°'lik açı değişimine karşılık geldiği görülmektedir.



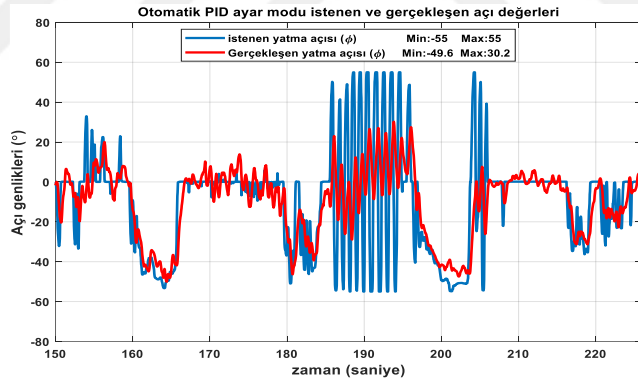
Şekil 5.71. İHA Euler açılarının değişimi

Hücum açısı ve yana kayma açısının değişimi ise max 25° olarak gerçekleşmiş ve Şekil 5.72'de sunulmuştur. Hücum açısı artışı sırasında irtifanın arttığı bilinmektedir.

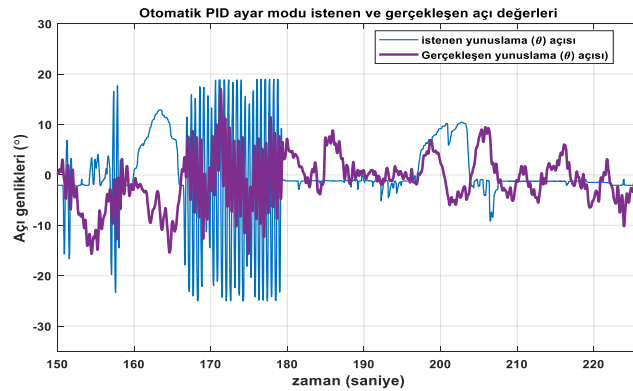


Şekil 5.72. İHA'nın hücum açısı ve yana kayma açıları

Şekil 5.73 ve Şekil 5.74'te sırasıyla otomatik PID ayarı için gerçekleştirilen yatma açısı ve yunuslama açısı ayarlamasına ait grafikler görülmektedir. Grafiklerde istenen kontrol açısal değerleri PID ayarının ne kadar karşılayabildiği grafikten yorumlanabilir. Yatma açısı çoğunlukla istenen değere yakın ancak yunuslama açısı ayarında bir miktar fark ile takip etmektedir.

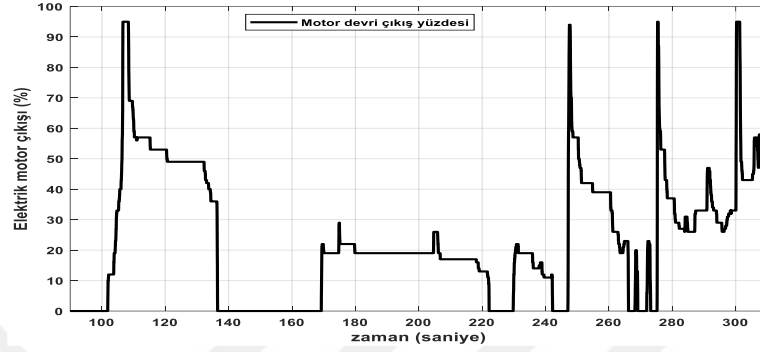


Şekil 5.73. Yatma açısı otomatik PID ayarı



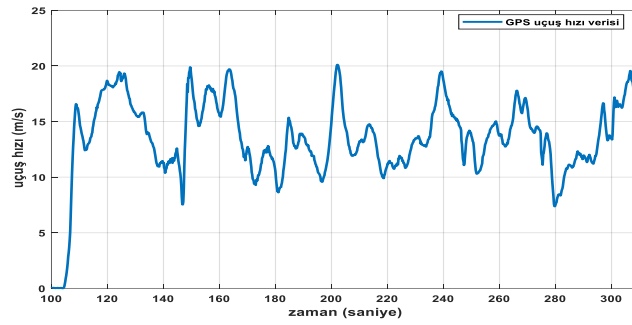
Şekil 5.74. Yunuslama açısı otomatik PID ayarı

Uçuş sırasında elektrik motoru çıkışının oranı ise Şekil 5.75 ile gösterilmiştir. Uçuş sırasında motor çıkışı %25 seviyelerinde iken uçuş sürdürüldüğünde uçuş devam etmiş ve batarya kullanımı da düşük seviyede gerçekleşmiştir.

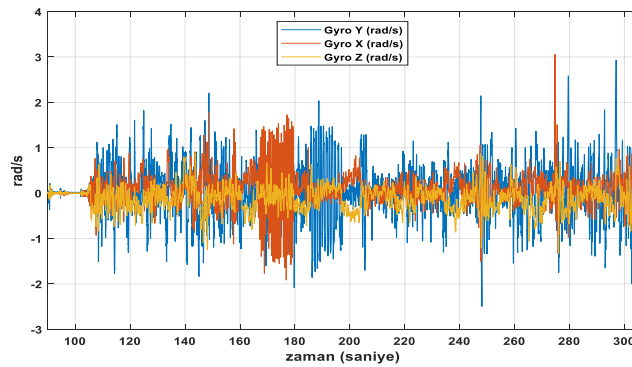


Şekil 5.75. Elektrik motorunun uçuş sırasındaki çıkış yüzdesi

GPS ile alınan uçuş hızı verisi Şekil 5.76'da gösterilmiştir. Uçuşun maksimum 20 m/s ile minimum 8 m/s arasında değiştiği görülmektedir. Otopilot içerisindeki IMU ölçüm birimi ile X, Y, Z eksenlerinde gerçekleşen açısal hız grafikleri Şekil 5.77 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.76. Uçuş Hızı GPS verisi



Şekil 5.77. IMU birimi X, Y, Z açısal hız değerleri

6. BÖLÜM

TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER

6.1. Tartışma

Bu tez kapsamında giriş bölümünde tezin amacı, kapsamı, önemi ve motivasyonu anlatılmıştır. Birinci bölümde İHA sistemlerinin türleri, çeşitli kullanım alanları, askeri ve sivil alandaki sınıflandırmaları ve İHA sistemleri için araştırılan kontrol sistemi yapıları sunulmuştur. Bu alanda yapılan literatür çalışmaları ve kontrol sistemi konusundaki geliştirme çabaları ile klasik ve modern kontrol uygulamalarının İHA sistemlerine adaptasyonu araştırılmıştır. İkinci bölümde ise, hava aracının simülatif çalışmalar sırasında gerekli dinamik modelinin elde edilmesine yönelik araştırmalar yapılmıştır. Dinamik model İHA kontrol sisteminin tasarımı amacıyla oluşturulmuştur. Bu kısımda dinamik model için Newton hareket kanunları temel alınmıştır. Matematiksel modelin oluşturulması için gerekli aerodinamik boyutsuz taşıma, sürüklenme, moment vb. katsayıları Ansys Fluent hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizi ile simülasyon ortamında elde edilmiştir. Elde edilebilen parametreler dışında diğer parametreler hava aracı aerodinamiği ile ilgili kitaplardan ve boyutsuz bazı parametrelerin Mach sayısı 0.2'nin altında olduğu durumlar için tablo ve grafiklerden elde edilmiştir. Aerodinamik için kullanılan Cessna-182 modeli Solidworks programında katı model olarak ayrıntılarıyla oluşturulmuş ve Ansys Fluent içerisinde kullanılmıştır. İHA için gereken atalet momenti terimleri de Solidworks'te gerçek İHA modeli yoğunluğu ve ağırlığı dikkate alınarak elde edilmiş ve hesaplamalarda kullanılmıştır. Ultrastick-25e modeli için tüm veriler literatürden elde edilmiş ve incelenmiştir. Bu bölümde uçuş karakteristiğini yansıtan durum uzayı modelleri oluşturulmuş ve elde edilen kök yer eğrisi grafiklerinden İHA sisteminin uzunlamasına ve yanal hareketteki uçuş modları incelenmiştir. Sistemin kararsızlık oluşturacak karakteristik denklem köklerinin varlığı araştırılmıştır.

