

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN SİSTEM TANILANMASI VE
KONTROLCÜ TASARIMI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Lokman ATİK

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Sistem Dinamiği ve Kontrol Programı

AĞUSTOS 2019

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SYSTEM IDENTIFICATION AND CONTROLLER DESIGN FOR AN
UNMANNED AERIAL VEHICLE**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Lokman ATİK
(503111608)**

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Sistem Dinamiği ve Kontrol Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Ayhan KURAL

AĞUSTOS 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 503111608 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Lokman ATİK, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN SİSTEM TANILANMASI VE KONTROLCÜ TASARIMI” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Ayhan KURAL**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Kenan R. KUTLU**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi İlyas İSTİF
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **02 Mayıs 2019**
Savunma Tarihi : **28 Ağustos 2019**





Eşime ve çocuklarıma,



ÖNSÖZ

İnsansız hava aracı kullanımı yaygınlaşmakta, yapılan araştırmalar ve elde edilen sonuçlar bu araçların daha etkili ve verimli kullanılabilemesinin önünü açmaktadır. Bu çalışmada, öncelikle insansız hava aracı dinamiği ortaya konmuş, doğrusal ve doğrusal olmayan sistem tanılama yöntemleri ile parametrik modeller oluşturulmuş, bu modeller güçlü ve zayıf yönleri de göz önünde bulundurularak karşılaştırılmış ve doğrusal model üzerinden kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir.

Bu tezin hazırlanması süresince benden bilgi ve desteğini esirgemeyen danışman hocam Sayın Doç. Dr. Ayhan KURAL'a teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca bu uzun ve meşakkatli yolda, sevgi, sabır ve desteğiyle hep yanımda olan sevgili eşim Esma'ya, biricik oğullarım Akif, Asım Efe ve Ertuğrul Kağan'a ve çok sevdiğim saygıdeğer anne ve babama sonsuz teşekkürlerimi borç bilirim.

Ağustos 2019

Lokman ATİK
Makine Mühendisi



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xix
1. GİRİŞ	1
1.1 İHA Hakkında Genel Bilgiler	1
1.2 Türkiye'de İHA Çalışmaları	7
1.3 Literatür Araştırması	8
1.4 Tezin Amacı	10
2. İHA KİNEMATİĞİ VE DİNAMİĞİ.....	11
2.1 İHA Hareket Denklemlerinin Türetilmesi.....	12
2.1.1 İHA koordinat yapısı.....	13
2.1.1.1 F_i Atalet koordinat çerçevesi	13
2.1.1.2 F_v Araç koordinat çerçevesi	14
2.1.1.3 F_{v1} Araç-1 koordinat çerçevesi.....	14
2.1.1.4 F_{v2} Araç-2 koordinat çerçevesi.....	15
2.1.1.5 F_b Gövde Koordinat çerçevesi	15
2.1.1.6 F_s Kararlılık koordinat çerçevesi.....	16
2.1.1.7 F_w Rüzgâr koordinat çerçevesi.....	17
2.1.2 İHA'nın hız bileşenleri.....	17
2.1.3 Rüzgâr hız bileşenleri.....	20
2.2 İHA Kinematığı ve Dinamiğı	22
2.2.1 İHA durum değişkenleri.....	22
2.2.2 İHA kinematığı	22
2.2.3 İHA dinamiğı	23
2.2.3.1 Öteleme hareketi (Newton'un İkinci Kanunu).....	24
2.2.3.2 Dönme hareketi	24
2.2.3.3 İHA'nın maruz kaldığı kuvvetler ve momentler	27
2.2.3.4 Kontrol yüzeyleri	29
2.2.3.5 Boylamsal aerodinamikler	29
2.2.3.6 Yanal aerodinamikler	35
2.2.3.7 Aerodinamik katsayılar	36
2.2.3.8 İtici kuvvetler ve momentler	38
2.2.3.9 Atmosferik bozucular	40
2.2.4 İHA denklemleri, trim koşulu, model oluşturulması	41
2.2.4.1 İHA denklemleri.....	42

2.2.4.2 Trim koşulları	46
2.2.4.3 Transfer fonksiyonu modelleri	48
2.2.4.4 Durum-uzayı modelleri	50
2.2.5 Doğrusal Modeller.....	54
3. SİSTEM TANILAMA.....	57
3.1 Girdi Sinyalleri	59
3.2 Veri Toplama.....	60
3.3 DC Bileşenlerin Yok Edilmesi	60
3.4 Girdi-Çıktı Verilerinin Ölçeklendirilmesi	61
3.5 Model Yapısının Seçimi ve Karmaşıklığının Kestirimi	61
3.6 Doğrusal Sistem Tanılama Yöntemleri	61
3.6.1 Doğrusal model	61
3.6.2 AR modeli	62
3.6.3 ARX modeli	62
3.6.4 ARMAX modeli.....	63
3.6.5 BJ (Box-Jenkins) modeli.....	64
3.6.6 OE (Output-Error) modeli.....	65
3.7 Doğrusal Olmayan Sistem Tanılama Yöntemleri.....	65
3.7.1 NARX modeli	65
3.7.2 HW (Hammerstein-Wiener) modeli.....	66
3.7.3 Yapay sinir ağları	67
3.7.3.1 Yapay sinir hücresi.....	69
3.7.3.2 YSA çeşitleri	72
3.7.3.3 YSA tasarımı	72
3.8 Model Geçerliliğinin Test Edilmesi	74
4. İHA SİSTEM TANILAMA.....	77
4.1 Temel İHA Sistem Tanılama Kavramları.....	77
4.2 Ultrastick 25E Sistem Tanılama	81
4.2.1 Yanal sistem tanılama	82
4.2.1.1 Filtreleme	85
4.2.1.2 ARX modeli ile yanal sistem tanılama.....	85
4.2.1.3 ARMAX modeli ile yanal sistem tanılama	88
4.2.1.4 Yapay sinir ağları ile yanal sistem tanılama.....	89
4.2.1.5 Elde edilen modellerin karşılaştırması	93
4.2.2 Boylamsal Sistem Tanılama.....	93
4.2.2.1 ARX modeli ile boylamsal sistem tanılama.....	94
4.2.2.2 ARMAX modeli ile boylamsal sistem tanılama	95
4.2.2.3 Yapay sinir ağları ile boylamsal sistem tanılama.....	96
4.2.2.4 Elde edilen modellerin karşılaştırması	97
5. KONTROL CÜ TASARIMI	99
5.1 Kutup Atama Yöntemi ile Kontrolcü Tasarımı	99
5.1.1 Kutup atama yöntemi ile sistemin kararlı hale getirilmesi.....	100
5.1.2 Kutup atama yöntemi ile sistemin bir referans değeri takip etmesi	103
5.2 Lineer Kuadratik Regülatör Yöntemi İle Kontrolcü Tasarımı	108
5.2.1 LQR Yöntemi ile Sistemin Kararlı Hale Getirilmesi.....	111
5.2.2 LQR Yöntemiyle Sistemin Bir Referans Değeri Takip Etmesi	116
5.3 Tasarlanan Kontrolcülerin Karşılaştırması.....	120
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	123
6.1 Sonuçlar.....	123
6.2 Öneriler.....	124