Üçüncü bölümde, genel hatlarıyla deneysel sistemin kurulumu ve uçuş testi için hazırlanan Cessna-182 mini İHA aracı için kullanılan donanım, alıcı verici kumanda ayarları, RFD900x telemetri ile yer istasyonu ve İHA arasındaki haberleşme ayarları, GPS ve hava hızı sensörü ile kalibrasyon prosedürleri sunulmuştur.

Dördüncü bölümde tezin kontrol sistemi üzerine kurulan metodolojisi irdelenmiştir. Bu kısımda ilk olarak klasik kontrolde kullanılan PID (ZN) ayarları Ultrastick25e modeli için incelenmiş ve önerdiğimiz zeki yaklaşımlar ve özgün hibrit kontrol yöntemlerinin metodolojisi anlatılmıştır. Tezin sonraki aşamalarında kontrol yaklaşımlarından elde edilen performansın iyileştirilmesi için GA ve kök yer eğrisi tasarımı araştırılmış ve Cessna182 modeli için analiz edilmiştir. Klasik kontrol yaklaşımlarının sistem için bazı bilgi eksikleri olması nedeniyle sistemin tüm durum uzayı modeli geri beslemeli kontrolü için LQR, KF ve LQG metodolojisi Cessna-182 modeli için anlatılmıştır.

Beşinci bölümde önceki bölümde anlatılan kontrol metodolojilerine ait benzetim sonuçları farklı sinyal ve bozucu şartlarında da değerlendirilmiş ve sonuçlar irdelenmiştir. Ayrıca deneysel verilerin karşılaştırılması amacıyla hazırlanan Cessna-182 İHA modeli ile birkaç sefer uçuş testleri yapılmıştır. Uçuş testlerinden otomatik olarak Ardupilot PID parametreleri deneysel olarak ayarlanmış ve daha sonra stabilize modda uçurulduğu duruma ait harita ve grafikler sunulmuştur. Uçuş sırasında yaşanan olumsuz hava şartları ve sinyal kaybı nedeniyle zaman zaman düşme olması nedeniyle deneysel olarak diğer testler sonuçlanmamıştır. Simülasyon sonuçlarında verilen kontrol organları için en iyi kontrol metodu belirlenmiş ve sonraki çalışmalar için katkı sağlayacağı umulmaktadır.

Tez çalışmasının planlanan çalışma programı sırasında özellikle kontrol sistemi için elde edilmesi gereken İHA aerodinamik parametreleri gibi birçok konuda ve deneysel hazırlıklarda problemlerle karşılaşmış ve karşılaşılan problemler aşağıdaki gibi özetlenmiştir.

1. Aerodinamik analiz için gereken tüm boyutsuz katsayıların elde edilememesi, rüzgâr tüneli testlerinin yapılacağı uygun ve yeterli bir alanın olmaması nedeniyle dinamik denklemlerin elde edilmesi ve durum uzayı modellerinin oluşturulması uzun süreç almıştır. Kontrol sistem tasarımlarının hazırlığı amacıyla bu süreçte Ultrastick25e modeli ile çalışmalar bir taraftan sürdürülmüştür. Deneysel uçuş için satın alınan Cessna-182 modeli için ise Solidworks modeli oluşturulmuş hatta 3D

tarayıcılar ile tarama görüntüleri elde edilerek Geomagic Design programında yüzeyler örülerek katı model ile Ansys Fluent akış analizi yapılmıştır. Fluent ile durum uzayında gereken tüm katsayılar elde edilmediğinden analitik yöntemler, grafik okumaları ve Cessna 182 gerçek uçak modeline ait verilerden kontrol edilerek alınmıştır. Uçağın kendi boyutsal parametrelerine göre Nelson'un [51] uçuş kontrol ve Gudmunsson'un [59] hava aracı tasarım kitabından hesaplamalar yapılmıştır.

2. Karşılaşılan bir başka durum deneysel olarak test için gereken İHA malzemelerinin, otopilot, telemetri, GPS, kumanda gibi ürünlerin temini ve ekonomik olarak proje desteğine ihtiyaç duyulması olarak ortaya çıkmıştır. Üniversitemiz BAP biriminin proje desteği ile test amacıyla ürünler temin edilmiştir.
3. Kontrol organlarının incelenmesi sırasında ANFIS kontrolör için bir veri setine ihtiyaç duyulmuştur. Gerçek zamanlı uçuş verileri alınamadığı için PID ile elde edilen kapalı döngü sistem cevabına ait giriş ve çıkış verileri kullanılmış ve eğitilmiştir.
4. İHA telemetri sisteminin oluşturulması amacıyla yurtdışından satın alınan 3DR radyo telemetri modülü arızalı ve eşleşmediği için RFD900x telemetri temin edilmiştir. Bu telemetri yerleştirildiğinde sisteme fazlaca manyetik girişim etkisi oluşturmuş ve servomotorları gürültü nedeniyle sürekli titreşime maruz bırakmıştır. Bu nedenle Faraday kafesli kumaş ile servomotora giden manyetik girişim etkileri azaltılmaya çalışılmıştır.
5. Telemetrinin gücü fazla çekmesi ve servomotorların da kontrol yüzeylerine gerek duyulan 5.3 V'luk gerilim desteği doğrudan otopilot üzerinden alındığında otopilot zarar görme tehlikesi oluşmuştur. Bu nedenle çözüm olarak ana bataryadan gelen gerilimi 5.3 V gerilime düşürecek ayrı iki gerilim düzenleyici devre ile otopilot sadece kontrol için kullanılmış ve telemetri ile servolara giden güç kesintiye uğramamıştır.
6. Deneysel çalışmalar için İHA uçuş izni gerekliliği, güvenli ve sinyal kesicilerin bulunmadığı bir uçuş bölgesine ihtiyaç duyulduğu için testlerin çok fazla sayıda gerçekleştirilmesi zorlaşmıştır. Yaşanan sinyal kesintileri İHA'nın kontrolünü zorlaştırmıştır.

6.2. Sonuç ve Öneriler

Bu tez çalışmasında, sabit kanatlı mini İHA sistemlerinin kontrol sistem tasarımları üzerine araştırmalar yapılmıştır. İHA sisteminin konum ve yönlendirilmesi için gereken yatma, yunuslama ve sapma açıları ile motor hızı kontrolü durumlarına ait simülasyon sonuçları klasik ve modern kontrol yaklaşımları için incelenmiştir. Tez çalışmasının başında klasik PID (ZN) kontrol tekniklerinin yetersiz performansa sahip olduğu görüldüğü için Matlab PID ayarları da incelenmiştir. Ancak memnun edici sonuca ulaşamadığı için öncelikle kolay uygulanabilen bulanık mantık kontrol (FLC) yapısı İHA için önerilmiş her bir durum değişkeni için kontrol sonuçları irdelenmiştir. Bulanık mantık kontrol yapısında üyelik fonksiyonlarının aralığı ve tipinin de seçiminin uygun aralıkları bulunsa da özellikle farklı sinyal girişine karşı aynı performansı göstermediği ve çoğunlukla kalıcı durum hatasının da iyi olmadığı sonuçlardan anlaşılmıştır.

Buradan elde edilen sonuçların da iyileştirilmesi amacıyla, ANFIS adaptif öğrenen kontrolcü yapısı incelenmiştir. ANFIS için gereken eğitim verileri klasik PID ayarlarına ait giriş çıkış verilerinden alınmış ve farklı üyelik fonksiyonu sayıları ve tipleri için denenmiştir. Genel olarak, sonuçlarda bir miktar iyileşme olmasına rağmen sürekli rejim hatası, aşma ve yerleşme süresi bakımından yeterli görülmemiştir. Bu kontrolcü yapılarının istenen düzeye getirilmesi amacıyla hibrit PD-Fuzzy-PI ve ANFIS+PID kontrol sistemleri önerilmiştir. Burada amaç, tek başına yetersiz olan FLC ve ANFIS'in PID parametrelerindeki integral ve türev etkileriyle sistem cevabını hızlandırmak ve aynı zamanda hatayı azaltmak olarak düşünülmüştür. Beklendiği üzere özellikle PD-Fuzzy-PI metodu ile en hızlı yükselme zamanları, minimum sürekli rejim hatası ve küçük yerleşme süreleri elde edilmiştir. Bu nedenle tüm İHA dinamikleri için seçilebilen kolayca oluşturulabilecek bir model çıkarılmıştır.

Ayrıca deneysel çalışmalarda kullanılan Ardupilot uçuş yazılımı için gerçekte önerilen hibrit yaklaşımların olmaması ve Ardupilot kontrolcü mimarilerinin PID'ye göre ayarlanması sebebiyle PID parametrelerinin en uygun ayarı üzerine düşünülmüştür. Burada genetik algoritmaların optimizasyonda vereceği iyi sonuçlar düşünülerek kodlar farklı performans kriterlerine göre ve özellikle LQR performans kriteri ile alınmıştır. LQR kriterinde kontrolcüye az yük düşmesi veya hatanın daha az olması için Q ve R parametreleri uyumlu seçilmiştir. Ek olarak, kök yer eğrisi tasarımı ile Matlab

programının kontrol sistem tasarım ara yüzü kullanılarak burada kazanç ve faz paylarının incelendiği şekliyle PID tasarımı yapılmıştır. Sonuçlara göre GA optimizasyonu ile klasik Ziegler-Nichols ayarlarına göre çok daha iyi sonuçlar alınmıştır ve test için bu veriler denenmek istenmiştir. Önerdiğimiz hibrit kontrol sistemi yaklaşımlarının GA karşısındaki performansı dikkate alındığında PD-Fuzzy-PI yöntemi sürekli rejim hatası ve hızlı yerleşme bakımından daha başarılı görülmüştür.

Son olarak, İHA sisteminin klasik transfer fonksiyonu elde edilmesi yaklaşımının sistem hakkında tüm bilgileri içermediği düşünüldüğünde, durum geri beslemeli kontrol teknikleri incelenmiştir. Bu amaçla LQR ile durum geri besleme kontrolü hem uzunlamasına hareket modeli hem de yanal hareket için oluşturulmuştur. Q ve R parametrelerinin iyi seçilmesi ile kontrolcü ve hatanın değişimi arasındaki oran gözetilerek geri besleme kazançları incelenmiştir. LQR kontrolcü gürültüsüz durumda gayet iyi sonuçlar vermiştir. Ancak gürültü ve bozucu girdisi altında cevabın çok kötüleşmesi filtreleme gereksinimini ortaya koymaktadır. Navigasyon ve elektriksel birçok sistemde iyi bir durum gözleyici olması sebebiyle KF yapısı kullanılarak LQR ve KF entegrasyonu ile LQG kontrolör sonuçları irdelenmiştir. LQG kontrolör LQR'dan farklı olarak KF'ye sahip olduğundan dolayı gürültüyü daha hızlı bir şekilde gözlemlemekte ve tüm sensör ölçümlerine gerek olmadan gözlenebilir bir durum değişkeni üzerinden diğer durumları takip edebilmektedir. İHA sisteminin hava şartlarında belirsiz olan türbülans gibi bozucu etkiler ve sensör gürültüsü düşünüldüğünde LQG kontrolün seçimi uygun görülmüştür.

Tez çalışmasında hem incelenen kontrolcü yapılarının etkinliği bakımından, hem literatürde mini Cessna-182 modeli için bu tarz bir çalışma olmaması nedeniyle katkı sağlayacağı ve önerilen hibrit yaklaşımların İHA sistemleri ve farklı dinamik sistemlere özellikle PD-Fuzzy-PI tekniği uygulanarak katkı sağlayacağı umulmaktadır.

Bu çalışmadan elde edilen kazanımlar neticesinde bazı çalışma önerilerinin de sunulması mümkündür.

- Ardupilot kontrolör yazılımında hibrit bir PD-Fuzzy-PI yaklaşımı mevcut değildir. Önerilen hibrit yaklaşımın C++, Python gibi dillerde farklı uçuş kontrolör donanımlarına eklenebilmesi iyi bir yazılım bilgisi gerektirse de etkili olabileceği ve kontrolcünün basit yapısı sebebiyle tercih edilebilir.

- Burada yapılan çalışma doğrusallaştırılmış durum uzayı ve sürekli zamanlı sistem modeli düşünülerek sürdürülmüştür. Çalışmalarda gerçek zamanlı uygulama için ayırık zamanlı modele ihtiyaç duyulacağından dolayı kazanç parametreleri buna göre düzenlenebilir ve kontrol kartına aktarılabilir.
- İHA açıları ve yörünge kontrolünün başarılı bir şekilde gerçekleştirilmesi durumunda İHA'lar tarımsal uygulamalarda, görüntü işlemede kullanılma olanağına sahip olacaktır. Bu nedenle optimum yörünge planlaması çalışmaları yapılmasına imkân sağlayacağı düşünülmektedir.