KAYNAKLAR	127
ÖZGEÇMİŞ.....	131





KISALTMALAR

İHA	: İnsansız Hava Aracı
GNSS	: Küresel Yolbul Uydu Sistemi (Global Navigation Satellite System)
MEMS	: Mikro Elektromekanik Sistemler
SİHA	: Silahlı İnsansız Hava Aracı
ABD	: Amerika Birleşik Devletleri
IAI	: İsrail Havacılık ve Uzay Sanayii (Israel Aerospace Industries)
TV	: Televizyon
GPS	: Küresel Konumlandırma Sistemi (Global Positioning System)
SAR	: Sentetik Açıklıklı Radar (Synthetic Aperture Radar)
DARPA	: Savunma İleri Araştırma Projeleri Ajansı (Defence Advanced Research Projects Agency)
MAV	: Mikro Hava Aracı (Micro Aerial Vehicle)
PI	: Oransal İntegral (Proportional-Integral)
PID	: Oransal-İntegral-Türev (Proportional-Integral-Derivative)
AR-GE	: Araştırma-Geliştirme
TSK	: Türk Silahlı Kuvvetleri
MALE	: Orta İrtifa Uzun Menzil (Medium Altitude Long Endurance)
TB2	: Taktik Blok 2
MAM	: Mini Akıllı Mühimmat
UMTAS	: Uzun Menzilli Tanksavar
ARX	: Autoregressive with Exogenous
HW	: Hammerstein-Wiener
BLS	: Yığın en küçük kareler (Batch Least Squares)
EFOL	: Hata Filtreleme Çevrimiçi Öğrenim (Error Filtering Online)
NNID	: Sinir Ağı Tanılama (Neural Network Identification)
NARMAX	: Harici Doğrusal Olmayan Özbağlanımlı Hareketli Ortalama (Nonlinear Autoregressive Moving Average with Exogenous)
MIMO	: Çok Girdili-Çok Çıktılı (Multi-Input Multi-Output)
FCN	: Fuzzy Bilişsel Ağ (Fuzzy Cognitive Network)
DGP	: Bağımlı Gaussian Süreçleri (Dependent Gaussian Processes)

MPC	: Model Öngörölü Kontrol (Model Predictive Control)
SISO	: Tek- Girdi Tek Çıktı (Single Input Single Output)
MISO	: Çok-Girdili Tek-Çıktılı (Multi Input Single Output)
NARX	: Harici Doğrusal Olmayan Özbağlanımlı (Nonlinear Autoregressive with Exogenous)
IMU	: Atalet Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit)
DC	: Doğru Akım (Direkt Current) (Bu tezde sabit genlik anlamında kullanılmıştır.)
AR	: Özbağlanımlı (Autoregressive)
BJ	: Box-Jenkins
OE	: Çıktı-Hatası (Output-Error)
YSA	: Yapay sinir Ağları
FCS	: Uçuş Kontrol Sistemi (Flight Control System)
LQR	: Doğrusal Karesel Düzenleyici (Linear Quadratic Regulator)
MSE	: Ortalama Karesel Hata (Mean Squared Error)

SEMBOLLER

δt	: gaz keleşbeęi değişimi
F^i	: Atalet Koordinat Çerçevesi
i, j, k	: Birim vektörler
F^v	: Araç Koordinat Çerçevesi
F^{v1}	: Araç-1 Koordinat Çerçevesi
F^{v2}	: Araç-2 Koordinat Çerçevesi
ψ	: Sapma açısı
θ	: Yunuslama Açısı
ϕ	: Yuvarlanma açısı
F^b	: Gövde Koordinat Çerçevesi
F^s	: Kararlılık Koordinat Çerçevesi
α	: Saldırı Açısı
β	: Yana Kayma Açısı
F^w	: Rüzgâr Koordinat Çerçevesi
V_a	: İHA'ya Etkiyen Hava Hızı
V_g	: İHA'nın Yere Göre Hızı
V_w	: Rüzgâr Hızı
w_n, w_e, w_d	: Rüzgâr Hız Bileşenleri
u_w, v_w, w_w	: Gövde Koordinatında Rüzgâr Hız Bileşenleri
u, v, w	: İHA Hız Durumları
χ	: Seyir Açısı
γ	: Uçuş Yolu Açısı
χ_c	: Yengeç Açısı
γ_a	: Hava Kütlesi Referanslı Uçuş Yolu Açısı
p, q, r	: F^b 'ye göre yuvarlanma, yunuslama, sapma açısal hızları
m	: İHA kütlesi
f	: İHA'ya Etki Eden Tüm Dış Kuvvetlerin Toplamı
$w_{b/i}$	: Atalet Koordinat Çerçevesine Göre İHA'nın Açısal Hızı
h	: Açısal Momentum

$\mathbf{m}$	: İHA'ya Etki Eden Tüm Dış Momentler
$\mathbf{f}_g$	: Yerçekimi Kaynaklı Kuvvet
$\mathbf{f}_a$	: Aerodinamik Kaynaklı Kuvvet
$\mathbf{m}_a$	: Aerodinamik Kaynaklı Moment
$\mathbf{f}_p$	: İtiş Gücü Kaynaklı Kuvvet
$\mathbf{m}_p$	: İtiş Gücü Kaynaklı İtiş Gücü Kaynaklı
C_L, C_D, C_m	: Boyutsuz Aerodinamik Katsayılar
S	: İHA Kanadının Kuşbakışı İki Boyutlu Alanı
δ_e	: Kaldıraç Yer Değişimi
δ_a	: Kanatçık Yer Değişimi
δ_r	: Kuyruk Dümeni Yer Değişimi
ρ	: Hava Yoğunluğu
$C_{L_0}, C_{L_q}, C_{L_{\delta_e}}$	: Boyutsuz Aerodinamik Katsayılar
$C_{D_0}, C_{D_\alpha}, C_{D_q}$	: Boyutsuz Aerodinamik Katsayılar
$C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}$	: Boyutsuz Aerodinamik Katsayılar
C_Y, C_l, C_n	: Boyutsuz Aerodinamik Katsayılar

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : İHA kategorileri	6
Çizelge 2.1 : Uçak geometrisine ait özellikler ve kontrol yüzeyleri limitleri.....	13
Çizelge 2.2 : İHA hareket denkleminde ait durum değişkenleri	22
Çizelge 2.3 : Aerodinamik katsayılar	36
Çizelge 4.1 : İstenen trim çalışma koşulları.....	79
Çizelge 4.2 : Ultrastick 25E'ye ait test uçuşlarında kayıt altına alınan değişkenleri gösterir çizelge	82
Çizelge 4.3 : Ultrastick 25E'nin YSA ile yanal sistem tanımlama çalışması.....	91
Çizelge 4.4 : Elde edilen modellerin MSE ve NRMSE değerleri.....	93
Çizelge 4.5 : Elde edilen modellerin MSE ve NRMSE değerleri.....	98
Çizelge 5.1: Kutup atama yöntemi ile yapılan kontrolcü tasarımına yönelik çalışmalar.	108
Çizelge 5.2: LQR yöntemi ile yapılan kontrolcü tasarımına yönelik çalışmalar....	119
Çizelge 5.3: Giriş sinyallerine ait oturma zamanı değerleri.	121
Çizelge 5.4: Giriş sinyallerine ait kontrol eforu değerleri.	121
Çizelge 5.5: Çıkış sinyallerine ait oturma zamanı değerleri.....	122
Çizelge 5.6: Çıkış sinyallerine ait RMS değerleri.	122