KAYNAKLAR

1. Marinello, F., Pezzuolo, A., Chiumenti, A., Sartori, L., 2016. Technical analysis of unmanned aerial vehicles (drones) for agricultural applications, **Engineering For Rural Development**, 870-875.
2. Hong, S. K., 2003. Fuzzy logic based closed-loop strapdown attitude system for unmanned aerial vehicle (UAV), **Sensors and Actuators A: Physical**, **107** (2), 109-118.
3. Jones, R., Dyer, D., Thomasson, P., 2001. Short-range, unmanned air vehicle system development at Cranfield, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **73** (5), 480-490.
4. Herwitz, S. R., Johnson, L. F., Dunagan, S. E., Higgins, R. G., et al., 2004. Imaging from an unmanned aerial vehicle: agricultural surveillance and decision support, **Computers and Electronics in Agriculture**, **44** (1), 49-61.
5. Abdulrahim, M., Lind, R., 2005. Control and Simulation of a Multi-Role Morphing Micro Air Vehicle,
6. Atkinson, M., Ferguson, F., 2006. A Computational Fluid Dynamics Investigation of the 1303 UCAV Configuration with Deployable Rao Vortex Flaps,
7. Casas, I., Malik, A., Delmelle, E. M., Karwan, M. H., et al., 2006. An Automated Network Generation Procedure for Routing of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in a GIS Environment, **Networks and Spatial Economics**, **7** (2), 153-176.
8. Grabowski, T. G., Frydrychewicz, A., Goraj, Z., Suchodolski, S., 2006. MALE UAV design of an increased reliability level, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **78** (3), 226-235.
9. Wagner, T., Valasek, J., Digital Autoland Control Laws Using Direct Digital Design and Quantitative Feedback Theory, in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, 2006.
10. Jung, D., Ratti, J., Tsiotras, P., 2008. Real-time Implementation and Validation of a New Hierarchical Path Planning Scheme of UAVs via Hardware-in-the-Loop Simulation, **Journal of Intelligent and Robotic Systems**, **54** (1-3), 163-181.
11. Babaei, A. R., Mortazavi, M., Moradi, M. H., 2011. Classical and fuzzy-genetic autopilot design for unmanned aerial vehicles, **Applied Soft Computing**, **11** (1), 365-372.
12. Doitsidis, L., Valavanis, K. P., Tsourveloudis, N., Kontitsis, M., A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control, in *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004*, 2004, pp. 4041-4046
13. Andrievsky, B., Fradkov, A., Combined adaptive autopilot for an UAV flight control, in *Proceedings of the International Conference on Control Applications*, 2002, pp. 290-291 vol.1.
14. Schumacher, C. J., Rajeeva, K., Adaptive control of UAVs in close-coupled formation flight, in *Proceedings of the 2000 American Control Conference. ACC (IEEE Cat. No.00CH36334)*, 2000, pp. 849-853 vol.2.
15. Li, Y., Sundararajan, N., Saratchandran, P., 2001. Neuro-controller design for nonlinear fighter aircraft maneuver using fully tuned RBF networks, **Automatica**, **37** 1293-1301.
16. Cordon, O., Gomide, F., Herrera, F., Hoffmann, F., et al., 2004. Ten years of genetic fuzzy systems: current framework and new trends, **Fuzzy Sets and Systems**, **141** (1), 5-31.

17. Kurnaz, S., Cetin, O., Kaynak, O., 2010. Adaptive neuro-fuzzy inference system based autonomous flight control of unmanned air vehicles, **Expert Systems with Applications**, **37** (2), 1229-1234.
18. Psirofonia, P., Samaritakis, V., Eliopoulos, P., Potamitis, I., 2017. Use of Unmanned Aerial Vehicles for Agricultural Applications with Emphasis on Crop Protection: Three Novel Case - studies, **International Journal of Agricultural Science and Technology**, **5** (1), 30-39.
19. Attar, M., Wahnnon, E., Chaimovitz, D., 2003. Advanced Flight Control Technologies for UAVs,
20. Öner, K., Cetinsoy, E., Sirimoglu, E., Hançer, C., et al., 2012. Mathematical modeling and vertical flight control of a tilt-wing UAV, **Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences**, **20**
21. Zhang, C., Kovacs, J. M., 2012. The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: a review, **Precision Agriculture**, **13** (6), 693-712.
22. Swain, K. C., Jayasuriya, H. P., Salokhe, V. M., 2007. Suitability of low-altitude remote sensing images for estimating nitrogen treatment variations in rice cropping for precision agriculture adoption, **Journal of Applied Remote Sensing**, **1** (1), 013547-013547-11.
23. Hunt, E. R., Cavigelli, M., Daughtry, C. S., McMurtrey, J. E., et al., 2005. Evaluation of digital photography from model aircraft for remote sensing of crop biomass and nitrogen status, **Precision Agriculture**, **6** (4), 359-378.
24. Yang, C., Bradford, J. M., Wiegand, C., 2001. Airborne multispectral imagery for mapping variable growing conditions and yields of cotton, grain sorghum, and corn, **Transactions-American Society of Agricultural Engineers**, **44** (6), 1983-1996.
25. Godwin, R., Richards, T. E., Wood, G. A., Welsh, J. P., et al., 2003. An Economic Analysis of the Potential for Precision Farming in UK Cereal Production, **Biosystems Engineering**, **84** 533-545.
26. Seelan, S., Laguette, S., Casady, G. M., Seielstad, G. A., 2003. Remote sensing applications for precision agriculture: A learning community approach, **Remote Sensing of Environment**, **88** 157-169.
27. Lelong, C. C., Burger, P., Jubelin, G., Roux, B., et al., 2008. Assessment of Unmanned Aerial Vehicles Imagery for Quantitative Monitoring of Wheat Crop in Small Plots, **Sensors (Basel)**, **8** (5), 3557-3585.
28. Primicerio, J., Di Gennaro, S. F., Fiorillo, E., Genesio, L., et al., 2012. A flexible unmanned aerial vehicle for precision agriculture, **Precision Agriculture**, **13** (4), 517-523.
29. Lan, Y., Thomson, S. J., Huang, Y., Hoffmann, W. C., et al., 2010. Current status and future directions of precision aerial application for site-specific crop management in the USA, **Computers and Electronics in Agriculture**, **74** (1), 34-38.
30. Zhu, H., Lan, Y., Wu, W., Hoffmann, W. C., et al., 2010. Development of a PWM precision spraying controller for unmanned aerial vehicles, **Journal of Bionic Engineering**, **7** (3), 276-283.
31. Nebiker, S., Annen, A., Scherrer, M., Oesch, D., 2008. A light-weight multispectral sensor for micro UAV—Opportunities for very high resolution airborne remote sensing, **The international archives of the photogrammetry, remote sensing and spatial information sciences**, **37** (Vi), 1193-1200.
32. Rasmussen, J., Nielsen, J., Garcia-Ruiz, F., Christensen, S., et al., 2013. Potential uses of small unmanned aircraft systems (UAS) in weed research, **Weed Research**, **53** (4), 242-248.

33. Watts, A. C., Ambrosia, V. G., Hinkley, E. A., 2012. Unmanned Aircraft Systems in Remote Sensing and Scientific Research: Classification and Considerations of Use, **Remote Sensing**, **4** (6), 1671-1692.
34. Colomina, I., Molina, P., 2014. Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review, **ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing**, **92** 79-97.
35. Samad, A. M., Kamarulzaman, N., Hamdani, M. A., Mastor, T. A., et al., The potential of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) for civilian and mapping application, in *2013 IEEE 3rd International Conference on System Engineering and Technology*, 2013, pp. 313-318.
36. Mueller, T. J., DeLaurier, J. D., 2003. AERODYNAMICS OF SMALL VEHICLES, **Annual Review of Fluid Mechanics**, **35** (1), 89-111.
37. Petricca, L., Ohlckers, P., Grinde, C., 2011. Micro- and Nano-Air Vehicles: State of the Art, **International Journal of Aerospace Engineering**, **2011**
38. Gao, J. z., Duan, Z., Dynamic modeling and controlling for autonomous takeoff of Unmanned Aerial Vehicle, in *Proceedings of 2013 2nd International Conference on Measurement, Information and Control*, 2013, pp. 715-719.
39. Hajiyeve, C., Vural, S. Y., 2013. LQR Controller with Kalman Estimator Applied to UAV Longitudinal Dynamics, **Positioning**, **04** (01), 36-41.
40. Meola, D., Iannelli, L., Glielmo, L., 2013. Flight control system for small-size unmanned aerial vehicles: Design and software-in-the-loop validation, **21st Mediterranean Conference on Control and Automation**, 357-362.
41. De Filippis, L., Thrassos Panidis, P., Guglieri, G., B. Quagliotti, F., 2014. A novel approach for trajectory tracking of UAVs, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **86** (3), 198-206.
42. Laiacker, M., Kondak, K., Schwarzbach, M., Muskardin, T., 2013. Vision aided automatic landing system for fixed wing UAV, **2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems**, 2971-2976.
43. Mohammad Fiuzy, J. H., Seyed Kamaledin Mousavi Mashhadi, 2013. Designing an Optimal PID controller for control the plan's height, based on control of autopilot by using evolutionary algorithms, **Journal of mathematics and computer Science**, **6** 260-271.
44. Suomalainen, J., Anders, N., Iqbal, S., Roerink, G., et al., 2014. A Lightweight Hyperspectral Mapping System and Photogrammetric Processing Chain for Unmanned Aerial Vehicles, **Remote Sensing**, **6** (11), 11013-11030.
45. Yong Zeng, R. Z., Teng Joon Lim. (2016, May) Wireless communications with unmanned aerial vehicles opportunities and challenges. *IEEE Communications Magazine*.
46. Oktay, T., Konar, M., Onay, M., Aydin, M., et al., 2016. Simultaneous small UAV and autopilot system design, **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **88** (6), 818-834.
47. Vogeltanz, T., 2015. A Survey of Free Software for the Design, Analysis, Modelling, and Simulation of an Unmanned Aerial Vehicle, **Archives of Computational Methods in Engineering**, **23** (3), 449-514.
48. Stevens, B., Lewis, F., Johnson, E., Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems, Third Edition, 2015
49. Espasandin, O. G., Leo, T. J., Arevalo, E. N., 2014. Fuel cells: a real option for Unmanned Aerial Vehicles propulsion, **ScientificWorldJournal**, **2014** 497642.

50. Smith, J. H. B., 2006. Aerodynamics of wings and bodies, **Journal of Fluid Mechanics**, **27** (2), 413-414.
51. Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, Mc. Graw Hill, Singapore, 1998
52. Mamdani, E. H., S. Assilian, , 1975. An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller, **International Journal of Man-Machine Studies**, **7** (1), 1-13.
53. Zadeh, L. A., 1973. Outline of a new approach to the analysis of complex systems and decision processes, **IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics**, **3** (1), 28-44.
54. Solatian P, A. S. Y., Shabaninia F., . Simulation Study of Flow Control Based On PID ANFIS Controller for Non-Linear Process Plants, **2012**, **2** (5), 104-110.
55. Medina R.A.L, P. A. F. B., Melgarejo R. M.A., Dominguez S.V, , 2017. Tuning up Fuzzy Inference Systems by using optimization algorithms for the classification of solar flares, **Tecciencia**, **12** (23), 35-46.
56. Prasad M., L. D.-L., Lin C-T, Prakash S, Singh J., Joshi S., , 2015. Designing Mamdani-Type Fuzzy Reasoning for Visualizing Prediction Problems Based on Collaborative Fuzzy Clustering, **IAENG International Journal of Computer Science**, **42** (4),
57. Duriez T., B. S. L., Noack B.R., , Fluid Mechanics and Its Applications-Machine Learning Control–Taming Nonlinear Dynamics and Turbulence, Springer International Publishing AG Switzerland, 2017
58. Brunton S. L., K. J. N., Data-Driven Science and Engineering, Cambridge University Press, Cambridge University, 2019
59. Gudmundsson, S., General Aviation Aircraft Design_ Applied Methods and Procedures, Butterworth-Heinemann, United States of America

EKLER

EK-A1. Uzunlamasına Hareket Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar [51]

	X kuvvet katsayıları	Z kuvvet katsayıları	Yunuslama (pitch) momenti katsayıları
u	$C_{x_u} = -[C_{D_u} + 2.C_{D_0}] + C_{T_u}$	$C_{x_\alpha} = C_{L_0} - 2 \cdot \frac{C_{L_0}}{\pi \cdot e} \frac{C_{L_\alpha}}{AR}$	$C_{m_u} = \frac{\partial C_m}{\partial M} M_0$
α	$C_{x_\alpha} = C_{L_0} - 2 \cdot \frac{C_{L_0}}{\pi \cdot e} \frac{C_{L_\alpha}}{AR}$	$C_{z_\alpha} = -(C_{L_\alpha} + C_{D_0})$	$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left(\frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) + C_{m_{\alpha_{fus}}} - \eta \cdot V_H \cdot 2 \cdot C_{L_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$
$\dot{\alpha}$	0	$C_{z_{\dot{\alpha}}} = -2 \cdot \eta \cdot C_{L_{\alpha_t}} \cdot V_H \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2 \cdot \eta \cdot V_H \cdot C_{L_{\alpha_t}} \cdot \frac{l_t}{c} \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$
q	0	$C_{z_q} = -2 \cdot \eta \cdot C_{L_{\alpha_t}} \cdot V_H$	$C_{m_q} = -2 \cdot \eta \cdot V_H \cdot C_{L_{\alpha_t}} \cdot \frac{l_t}{c}$
α_e	0	$C_{z_{\delta_e}} = -C_{L_{\delta_e}} = -\frac{S_t}{S} \cdot \eta \cdot \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$	$C_{m_{\delta_e}} = -\eta \cdot V_H \cdot \frac{dC_{L_t}}{d\delta_e}$

AR: Aspect ratio (kanat açıklık oranı), **V_H:** Yatay kuyruk hacim oranı, **M:** Mach sayısı, **S:**Kanat alanı, **S_t:**Yatay kuyruk alanı

e: Oswald açıklık(span) etki faktörü; **l_t:** Ağırlık merkezi kuyruk çeyrek kord arası mesafe

$\bar{c}$: ortalama aerodinamik kord (mean aerodynamic chord); $C_{L_{\alpha_w}}$: Kanat taşıma eğrisi eğimi

$C_{L_{\alpha_t}}$:Kuyruk taşıma eğrisinin eğimi, C_{L_α} :Hava aracının taşıma eğrisi eğimi, C_{D_0} :Referans sürüklenme katsayısı

η : Etkinlik katsayısı, $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$: Hücum açısının değişimine göre akımın aşağı sapma değişimi

EK-A2. Yanal Hareket Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar [51]

$$\begin{array}{lll}
 \beta & C_{y_\beta} = -\eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \cdot C_{L_{\alpha_v}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) & C_{n_\beta} = C_{n_{\beta_{wf}}} + \eta_v \cdot V_v \cdot C_{L_{\alpha_v}} \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) \quad C_{l_\beta} = \left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) \Gamma + \Delta C_{l_\beta} \\
 p & C_{y_p} = C_L \frac{AR + \cos \Lambda}{AR + 4 \cos \Lambda} \cdot \tan \Lambda & C_{n_p} = -C_L / 8 \quad C_{l_p} = -\frac{C_{L_\alpha}}{12} \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda} \\
 r & C_{y_r} = -2 \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right) (C_{y_\beta})_{tail} & C_{y_r} = -2 \cdot \eta_v \cdot V_v \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right) C_{L_{\alpha_v}} \quad C_{l_r} = \frac{C_L}{4} - 2 \cdot \left(\frac{l_v}{b} \right) \left(\frac{z_v}{b} \right) (C_{y_\beta})_{tail} \\
 \delta_a & 0 & C_{n_{\delta_a}} = 2 \cdot K \cdot C_{L_0} \cdot C_{L_{\delta_a}} \quad C_{l_{\delta_a}} = \frac{2 \cdot C_{L_\alpha} \tau}{S \cdot b} \cdot \int_{y1}^{y2} c \cdot y \cdot dy \\
 \delta_r & C_{n_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S} \tau \cdot C_{L_{\alpha_v}} & C_{n_{\delta_r}} = -V_v \cdot \eta_v \cdot \tau \cdot C_{L_{\alpha_v}} \quad C_{l_{\delta_r}} = \frac{S_v}{S} \left(\frac{z_v}{b} \right) \tau \cdot C_{L_{\alpha_w}}
 \end{array}$$