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : (a) Perley'in hava bombacısı, (b) Eddy'nin gözetim uçurtması.....	2
Şekil 1.2 : (a) Kettering hava torpidosu (Kettering Bug), (b) Queen Bee.....	3
Şekil 1.3 : (a) Radioplane OQ [47], (b) Alman V-1 İHA'sı.....	3
Şekil 1.4 : (a) PB4Y-1 Liberators hava aracı [48], (b) AQM-34 Ryan Firebee.....	3
Şekil 1.5 : Lockheed D-21.....	4
Şekil 1.6 : (a) Firebee-1241 [43], (b) Ryan SPA 147.....	4
Şekil 1.7 : (a) Scout [51], (b) Pioneer [52], (c) Firebird.....	5
Şekil 1.8 : (a) RQ-4 Global hawk [56], (b) Helios.....	5
Şekil 1.9 : Genel İHA Sistemi.....	6
Şekil 1.10 : Bayraktar Taktik İHA.....	7
Şekil 1.11 : (a) Vestel karayel [60], (b) Anka.....	8
Şekil 2.1 : Kontrol hareketlerindeki değişimlerin yuvarlanma, yunuslama ve sapma üzerindeki etkisi.....	12
Şekil 2.2 : UltraStick 25E.....	13
Şekil 2.3 : UltraStick 25E'nin gövde eksenine göre olan ötelemeli konum ve hızlar, açıl konum ve hızlar, momentler ve bazı özel açılar.....	13
Şekil 2.4 : Atalet koordinat çerçevesi.....	14
Şekil 2.5 : Araç koordinat çerçevesi.....	14
Şekil 2.6 : Araç-1 koordinat çerçevesi.....	15
Şekil 2.7 : Araç-2 koordinat çerçevesi.....	15
Şekil 2.8 : Gövde koordinat çerçevesi.....	16
Şekil 2.9 : Kararlılık koordinat çerçevesi.....	17
Şekil 2.10 : Kararlılık koordinat çerçevesi.....	17
Şekil 2.11 : χ seyir açısı ile γ uçuş yolu açısı.....	20
Şekil 2.12 : Rüzgâr üçgeni üst görünüş, rüzgâr üçgeni yan görünüş.....	20
Şekil 2.13 : Basınç dağılımı etkisinin, kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve moment kullanılarak modellenmesi.....	28
Şekil 2.14 : Kaldıraç, kanatçık ve kuyruk dümeni pozitif sapma yönleri.....	29
Şekil 2.15 : Makul saldırı açısı ile yüksek saldırı açısı durumlarında kanat üzerindeki hava akışları.....	32
Şekil 2.16 : α 'nın bir fonksiyonu olarak kaldırma kuvveti katsayısının (sürekli çizgi), α 'nın doğrusal bir fonksiyonu (noktalı kesikli çizgi) ve düz bir plakaya ait kaldırma kuvveti katsayısının (kesikli çizgi) harmanlanmasıyla elde edilen yaklaşım fonksiyonu.....	33
Şekil 2.17 : α saldırı açısının bir fonksiyonu olarak sürüklenme katsayısına ait doğrusal ve ikinci dereceden modellerin gösterimi.....	34
Şekil 2.18 : İHA üzerindeki kuvvetleri tırmanma koordineli dönüşte belirten serbest cisim diagramları.....	45
Şekil 2.19 : Yuvarlanma dinamiğinin blok diyagramı.....	49
Şekil 3.1 : İHA sistem tanılama adımları.....	58
Şekil 3.2 : Doğrusal model blok diyagramı.....	62

Şekil 3.3 : AR modeli blok diyagramı.....	62
Şekil 3.4 : ARX modeli blok diyagramı	63
Şekil 3.5 : ARMAX modeli blok diyagramı.....	64
Şekil 3.6 : BJ modeli blok diyagramı.....	65
Şekil 3.7 : OE model blok diyagramı	65
Şekil 3.8 : NARX model yapısı	66
Şekil 3.9 : HW model yapısı.....	67
Şekil 3.10 : YSA çıktısıyla hedef değerin birbirleriyle eşleşinceye kadar YSA'nın ayarlanması	68
Şekil 3.11 : Yapay sinir hücresinin yapısı	69
Şekil 3.12 : Aktivasyon (geçiş) fonksiyonları-1; (a) hard-limit, (b) simetrik hard-limit, (c) log-sigmoid, (d) pozitif doğrusal, (e) doğrusal, (f) radyal	70
Şekil 3.13 : Aktivasyon (geçiş) fonksiyonları (devam); (a) satlin, (b) simetrik satlin, (c) tan-sigmoid, (d) üçgen.....	70
Şekil 3.14 : Tek katmanlı YSA.....	71
Şekil 3.15 : 4 adet girdisi olan tek katmanlı YSA	71
Şekil 3.16 : Çok katmanlı YSA	71
Şekil 4.1 : Bir hava aracının tipik girdi ve çıktıları	78
Şekil 4.2 : (a) Frekans-tarama girdisi, (b) Çift manevra (doublet) girdisi, (c) Tek manevra (singlet) girdisi, (d) 3-2-1-1 girdisi.	78
Şekil 4.3 : Açık döngü sistem tanınması için uçuş testi prosedürü.....	79
Şekil 4.4 : Sol kanatçık (left aileron) veri kümesine ait grafik	83
Şekil 4.5 : Kuyruk dümeni (rudder) veri kümesine ait grafik.....	83
Şekil 4.6 : Sol, sağ kanatçık ve kuyruk dümeni veri kümelerinin üst üste çizdirilmiş grafiği	84
Şekil 4.7 : Sapma açısı hızı veri kümesine ait grafik	84
Şekil 4.8 : Sol kanatçık veri kümesindeki doublets (çift manevra) girdisi	85
Şekil 4.9 : Sistem Tanılama Araç Kutusu Arayüzü	86
Şekil 4.10 : Arx yöntemi ile elde edilen modellere ait zaman cevap grafiği.....	86
Şekil 4.11 : arx474 modeline ait zaman cevabı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri	87
Şekil 4.12 : amx6633 modeline ait zaman cevabı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri	88
Şekil 4.13 : YSA araç kutusu penceresi.....	89
Şekil 4.14 : YSA Araç Kutusu ile İHA doğrusal yanal sistem tanılama için başlangıç kabulleri ve adım adım yapılan işlemler.	90
Şekil 4.15 : Hata otokorelasyon grafiği.	92
Şekil 4.16 : Girdi-hata çapraz-korelasyon grafiği.....	92
Şekil 4.17 : Arx, armax ve YSA ile elde edilmiş modellerin ölçülmüş veri ile karşılaştırma grafiği.	93
Şekil 4.18 : Kaldıraç (elevator) veri kümesine ait grafik.....	94
Şekil 4.19 : arx4143 modeline ait zaman cevabı	94
Şekil 4.20 : arx4143 modeline ait otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri....	95
Şekil 4.21 : amx4642 modeline ait zaman cevabı	95
Şekil 4.22 : amx4642 modeli otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri.....	96
Şekil 4.23 : Hata otokorelasyon grafiği	96
Şekil 4.24 : Girdi-hata çapraz-korelasyon grafiği.....	97
Şekil 4.25 : Arx, armax ve YSA ile elde edilmiş modellerin ölçülmüş veri ile karşılaştırma grafiği	97
Şekil 5.1 : Durum geri besleme ile kutup atama yöntemi blok diyagramı	100

Şekil 5.2 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin cevap grafiği .	100
Şekil 5.3 : Kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımı blok diyagramı.....	101
Şekil 5.4 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin ilk durumda verdikleri cevap grafiği.....	101
Şekil 5.5 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının ilk durumda verdikleri cevap grafiği.....	102
Şekil 5.6 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin yeni K matrisine göre verdikleri cevap grafiği.....	102
Şekil 5.7 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının yeni K matrisine göre verdikleri cevap grafiği.....	103
Şekil 5.8 : Kutup atama yöntemi ile referans takibi yapan kontrolcü tasarımı blok diyagramı	104
Şekil 5.9 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumuna göre verdikleri cevap grafiği.....	105
Şekil 5.10 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumuna göre verdikleri cevap grafiği.....	105
Şekil 5.11 : Sapma açısı sinyalinin referans değeri takibini gösterir grafik	105
Şekil 5.12 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumuna göre yeni K için verdikleri cevap grafiği.....	106
Şekil 5.13 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumuna göre yeni K için verdikleri cevap grafiği...	107
Şekil 5.14 : Sapma açısı sinyalinin yeni K matrisine göre referans değeri takibini gösterir grafik.....	107
Şekil 5.15 : LQR kontrolcünün temel blok diyagramı	111
Şekil 5.16 : LQR yöntemi ile kontrolcü tasarımı blok diyagramı	111
Şekil 5.17 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=100, R=10)..	112
Şekil 5.18 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=100, R=10).....	112
Şekil 5.19 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1000, R=10)	113
Şekil 5.20 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1000, R=10).....	113
Şekil 5.21 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=5000, R=10)	114
Şekil 5.22 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=5000, R=10).....	114
Şekil 5.23 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1600, R=10)	115
Şekil 5.24 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1600, R=10).....	115
Şekil 5.25 : LQR ile referans takibi yapan kontrolcü tasarımı blok diyagramı.....	116
Şekil 5.26 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=10 ⁵ , R=10)	117
Şekil 5.27 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=200, R=10).....	117
Şekil 5.28 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=200, R=10)..	118

Şekil 5.29 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=200, R=10).....	118
Şekil 5.30 : Kanatçık girişinin kutup atamalı kontrol ver LQR kontrolde cevabı...	120
Şekil 5.31 : Kuyruk dümeni girişinin kutup atamalı kontrol ver LQR kontrolde cevabı	120
Şekil 5.32 : Yuvarlanma açısal hızı çıkışının kutup atamalı kontrol ver LQR kontrolde cevabı.....	121
Şekil 5.33 : Sapma açısı kutup atamalı kontrol ver LQR kontrolde cevabı.....	122



BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN SİSTEM TANILANMASI VE KONTROLCÜ TASARIMI

ÖZET

İnsansız hava araçları son zamanlarda kullanımı yaygınlaşmış ve sadece askeri alanda değil bilimsel ve sivil alanda da kendine birçok uygulama alanı bulmuştur. Başlarda, yeryüzünde yaşanan savaşlarda bir adım öne geçmek adına devletler tarafından basit bir uçan balon benzeri yapıyla başlayan insansız hava aracı, zaman içerisinde çok kapsamlı ve askeri alanda vazgeçilemez bir pozisyona gelmiştir. Askeri amaçlı olarak insansız hava aracı kullanımı birçok ülkeye yaygınlaşmış olsa da bunların üretimini yapan ülke sayısı azdır.

Ülkemizde de belli bir dönem dışardan temin edilen insansız hava araçları (İHA), daha sonraları yaşanan olumsuz gelişmelerden dolayı yetkili kurumlar yerli ve milli üretim için kolları sıvamış ve birkaç farklı kategoride insansız hava aracı üretilmiştir.

Son zamanlarda ise hava durumu tahmini, tarımsal faaliyetler, yangın tespiti ve yangına müdahale etme gibi çeşitli sivil amaçlar için İHA kullanımı artış göstermiştir.

Bu tez çalışmasının ilk bölümünde öncelikle İHA matematik modeli çıkarılmıştır. Bu kapsamda İHA koordinat çerçeveleri tanıtılmıştır. Bunlar atalet koordinat çerçevesi, araç koordinat çerçevesi, araç-1 koordinat çerçevesi, araç-2 koordinat çerçevesi, gövde koordinat çerçevesi, kararlılık koordinat çerçevesi ve rüzgâr koordinat çerçevesidir. Bu koordinat çerçeveleri ölçülmek istenen giriş ve çıkış sinyallerinin doğru şekilde formüle edilebilmesini sağlamaktadır. Buna bağlı olarak konum ve hız formülleri oluşturulmuş, devamında ise kuvvet ve moment formülleri ortaya konmuştur. Bu çalışmalar sonucunda İHA'nın doğrusal olmayan modelleri elde edilmiştir. Devamında ise İHA'ya ait doğrusallaştırılmış durum-uzay modelleri verilmiştir. İnsansız hava aracı için trim koşulu tanımı verilmiş ve trim koşullarındaki basitleştirilmiş modelleri verilmiştir. Ayrıca basitleştirilmiş transfer fonksiyonu modelleri de verilmiştir.

Bu tez çalışmasında gerçek uçuş verileri kullanılarak sabit kanatlı bir insansız hava aracı doğrusal ve doğrusal olmayan yöntemler kullanılarak modellenmiştir. Elde edilen doğrusal bir model için modern kontrol yöntemlerinden kutup atama yöntemi ile ve lineer kuadratik regülatör yöntemi ile kontrolcü tasarımı yapılmış ve elde edilen kontrolcüler birbirleri ile karşılaştırılmıştır.

Model oluşturulurken ilk önce sabit kanatlı insansız hava aracının aerodinamiğinin boylamsal ve yanal düzlemde doğrusallaştırılmış modelleri baz alınmıştır. Gerçek uçuş testlerinden elde edilen girdi ve çıktı verileri kullanılarak, baz alınan bu modeller üzerinden doğrusal sistem tanılama yöntemlerinden arx ve armax yöntemleri kullanılarak yanal ve boylamsal sistem tanılama yapılmıştır. Aynı

zamanda yapay sinir ağı yöntemi ile de sistem tanılama yapılarak bu yöntemle elde edilen modeller arx ve armax yöntemleri ile elde edilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

Daha sonra elde edilen yanal arx modeli için kararlılık ve referans değeri takibi amaçlarına yönelik kutup atama ve lineer kuadratik regülatör yöntemleriyle kontrolcü tasarımları yapılmıştır. Elde edilen kontrolcüler birbirleri ile karşılaştırılmış ve lineer kuadratik regülatör yöntemi ile elde edilen kontrolcünün performansının kutup atama yöntemi ile elde edilen kontrolcü performansına nazaran daha iyi olduğu gözlenmiştir.

Bu tez kapsamında bilgisayar ortamında yürütülen bütün sistem tanılama çalışmaları Matlab Sistem Tanılama Araç Kutusunda (System Identification Toolbox), Kutup Atama ve lineer kuadratik regülatör kontrolcü tasarım yöntemleri ile oluşturulan kontrolcü tasarımları Matlab Simulink'te yapılmıştır. Sonuçlara ait grafik çizimleri program çıktıları kullanılarak elde edilmiştir.



SYSTEM IDENTIFICATION AND CONTROLLER DESIGN FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

SUMMARY

Unmanned aerial vehicles have become widespread recently and have found many application areas not only in the military but also in the scientific and civil fields. In the beginning, unmanned aerial vehicle production started by states with a simple flying balloon-like structure in order to take a step forward in world wars. It has undergone many changes, developed, equipped with many sensors, armed and has reached very comprehensive situation. Thus, it has reached an indispensable position in the military field. Although the use of unmanned aerial vehicles for military purposes has become widespread in many countries, the number of countries producing unmanned aerial vehicle is low.

In our country, the issue of unmanned aerial vehicles (UAV) was dealt with in the 90s and in the early times this need was obtained from other countries. In the following period, there was a problem with the supplier company regarding the supply of spare parts and the elimination of the faults and UAV could not serve for a long time due to these reasons. Due to these unfavorable situations, authorized institutions have rolled up their branches for domestic and national production and several companies have been encouraged to invest in UAV. As a result, domestic production of UAV was achieved. The most important of these are called Bayraktar, Karayel and Anka.

Recently, the use of UAV has expanded considerably. The most important of these is agricultural activities and the intervention to natural events such as forest fire detection. However, the use of UAV has increased for various civilian purposes such as surveillance, reconnaissance, transportation, camera shooting, weather forecasting and fire intervention.

In the first part of this thesis, first of all, the mathematical model of unmanned aerial vehicle is extracted. In this context, coordinate frames of UAV are introduced. These are inertial coordinate frame, vehicle coordinate frame, vehicle-1 coordinate frame, vehicle-2 coordinate frame, body coordinate frame, stability coordinate frame and wind coordinate frame. These coordinate frames ensure that the input and output signals to be measured can be formulated correctly. Position and velocity formulas and force and moment formulas were generated with the help of these frames. As a result of these studies, nonlinear models of UAV were obtained. Then, linearized state-space models of UAV are given. The definition of trim condition for unmanned aerial vehicle is given and simplified models in trim conditions are given. Simplified transfer function models are also given.

In the third chapter, basic features of system identification are mentioned. The necessary arguments for the correct identification of the system are presented. These are input signals, data acquisition, elimination of dc components, scaling of input / output data, selection of model structure and estimation of complexity. Next, linear

system identification methods such as AR, ARX, ARMAX, Output-Error and Box-Jenkins and non-linear system identification methods such as Nonlinear ARX, Hammerstein-Wiener and artificial neural network are introduced.