AR: Aspect ratio (kanat açıklık oranı), **V_v:** Düşey kuyruk hacim oranı, **M:** Mach sayısı, **S:**Kanat alanı, **S_v:** Düşey kuyruk alanı

l_v: Ağırlık merkezi düşey kuyruk aerodinamik merkezi arası mesafe, **z_v:** kuyruk basınç merkezi ile gövde merkezi arası mesafe

$\bar{C}$: ortalama aerodinamik kort; $C_{L_{\alpha_w}}$: Kanat taşıma eğrisi eğimi, Λ :Kanat süpürme (sweep) açısı

$C_{L_{\alpha_t}}$:Kuyruk taşıma eğrisinin eğimi, C_{L_α} :Hava aracının taşıma eğrisi eğimi, C_{L_0} :Referans taşıma katsayısı,

Γ :Kanat dihedral açısı, K : Deneysel faktör, λ : Kanat daralma oranı (kanat uç kort / kanat kök kort)

η_v : Düşey kuyruk etkinlik katsayısı, $\frac{d\sigma}{d\beta}$: Yanal kayma açısının değişimine göre yanal sapma açısı değişimi

EK-A3. Uzunlamasına Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar [51]

$$\begin{aligned}
x_u &= \frac{-(C_{\delta_u} + 2.C_{\delta_0}).Q.S}{m.u_0} & x_w &= \frac{-(C_{\delta_\alpha} - C_{L_0}).Q.S}{m.u_0} & z_u &= \frac{-(C_{L_u} + 2.C_{L_0}).Q.S}{m.u_0} \\
z_w &= \frac{-(C_{L_\alpha} + C_{D_0}).Q.S}{m.u_0} & M_u &= C_{mu} \cdot \frac{Q.S.\bar{c}}{u_0.I_y} & M_w &= C_{m\alpha} \cdot \frac{Q.S.\bar{c}}{u_0.I_y} \\
M_q &= C_{mq} \cdot \frac{Q.S.\bar{c}}{I_y} \cdot \frac{\bar{c}}{2.u_0} & M_{\dot{w}} &= C_{m\dot{\alpha}} \cdot \frac{Q.S.\bar{c}}{u_0.I_y} \cdot \frac{\bar{c}}{2.u_0} & Z_{\delta_e} &= C_{z_{\delta_e}} \cdot \frac{Q.S}{m} \\
M_\alpha &= u_0.M_w & M_{\dot{\alpha}} &= u_0.M_{\dot{w}} & M_{\delta_e} &= C_{m_{\delta_e}} \cdot \frac{Q.S.\bar{c}}{u_0.I_y} \\
M_{\delta_T} &= X_{\delta_T}.Z_T & X_{\delta_T} &= \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \cdot \frac{1}{m} & Z_{\delta_T} &= 0 \\
T &= 4,3924.10^{-8}.rpm. \frac{d_i^{3,5}}{\sqrt{pitch}} (4,223.10^{-4}.rpm.pitch - V_0) \\
\frac{\partial T}{\partial \delta_T} &= 4,3924.10^{-8}.rpm. \frac{d_i^{3,5}}{\sqrt{pitch}} (4,223.10^{-8}.rpm.\delta_T.pitch) + 1,86.10^{-11}.rpm^2.\delta_T.d_i^{3,5}.\sqrt{pitch}
\end{aligned}$$

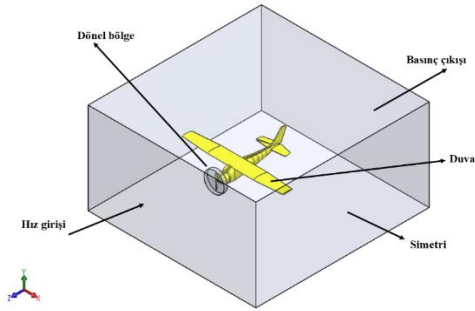
EK-A4. Yanal Hareket Kararlılık Türevlerinin Tahmini İçin Katsayılar [51]

$$\begin{aligned}
Y_v &= \frac{Q.S.C_{y_v}}{m} & Y_p &= \frac{Q.S.C_{y_p}}{2.m.u_0} & Y_r &= \frac{Q.S.C_{y_r}}{2.m.u_0} & L_{\delta_a} &= \frac{b.Q.S.C_{l_{\delta_a}}}{I_x} & Y_{\delta_a} &= \frac{Q.S.C_{\delta_a}}{m} \\
N_v &= \frac{Q.S.b.C_{n_v}}{I_z} & N_p &= \frac{Q.S.b^2.C_{n_p}}{2.I_x.u_0} & N_r &= \frac{Q.S.b^2.C_{n_r}}{2.I_x.u_0} & L_{\delta_r} &= \frac{b.Q.S.C_{l_{\delta_r}}}{I_x} & Y_{\delta_r} &= \frac{Q.S.C_{n_{\delta_r}}}{m} \\
L_v &= \frac{Q.S.b.C_{l_v}}{I_x} & L_p &= \frac{Q.S.b^2.C_{l_p}}{2.I_x.u_0} & L_r &= \frac{Q.S.b^2.C_{l_r}}{2.I_x.u_0} & N_{\delta_a} &= \frac{b.Q.S.C_{n_{\delta_a}}}{I_z} & N_{\delta_r} &= \frac{b.Q.S.C_{n_{\delta_r}}}{I_z}
\end{aligned}$$

EK-B. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizi

EK-B1. Çözüm bölgesi

Tez kapsamında incelenen Cessna182 model uçağa ait hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) program kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir. Yapılan analizler için Şekil 1 de gösterilmiş olan çözüm bölgesi oluşturulmuştur. Çözüm bölgesi, model uçaktan x-y-z eksenleri doğrultularında mesafeler belirlenerek oluşturulmuştur. -z yönü 1m olmak üzere diğer tüm eksenler 0,5 m uzaklık seçilmiştir. Çözüm bölgesi için belirlenen sınır şartı tipleri de ayrıca Şekil 1 de verilmiştir. Uçağın z yönünde hareketini modellemek için -z yönünde 16,67 m/s (60 km/h) hava hızı girişi verilmiştir. Çözüm bölgesinin çıkış bölgesini atmosferik şartları sağlamak için 0 Pa etkin basınç değeri ile sınırlandırılmıştır. Model uçağın etrafındaki 4 yüzey alanı duvar etkilerinin gidermek için simetri olarak tanımlanmıştır. Model uçağa ait duvar yüzeyleri yine duvar olarak tanımlanmıştır. Model uçağın hareketini gerçekçi bir şekilde tanımlanması için pervanesi etrafında dönel bölge adında bir bölge oluşturulmuştur. Bu bölge kayan ağ (sliding mesh) yöntemi ile 9000 rpm dönme hızı tanımlanmıştır.



Şekil B1. Çözüm bölgesi

HAD programının oluşturulan ağ yapısı üzerinde çözdüğü denklemler aşağıda verilmiştir. Türbülanslı akışın simulasyonu yapılabilmesi için Standard k-ε, standard duvar fonksiyonu modeli seçilmiştir. Bu türbülans modeline ait diferansiyel denklemler aşağıda verilmiştir.

Süreklilik denklemi:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (B1)$$

Momentum denklemi:

$$\nabla \cdot (\rho \vec{V} \vec{V}) = -\nabla P + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (B2)$$

Standart $k-\varepsilon$ türbülans modeli esas alınarak analizler gerçekleştirilmiştir. (B3) ile türbülans kinetik enerjisi “k” ve eşitlik (B4) ile kayıp “ ε ” için denklemler verilmiştir.