In the fourth chapter, it is started to introduce the system identification of UAV. Here, basic concepts of unmanned aerial vehicle system identification are mentioned. The system identification applications in this thesis study were conducted with UltraStick 25E test flight vehicle data of unmanned aerial vehicle flight control research group of University of Minnesota. Since a data set of the Ultrastick 25E has to be created, many test flights have been performed by flight control research group of University of Minnesota and many parameters have been recorded on the flights. Then, the system identification of Ultrastick 25E has been started.

System identification was made using real flight data of Ultrastick 25E model UAV. In this context, first of all, UAV dynamics is taken into consideration in two different axes, lateral axes and longitudinal axes. For the Ultrastick 25E UAV, aileron and rudder signals are selected as input signals for lateral axis modeling. Roll rate and yaw angle signals are selected as output.

In longitudinal axis modeling, elevator and throttle signals are selected as input signals. Pitch angle and air speed signals were selected as output signals. Thus, system identification has been started according to these multi-input multi-output (MIMO) models on both axes. All system identification efforts were performed with Matlab System Identification Toolbox. When using the program, input and output signals were first selected, average values were extracted from the selected signals and filtering was performed for the required signals. The filtered signals were then imported into System Identification Toolbox. Afterwards, system identification was made for the lateral axis by using ARX, ARMAX and artificial neural network methods using input and output data obtained from real flight tests. Afterwards, system identification was made for the longitudinal axis by ARX, ARMAX and artificial neural network methods. The obtained models were plotted on the graph and compared.

In the fifth section, the controller is designed for the lateral model which is a linear model obtained in the fourth section. Pole placement method is introduced for this purpose. It is explained how to obtain K gain matrix by pole placement method. It was shown how the change in K gain matrix obtained by the roots in the desired position affects the system behavior.

In this context, stability control was made by pole placement method for unmanned aerial vehicle model. Afterwards, it is provided that the model follows a reference value by pole placement method. While following the reference value, the performance was evaluated by taking into consideration the values of maximum overshoot, rise time and settling time.

Then, linear quadratic regulator method is introduced. It is explained how Q and R values in quadratic cost function are determined and modified to determine K gain matrix. It has been demonstrated how the change of Q and R values affect desired input and output performances. For this purpose, stability control of the unmanned aerial vehicle model was made by LQR method.

Afterwards, the model is provided to follow a reference value by LQR method. The performance of the pole placement and LQR methods were compared and it was

observed that the performance of the controller obtained by LQR method was better than that of the pole placement method.

In this thesis, pole placement and LQR controller design methods were developed in Matlab Simulink. In the thesis the graphs are the system identification toolbox and Simulink toolbox outputs and the results are obtained by using these programs plots.





1. GİRİŞ

1.1 İHA Hakkında Genel Bilgiler

İHA; insansız hava aracı, uzaktan pilotaj kontrol sistemi ve bu ikisi arasında komuta-kontrol iletişim ortamı olmak üzere bir entegre sistemler bütünüdür. Temel bileşenleri; (1) ana gövdeyi oluşturan iskelet, kanat, pervane, motor ve batarya, (2) kontrol birimini oluşturan elektronik algılayıcılar, haberleşme elektroniği, GNSS ve (3) kullanım amacına dönük sensör, kamera ve diğer algılayıcılar ile İHA planlama, uçuş ve yönetimine yönelik haberleşme, yazılım ve donanımdan oluşmaktadır [1]. Aynı zamanda İHA, içinde pilotu ve yolcusu olmayan, sadece amaca uygun ekipman (video kamera, fotoğraf makinesi, GNSS, lazer tarama cihazı, vb.) taşıyan, uzaktan kumandalı ve/veya otomatik olarak görevini icra edebilen bir çeşit uçaktır. İHA'lar yer istasyonundaki pilot/kullanıcı tarafından yönlendirilir veya amaca yönelik işler yaptırılır (uzaktan kumandalı) ya da daha önceden belirlenen rota ve görev emirleri bir yazılım yardımıyla icra ettirilir. Askeri, sivil (hobi ve ticari) ve bilimsel amaçlı profesyonel kullanımları ülkemizde ve tüm dünyada hızla artmaktadır. İnsansız Hava Araçları (İHA) konusundaki araştırmalara duyulan ilgi; Mikro Elektromekanik Sistemler (MEMS), enerji depolaması, mikrodenetleyiciler, iletişim, elektronik minyatür, otomasyon ve kontrol alanındaki son başarılarından sonra artmıştır [13].

İHA'lar geçmişte ilk olarak askeri amaçlar ve uygulamalar için geliştirilmiştir. Daha sonrasında sivil uygulamalar için kullanılmaya başlanmıştır. Sivil kullanıma yönelik olarak istihbari ve güvenliğe yönelik faaliyetler, hava durumu izleme, üç boyutlu şehir modellerinin oluşturulması, yangın izleme, kıyı ve sahil şeridi gözlemleme, arama-kurtarma faaliyetleri, çevresel gözlemler, tarımsal uygulamalar, doğal afetlerin izlenmesi, altyapı gözleme, arkeolojik çalışmalar, suç mahali keşfi, kentsel dönüşüm çalışmaları, kirlilik tespiti ve haritacılık faaliyetleri vb. alanlar örnek olarak verilebilir. Gün geçtikçe artan bu yoğun kullanımın temel nedenleri olarak; özellikle sivil amaçlı İHA'ların çok geniş kullanım alanlarının olması, birçok mesleki (örn.

harita yapım amaçlı) kullanımda yüksek doğruluk, zaman ve maliyet tasarrufu sağlaması sayılabilir [2].

İHA'ların farklı niteliklerde sınıflandırması yapılabilir. Örneğin, kanat yapısı olarak sabit kanatlı veya hareketli kanatlı, motor tipi olarak motorlu veya motorsuz, enerji kaynağı olarak elektrikli veya petrol yakıtlı, fırlatma tipi olarak elle, kutu içinden veya mancınık düzenekli, faydalı yük olarak silahsız ve silahlı (SİHA)), boyutuna göre nano, mikro, mini, küçük, orta veya büyük, ağırlığına göre sınıf-1 (150 kg'dan az), sınıf-2 (150-600 kg) veya sınıf-3 (600 kg'dan fazla), kontrol yöntemi olarak uzaktan kumandalı kontrol veya otomatik kontrol gibi başlıklarla teknik özelliklerine göre sınıflandırılabilir. Bunun yanında İHA'lar, askeri, sivil ve bilimsel amaçlı olmak üzere kullanım amaçlarına göre de sınıflandırılırlar.

İHA'ların geçmişi aslında 1900'lü yılların ötesine uzanmaktadır. Havacılık öncesi İHA olarak tanımlayabileceğimiz bomba taşıyan balonun ortaya çıkışı Şubat 1863 yani Amerikan İç Savaşının başlamasından iki sene sonrasına rastlamaktadır (Şekil 1.1.a). Bu balonlar düşük başarımla iç savaş boyunca kullanılmıştır. Ayrıca 1883'te, büyük bir uçurtma sayesinde başarılı olarak çekilmiş tarihteki ilk savaş gözetim fotoğrafları Amerikan birliklerine düşmanlarının pozisyonları ve tahkimatı hakkında bilgiler vermiştir (Şekil 1.1.b).



(a)



(b)

Şekil 1.1 : (a) Perley'in hava bombacısı, (b) Eddy'nin gözetim uçurtması [43].

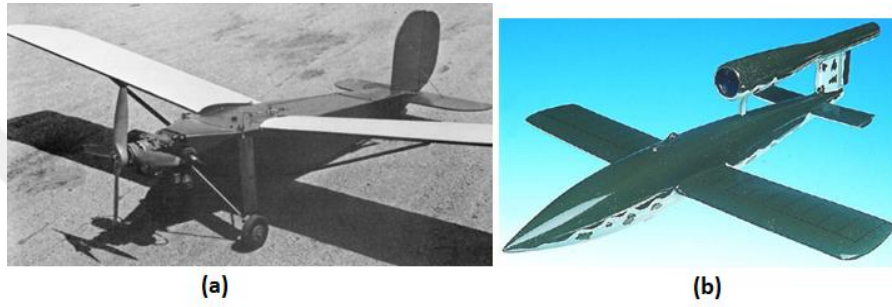
Küçük bir çift-kanatlı hava aracı olan Kettering Bug (Şekil 1.2.a), kendi ağırlığına eşit bir bomba yükünü taşıyacak şekilde donatılmıştır. Bunun yanında, geri gelebilen ve yeniden kullanılabilen ilk İHA olan Queen Bee ise (Şekil 1.2.b) eğitim görevi için uçaksavar topçuları tarafından hava hedefi olarak vurulmak üzere üretilmiştir.

1939 yılında uzaktan kumandalı bir uçak geliştirilmesi için çalışmalara yapılmış ve sonraki yıllarda, "Radioplane OQ" serisi olarak bilinen son derece başarılı Hedef İHA'lar üretilmiştir (Şekil 1.3.a). Aynı zamanda 2 Almanya'da mancınığa benzer bir

rampadan fırlatılabilen 756 km/saat hıza kadar çıkabilen V-1 isimli bir uçan bomba üretilmiş (Şekil 1.3.b) ve savaş boyunca kullanılmıştır.

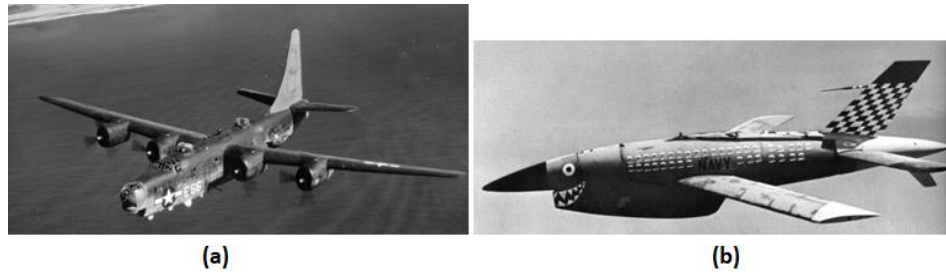


Şekil 1.2 : (a) Kettering hava torpidosu (Kettering Bug), (b) Queen Bee [43].



Şekil 1.3 : (a) Radioplane OQ [47], (b) Alman V-1 roketi [43].

V-1 tehdidine karşı V-1'lerin fırlatma sahalarını tahrip edecek İHA'lar geliştirilmiş ve 1944'te PB4Y-1 Liberators (Şekil 1.4.a) ve B-17 adlı hava araçları üretilmiştir. Böylece bir İHA başka bir İHA'yı ortadan kaldırmak için kullanılmıştır. 1960 yıllarına doğru gelindiğinde, jet destekli İHA üretimine yönelinmiş ve Q-2C Firebee (Şekil 1.4.b) isimli ilk jet destekli İHA geliştirilmiştir.



Şekil 1.4 : (a) PB4Y-1 Liberators hava aracı [48], (b) AQM-34 Ryan Firebee [49].

1960'larda ise bu zamana kadarki en hızlı İHA olan D-21'i üretilmiştir (Şekil 1.5). Bu araç, başka bir uçağın arkasında taşınarak ve yeterli hız ve irtifaya ulaşıldığında serbest bırakılarak kullanılmıştır.



Şekil 1.5 : Lockheed D-21 [43].

1970lerde İsrail Firebee-1241 isimli İHA'ları üretmişlerdir (Şekil 1.6.a). Bunlar keşif ve gözlem aracı olarak kullanılmıştır. Ayrıca İsrail-Mısır savaşında İsrail adına Mısır Hava Savunma Sistemlerinin oyalanması görevini yerine getirmişlerdir.

Yüksek irtifada Ryan SPA 147 isimli İHA başarılı bir uçuş gerçekleştiren ilk İHA olmuştur (Şekil 1.6.b). Yüksek irtifada radyo mesajlarının gizlice dinlenmesi ve fotoğraf çekimi operasyonları bu İHA sayesinde yapılmaya başlanmıştır.

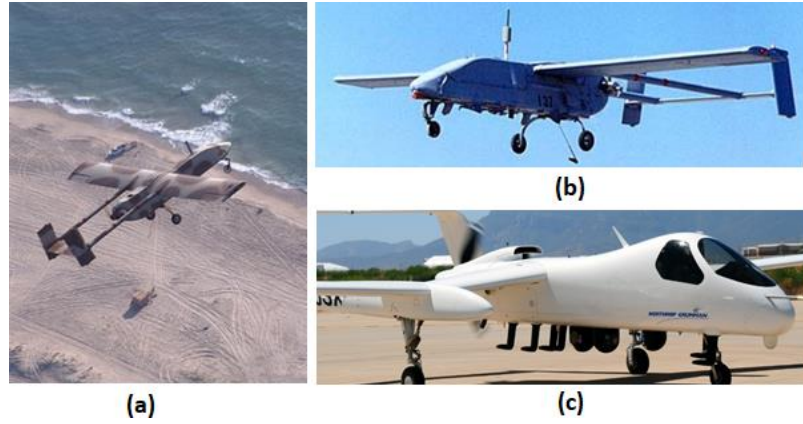


Şekil 1.6 : (a) Firebee-1241 [43], (b) Ryan SPA 147 [50].

1980'lerde İsrail Scout isimli İHA'yı üretmiştir (Şekil 1.7.a). Scout, 3,96 metrelik kanat açıklığı ve fiber glas gövdesi ile hem radara yakalanmamayı başarmış hem de küçük ebadı sayesinde vurulmamıştır. Üzerine monte edilmiş kamera sayesinde ise gerçek zamanlı görüntü aktarımı (real-time image transmission) yapan ilk İHA olarak tarihe geçmiştir. Şekil 1.7.b'deki Pioneer ise, uçak gemisine inmeyi başaran ilk İHA olmuştur. Firebird 2001 isimli başka bir İHA ise, küresel konumlandırma sistemi (GPS) teknolojisi ve coğrafi bilgi sistemleri haritalama gibi bir dizi teknolojiyi kullanarak bir orman yangınının büyüklüğü, hızı, çevresi ve hareketi hakkında gerçek zamanlı, son derece hassas bilgiler sunabilmektedir (Şekil 1.7.c).

Amerikalı Northrop Grumman firması ise 116 metrelik kanat açıklığına sahip olan RQ-4 Global Hawk'ı üretmiştir (Şekil 1.8.a). Bu İHA, üsten çıkıp kendi başına uçmak, 20 km yüksekliğe çıkarak gözetleme verilerini toplayıp iletmek ve yakıt doldurmadan üsse geri dönmek için tasarlanmıştır. 2003'te üretilen Helios ise, gece boyunca uçmak için bir yakıt hücresi enerji depolama sistemi içeren ve her seferinde

15 – 21 km arası irtifada seyir etmek üzere aylarca sürekli uçuş yapabilen güneş enerjili bir İHA'dır (Şekil 1.8.b).



Şekil 1.7 : (a) Scout [51], (b) Pioneer [52], (c) Firebird [53].



Şekil 1.8 : (a) RQ-4 Global hawk [56], (b) Helios [54].

Yukarda tarihsel gelişim süreci açısından genel bir bakış açısı ile incelenen İHA sistemlerinin, birçok teknolojiye de öncü olacak şekilde ilk önce askeri maksatlı olarak ortaya çıktığı, zaman içinde ticari olarak son kullanıcı seviyesine kadar ulaştığı görülmektedir.