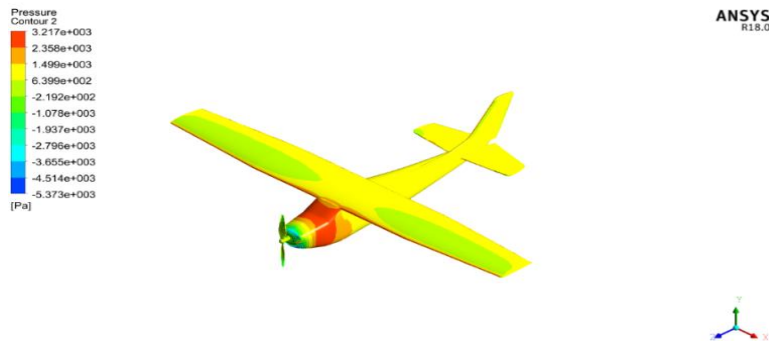
$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon \quad (B3)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (B4)$$

u_i ilgili yöndeki hız elemanı, E_{ij} deformasyon oranı, μ_t Eddy viskozitesi olmak üzere;

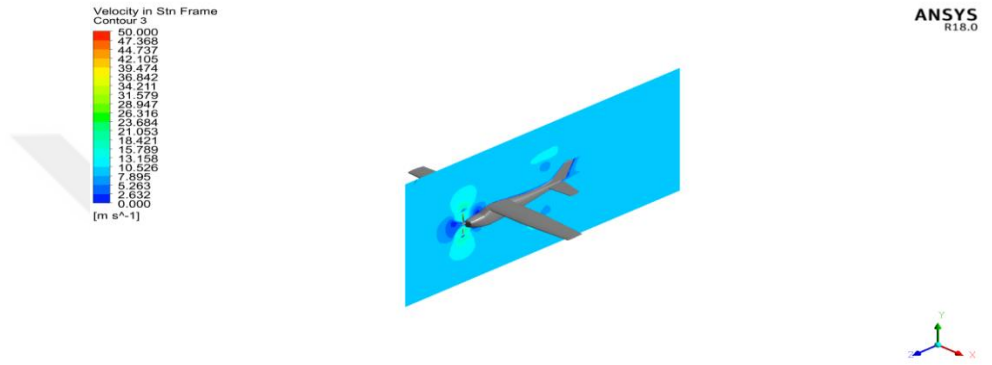
$$C_\mu = 0.09 \quad \sigma_k = 1.00 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3 \quad C_{1\varepsilon} = 1.44 \quad C_{2\varepsilon} = 1.92 \text{ sabit değerlerdir.}$$

Analizlerden elde edilen C_d , C_l ... katsayıları, uçağın kontrol sisteminde kullanılmıştır. Şekil B2’de model uçak üzerinde oluşan basınç konturu gösterilmiştir. Şekil B2’de görüldüğü gibi en yüksek basınç gradyanı uçağın kabin bölgesinde oluşmaktadır. Uçağın aerodinamik özelliğinin gayet başarılı olması, uçak üzerinde çok fazla yüksek basınç gradyanı oluşmamasından da anlaşılmaktadır. Bu durum uçağın olabildiğince az enerji harcayarak uçuşmasını sağlamaktadır.

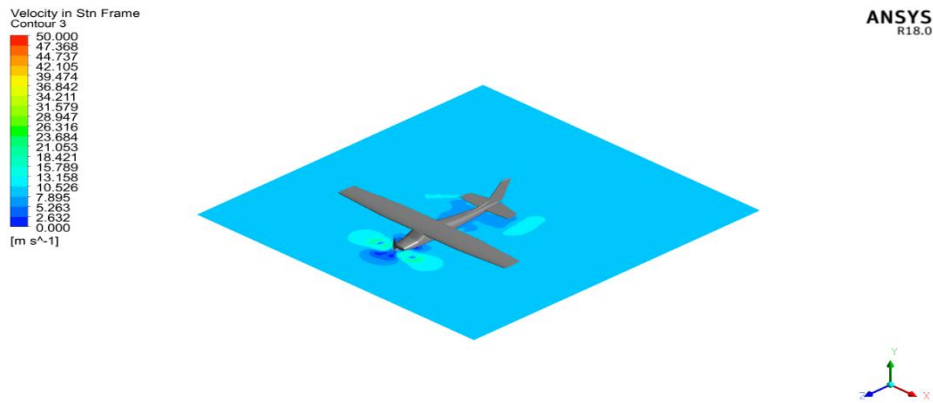


Şekil B2. Model uçak Cessna182 üzerinde oluşan basınç dağılımı

Şekil B3'te sırasıyla YZ ve XZ düzlemlerinde oluşan hız konturları verilmiştir. En yüksek hız değerinin beklenildiği gibi dönen pervane etrafında olduğu gözlemlenebilmektedir. Pervanenin oluşturduğu akış karakteri gereği uçağın uçabilmesi için gerekli itme kuvveti oluşmaktadır. Bu itme kuvveti uçağın pervanesinin ön kısmında yer alan düşük hız bölgesi ve pervanenin arkasında yer alan yüksek hız bölgesinden anlaşılabilmektedir.

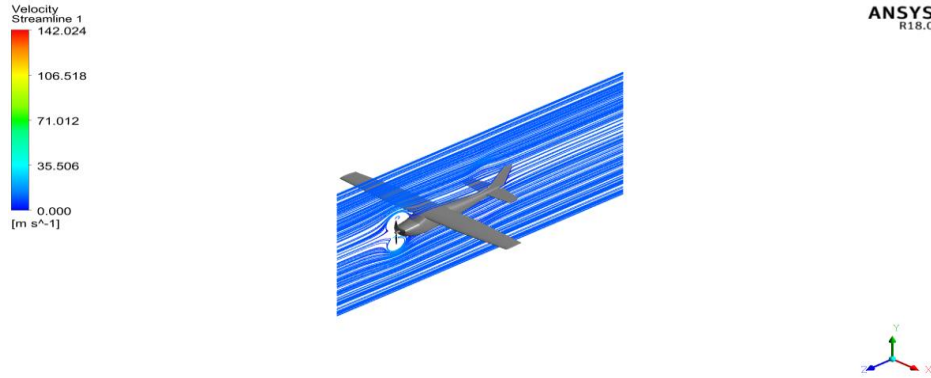


Şekil B3. YZ düzleminde model uçak Cessna182 etrafındaki hız konturları



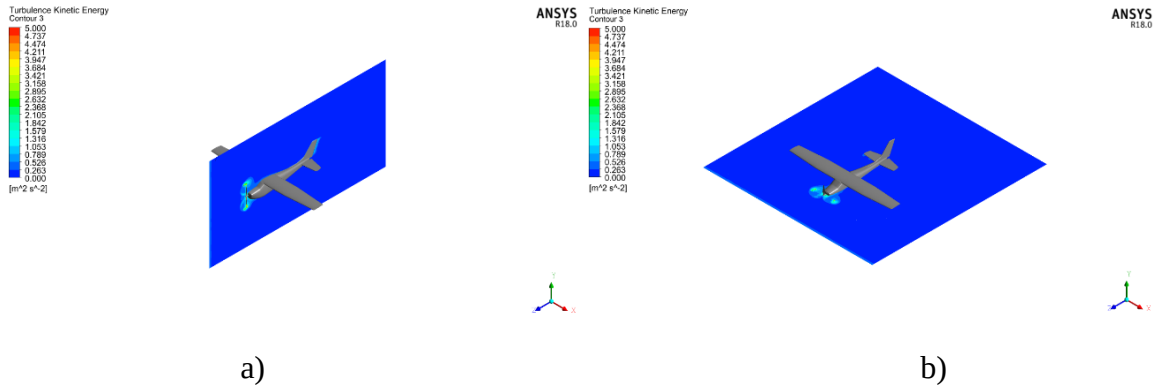
Şekil B4. XZ düzleminde model uçak Cessna182 etrafındaki hız konturları

Şekil B5'te uçak etrafında oluşan akım çizgileri YZ düzleminde gösterilerek verilmiştir. Akım çizgilerinin pervane etrafı hariç diğer bölgelerde düzgün dağılımda seyretmesi, uçağın hareketi esnasında herhangi bir aerodinamik olarak titreşime maruz kalmayacağını göstermektedir. Bundan dolayı yapılacak kontrol analizlerin referansa uygunluğu teyit edilmiştir.