Günümüzde birçok alanda kullanılan İHA'ların bazı avantajları aşağıdaki gibi sıralanabilir;

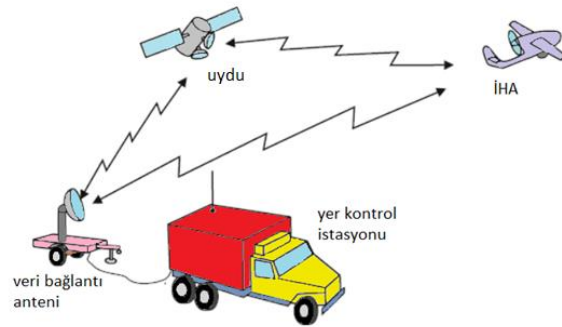
- Yer kontrol sistemleri ile uzaktan kontrol edilebilmesi,
- İstihbarati bilginin on-line olarak elde edilebilmesine olanak sağlaması,
- Hareketli hedef olarak ucuz eğitim aracı olabilmesi,
- Üretim maliyetlerinin çok daha düşük olması,
- Radar görünürlüklerinin daha düşük olması,
- Havada kalma sürelerinin uzun olması,
- Benzer görevler için çok daha ekonomik olması,
- Personel zayıatını önemli ölçüde azaltması,
- Riskli askeri operasyonlarda veya sivil uygulamalarda kullanılabilmesi.

Aşağıda Çizelge 1.1’de İHA’larla ilgili yapılan sınıflandırma görülmektedir;

Çizelge 1.1 : İHA kategorileri [30].

İHA Kategorisi	Menzil (km)	İrtifa (km)	Seyir Süresi (sa)	Max. Kalkış Ağırlığı (kg)
Taktik				
Mikro	<10	250	1	<5
Mini	<10	150-300	<2	<30
Kapalı Menzil	10-30	3000	2-4	150
Kısa Menzil	30-70	3000	3-6	200
Orta Menzil	70-200	5000	6-10	1250
Orta Menzil Seyir Süresi	>500	800	10-18	1250
Düşük İrtifa Derin Nüfuz	>250	50-9000	0.5-1	350
Düşük İrtifa Uzun Seyir Süresi	>500	3000	>24	<30
Orta İrtifa Uzun Seyir Süresi	>500	14000	24-48	1500
Stratejik				
Yüksek İrtifa Uzun Seyir Süresi	>2000	20000	24-48	12000
Özel Amaçlı				
Muharebe	≈1500	10000	≈2	10000
Ölümçül	300	4000	3-4	250
Sahte Hedef	<500	5000	<4	250
Stratosferik	>2000	20000-30000	<48	-
Stratosfer dışı	-	>30000	-	-

İHA’ların otonom uçmalarını sağlayan otomatik kontrol sistemleri bulunmaktadır. Temelde İHA’nın ana yapı taşı, otopilot olarak bilinen otomatik uçuş kumandasıdır. Bu sistem, istenen hedef bilgilere ve uçuşun başından sonuna kadar gerekli olan ara noktalara ait verileri de içerecek şekilde kontrol sinyalleri üretir ve İHA’yı kontrol eder (Şekil 1.9) [24].



Şekil 1.9 : Genel İHA Sistemi [23].

Uçuş kontrol sisteminin sentezi, uygulaması ve doğrulaması için kullanılan geleneksel yaklaşım zaman alıcı ve kaynak yoğundur ve bu teknikleri orta ve küçük

araçlar için uygulamak gerçekçi değildir. Bu nedenle orta ve küçük hava araçları için uygun maliyetli otopilotlar üretmede bilgisayar önemli rol oynamaktadır [24].

1.2 Türkiye’de İHA Çalışmaları

Ülkemizde İHA konusu 1990’lı yıllarda ele alınmış ve çalışmalara başlanmıştır. Savunma Sanayi Müsteşarlığı o tarihlerde düşük bir bütçeyle Ar-Ge (Araştırma-Geliştirme) projesi başlatmış ve daha sonra deneme amaçlı yurtdışından tedarik edilen bir sistemle ilk çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

İsrail’den tedarik edilen Heron isimli İHA’lar, ülkemizde yakın bir zamana kadar ciddi sorun teşkil etmiştir. Alındığı zamandan beri Heronların maliyet, güvenlik ve kullanım konularında ülkemize pek çok kez sıkıntı yaratmıştır. Yaşanan sorunlar yerli projeler için tetikleyici bir güç olmuştur. Ülke çapında tanınmış üç farklı firma bünyesinde çeşitli amaçlara yönelik birçok İHA üretilmiştir. Bunlardan en önemlileri taktiksel kategorideki Bayraktar ve Karayel isimli İHA’lar ile operatif kategorideki Anka isimli İHA’dır.

Bayraktar (Şekil 1.10), milli ve özgün tam otomatik uçuş kontrol özellikleri, üç yedekli uçuş kontrol sistem mimarisi, özgün seyrüsefer ve sensör füzyonu uygulamaları ile geliştirilmiş keşif ve gözetleme aracıdır. TSK tarafından taktiksel olarak kullanılmakta olan Bayraktar ayrıca, TB2 (Taktik Blok 2), MAM (Mini Akıllı Mühimmat) ve MAM-L (Mini Akıllı Mühimmat-L) mühimmatları ile UMTAS (Uzun Menzilli Tanksavar) füzelerini de kullanabilmektedir [57].

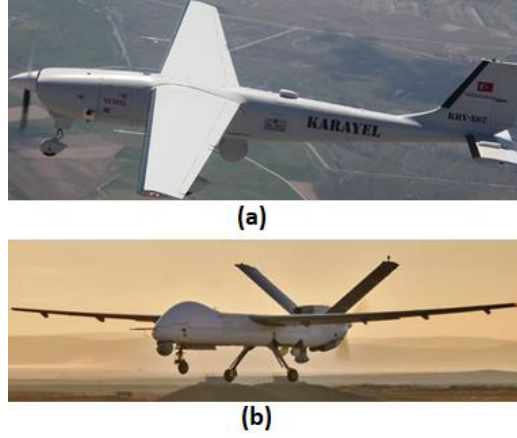


Şekil 1.10 : Bayraktar Taktik İHA [59].

Karayel ise, keşif ve gözetleme yapmak amacıyla tasarlanıp üretilmiş bir taktik İHA sistemidir (Şekil 1.11.a). Faydalı yük olarak taşıdığı kamera sistemi ile gece/gündüz hedef tespit ve teşhisi, lazer sensörlerle hedef işaretleme, aydınlatma ve mühimmat yönlendirme yapabilmektedir.

Anka, 17 metre kanat açıklığı, 1600 kg kalkış ağırlığıyla, kendi sınıfının en üst kapasiteli İHA’ları arasında yer almaktadır. Uzun süre havada kalabilen (24 saat) ve

orta irtifa uçuşları bakımından ülkemiz için ihtiyaç olan İHA talebine yönelik üretilmiştir (Şekil 1.11.b).



Şekil 1.11: (a) Vestel karayel [60], (b) Anka [61].

1.3 Literatür Araştırması

Sistem tanılama, kontrol algoritmaları inşa etme ve kararlı otopilot sistemi elde edebilme adına İHA sistem dinamiklerini karakterize eden iyi bir matematiksel modele ihtiyaç vardır. Sistem tanılamadaki ana problemlerden biri, sistemin dinamiklerini uyarabilecek nitelikte girdi sinyali üretebilmektir [7]. Hava araçları için, kontrol yüzeylerinin izin verilen aralığı (Euler açıları ve hızları) dikkate alınarak singlet, doublet, frekans tarama vb. girdi sinyalleri kullanılarak sistem dinamiklerinin uyarılması sıkça uygulanan yöntemlerdir.