Şekil B5. YZ düzleminde Cessna182 etrafında oluşan akım çizgileri

Şekil B6’da YZ ve XZ düzlemlerinde Cessna182 etrafında oluşan türbülans kinetik enerji konturları gösterilmiştir. Pervane etrafında türbülans değerinin yüksek olduğu görülmeye ek olarak kuyruktan ayrılan akışta da bir miktar türbülanslı akış gözlemlenmektedir. Pervane etrafındaki akışın türbülanslı olması gayet normal ve beklenen bir durum olmasına rağmen, kuyruktan ayrılan akışın türbülansının azaltılması konusunda yeni bir kuyruk tasarımı yapılabilir. Ancak tez kapsamında uçak aerodinamik tasarımı yer almadığı için bu sadece bir öneri olarak sunulmaktadır.



Şekil B6. a) YZ ve b) XZ düzleminde Cessna182 etrafındaki türbülans kinetik enerji dağılımı

Yapılan analizler neticesinde uçağın kontrol mekanizmasında ihtiyaç duyulan katsayılar elde edilmiştir. Bu katsayıların bir kısmı tez içerisinde Tablo 2.5’te verilmiştir.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Şaban ULUS
Uyruğu: Türkiye (T.C)
Doğum Tarihi ve Yeri:
Medeni Durum:
e-mail:
Yazışma Adresi:

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	EÜ Fen Bilimler Enstitüsü Mekatronik Müh. A.B.D.	2013
Lisans	EÜ Müh. Fak. Makine Müh.	2011
Lise	Polatlı Lisesi, Ankara	2005

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2011- Halen	Erciyes Üniversitesi Müh. Fak Mekatronik. Müh. Böl	Arş. Gör.

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

SCI, SSCI, AHCI İndekslerine Giren Dergilerde Yayımlanan Makaleler

1. Ulus Ş., Eski İ., 2021. Neural network and fuzzy logic-based hybrid attitude controller designs of a fixed-wing UAV. **Neural Computing and Applications**, Vol. 33, 8821–8843. <https://doi.org/10.1007/s00521-020-05629-5>.
2. Ulus Ş., Erkaya S., 2016. An experimental study on gear diagnosis by using acoustic emission technique. **International Journal of Acoustics and Vibration**, Vol. (21):103-111.

3. Erkaya S., Doğan S., Ulus Ş., 2015. Effects of joint clearance on the dynamics of a partly compliant mechanism: Numerical and experimental studies. **Mechanism and Machine Theory**, Vol (88): 125-140.

Diğer Dergilerde Yayımlanan Makaleler

1. Erkaya S., Ulus Ş., 2014. Investigation of fan fault problems using vibration and noise analysis. **Recent Innovations in Mechatronics (RIIM)**, Vol (1):7-19.

Uluslararası Kitap Bölümünde Yer Alan Yayınlar

1. Ulus Ş., Eski I. (2022) Genetic Algorithm Based PID Parameter Optimization for Longitudinal Dynamics of a Fixed Wing Mini UAV. In: Quaglia G., Gasparetto A., Petuya V., Carbone G. (eds) Proceedings of I4SDG Workshop 2021. I4SDG 2021. Mechanisms and Machine Science, vol 108. Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-030-87383-7_36

Hakemli Kongre/Sempozyum Bildiri Kitaplarında Yer Alan Yayınlar

1. Ulus Ş., Dişli çark kusurlarının viskoz sürtünme şartında gürültü ve titreşim analizi, pp.493-501, 19. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu (UMTS 2019), 4-6 Eylül 2019, Hatay/TÜRKİYE, Türkiye Makina Teorisi Derneği, 565/pp.
2. Ulus Ş., Eski İ., 2019. Anfis based longitudinal controller design of a fixed wing UAV, pp.310-317, 5th. International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2019), 12-16 Haziran 2019, Prag/ÇEKYA, Zenith Group, 752/pp.
3. Ulus Ş., Suveren M., 2019. Gear fault modelling by using acoustic measurements and artificial neural networks, pp.318-324, 5th. International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS 2019), 12-16 Haziran 2019, Prag/ÇEKYA, Zenith Group, 752/pp.
4. Ulus Ş., Eski İ., 2018, Lateral and longitudinal dynamics control of a fixed wing UAV by using PID controller, pp.994-1002, 4th. International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS), 2-6 Mayıs 2018, Kiev/UKRAYNA, Zenith Group, 1042/pp.
5. Ulus Ş., Eski İ., 2018, Design of fuzzy logic controller for dynamic state variables of a fixed wing UAV, 4th. International Conference on Engineering and Natural Sciences (ICENS), 2-6 Mayıs 2018, Kiev/UKRAYNA, Zenith Group, (Özet).

6. Erkaya S., Ulus Ş., Doğan S., 2016, A numerical study of joint clearance effects on a partly compliant mechanism, pp.432-437, International Conference on Advances in Mechanical Engineering ICAME 2016, 10-13 Mayıs 2016, İstanbul/TÜRKİYE, Yıldız Teknik Üniversitesi, 969/pp.
7. Ulus Ş., Suveren M., Erkaya S., 2016, A vibration based fault detection of gear systems using neural predictor, pp.426-431, International Conference on Advances in Mechanical Engineering ICAME 2016, 10-13 Mayıs 2016, İstanbul/TÜRKİYE, Yıldız Teknik Üniversitesi, 969/pp.
8. Erkaya S., Doğan S., Ulus Ş., 2015, Klasik ve esnek bağlantılı mekanizmalarda eklem boşluğu etkisinin nümerik ve deneysel incelenmesi, ss.928-937, Uluslararası Katılımlı 17. Makina Teorisi Sempozyumu (Trc-IFTToMM), İzmir/TÜRKİYE, 14-17 Haziran 2015, International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science IFTToMM & Türkiye Makina Teorisi Derneği, 14-17 Haziran 2015, 974/pp.
9. Ulus Ş., Erkaya S., 2015, Dişli çark mekanizmalarındaki hataların akustik yöntemler ve titreşim metodu ile karşılaştırmalı analizi, pp.708-716, Uluslararası Katılımlı 17. Makina Teorisi Sempozyumu (Trc-IFTToMM), İzmir/TÜRKİYE, 14-17 Haziran 2015, International Federation for the Promotion of Mechanism and Machine Science IFTToMM & Türkiye Makina Teorisi Derneği, 14-17 Haziran 2015, 974/pp.
10. Ulus Ş., Erkaya S., 2015, Fault condition monitoring on helical gears by using acoustic emission technique, pp.316-321, International Conference on Advances in Mechanical Engineering ICAME 2015, 13-15 Mayıs 2015, İstanbul/TÜRKİYE, Yıldız Teknik Üniversitesi, 1143/pp.
11. Ulus Ş., Erkaya S. Dişli çark kusurlarının viskoz sürtünme şartında gürültü ve titreşim analizi, pp.493-501, 16. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu (UMTS 2013), 1-4 Eylül 2013, Erzurum/TÜRKİYE, Türkiye Makina Teorisi Derneği, 674/pp.