İHA sistem tanılaması ve kontrolü konuları kapsamında literatürde birçok çalışma yapılmıştır. Bu bağlamda, İHA dinamik davranışını sergileyen, fiziksel yasalarla tutarlı matematiksel bir modelin varsayımı ile en iyi parametre kestirimine yönelik sistematik bir metot ortaya konmuştur [3]. Manevra tasarımı, enstrümantasyon gereksinimleri, parametre kestirimi, model yapısı tespiti ve veri analizi gibi İHA sistem tanılamasına ait adımlar incelenmiştir [30]. Küçük ve düşük maliyetli İHA'lar için sistem tanılama uygulamalarının incelemesi ve sınıflandırması yapılmıştır [32]. Dinamiklerin ilk prensip analizi kullanılarak genel bir modeli ile, rüzgâr tüneli testleri ve basitleştirici varsayımlar uygulanarak temel bir model oluşturulmuş frekans-alanı sistem tanılaması için kullanılmıştır [33]. Tanılanan model farklı bir zaman-alanı veri kümesiyle doğrulanmıştır.

İHA sistem tanılama tekniklerinin pratik uygulaması açıklanmış ve rüzgâr tüneli testinin azaltılması için aerodinamik model geliştirilmiştir [25]. Düşük-maliyetli sabit-kanatlı T-kuyruklu küçük bir İHA'nın sistem tanılması gerçekleştirilmiş, doğrusallaştırılmış boyuna hareket denklemleri ilk prensiplerden türetilmiş ve BLS, RLS ve EFOL içeren RLS, İHA'nın aerodinamik katsayılarının tanılmasında kullanılmıştır [26].

Uçuş verilerine dayanan sistem tanılama da İHA'nın dinamiklerini anlamak için gereklidir. Doğrusal olmayan sistemlerin modellenmesi için sayısız sistem tanılama tekniği önerilmiştir. Bulanık tanılama [4], durum-uzayı tanılama [5], frekans-alanı analizi [17], yapay sinir ağları tabanlı tanılama (NNID) [31] öne çıkanlardan bazılarıdır [12]. Zaman, frekans ve uzay-zamansal alanlardaki doğrusal olmayan sistemlerin tanılması ve analizi için algoritma seti kullanılarak, karmaşık sistem davranışları hakkında önemli bilgiler sağlayabilen frekans ve uzay-zamansal yöntemler kullanılmıştır [14]. Doğrusal olmayan sistemlere ve zaman-alanı yaklaşımına odaklanan, gelişmiş hava aracı sistem tanılama hesapları ile doğrusal olmayan, aslına uygun modeller geliştirmede ve karmaşık hava araçlarından uçuş verilerini analiz etmede karşılaşılabilecek sorunların nasıl çözüleceğine dair pratik ipuçları sunulmuştur [18].

Çevrimiçi yapay sinir ağı modeli için İHA'da yeni bir eğitim programı test edilip uygulanmış ve bu model çevrimdışı yapay sinir ağı modeliyle karşılaştırılmıştır. Yapay sinir ağlarının ve bulanık modellemenin bir çerçevede birleştirilmesi ve doğrusal olmayan sistem tanılmasının temel prensipleri sunulmuştur [15]. Nöro-Bulanık (Neuro-Fuzzy) ve Bulanık Bilişsel Ağ (Fuzzy-Cognitive Network, FCN) modeller teorisine dayanarak nonlineariteler içeren dinamik sistemler için kararlılık, yakınsama ve gürbüzlüğü garanti edebilen alternatif yaklaşımlar sunulmuştur [21]. Otoregresif tekniğe dayanan çok ağı yapay sinir ağı mimarisiyle bir İHA gerçek zamanlı sistem tanılması gerçekleştirilmiştir [28].

Farklı işletme modları arasında geçiş yapan dinamik sistemlerin deneysel gözlemlerden matematiksel modellerini oluşturma teorisi ve pratiği ile ilgili bir alan olan karma sistem tanılması (hybrid system identification) yapılmıştır [19], ayrıca uçuş testleri ile frekans-cevabı sistem tanılması yöntemi kullanılmıştır [16]. Hava aracı sistemine ait hem teorik hem de deneysel verilere dayanan modellemenin pratik uygulaması anlatılmıştır [22]. Bir İHA'nın çeyrek ölçekli bir modeline ait birçok

uçuş test verisi elde edilmiş ve sistem modeline ait parametrelerin farklı yöntemlerle kestirimi yapılmış ve sonuçlar karşılaştırılmıştır [27]. Bir İHA'ya ait gerçek uçuş verilerinden elde edilen kuvvet ve moment katsayılarının bir modeli üretilmiş ve DGP (Dependent Gaussian Processes) kullanılarak uçaklara ait sistem parametre tanılmasının nasıl yapıldığı gösterilmiştir [29].

Bir otonomi mimarisinin geliştirilmesine yönelik gerekli olan adımlara ve otonom uçuş alt kontrol sistemleri incelenmiştir [6]. Uçuş denetleyicilerini sentezleme ve doğrulamasına sistematik bir prosedürle önerilmiştir [8]. Ortonormal fonksiyonlara sahip sürekli-zamanlı MPC uygulaması [9] ile bir hava aracının dinamiklerinin türetilmesi ile doğrusallaştırılmış durum-uzay modelinin elde edilip iki farklı denetleyici tasarlanmış ve performansları karşılaştırılmıştır [11]. üç farklı denetleyici (PID, uyarlanabilir denetleyici, doğrusal olmayan geri adımlı denetleyici) tasarımı yapıp İHA matematik modeli üzerinden doğrulanmış ve birbirleriyle karşılaştırması yapılmıştır [34]. MATLAB platformu kullanılarak sabit-kanatlı İHA'nın yükseklik ve hız kontrolü için bir yöntem sunulmuştur [24].

Ayrıca sistem tanılama yöntemlerinden zaman-alanı gri-kutu sistem tanılamasının uygulandığı model bir hava aracına yönelik yapılan çalışmalar bulunmaktadır [10].

1.4 Tezin Amacı

Bu tezde bir İHA'nın kara-kutu (black-box) sistem tanılama yöntemleri ile modellenmesi ve elde edilen doğrusal modelin kontrolü üzerine yoğunlaşmıştır. Bu konuda aşağıda belirtilen sırada çalışmalar yürütülmüştür.

İkinci bölümde detaylı açıklaması yapılan İHA'nın doğrusal olmayan dinamik yapısı baz alınarak yanal ve boylamsal düzlemlerde doğrusallaştırılmış modelleri elde edilmiştir. Öncelikle elde edilen bu modellerin, üçüncü bölümde anlatılan doğrusal sistem tanılama yöntemleri kullanılarak yanal ve boylamsal düzlemlerde sistem tanılması yapılmış ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Sistem tanılması yapılırken gerçek test uçuşu verileri kullanılmıştır.

Beşinci bölümde, doğrusal modellerden biri için kutup atama ve LQR yöntemleri kullanarak kontrolcü tasarlanmış, K kazanç matrisleri elde edilmiştir ve sonuçlar kendi içinde değerlendirilmiştir.

2. İHA KİNEMATİĞİ VE DİNAMİĞİ

Bu bölümde rijit bir İHA'nın hareket denklemleri elde edilecektir. İHA simülasyonu için sabit yerçekimi varsayımı ve hareketsiz yeryüzündeki hareketi tanımlayan düz dünya denklemleri kullanılacaktır.

Burada rijit terimi, yapısal esnekliğe izin verilmemesi ve İHA'nın tüm noktalarının her zaman aynı göreceli konumu koruyacağı anlamına gelmekte olup bu varsayım, uçuş simülasyon tasarımı için çoğu durumda yeterlidir.

İHA hareket denklemleri, türev ifadeleri için çözülmüş birinci mertebeden diferansiyel denklemler kümesi olarak düzenlenebilir. X_i , n adet bağımsız değişken (konum, hız vb.) ve U_i , m adet kontrol girdisi (gaz kelebeği, kontrol yüzeylerine ait sapmalar, vb.) olduğu durum için genel form aşağıdaki gibidir [38];

$$\begin{aligned}\dot{X}_1 &= f_1(X_1, X_2, \dots, X_n, U_1, U_2, \dots, U_m) \\ \dot{X}_2 &= f_2(X_1, X_2, \dots, X_n, U_1, U_2, \dots, U_m) \\ &\dots\dots\dots \\ \dot{X}_n &= f_n(X_1, X_2, \dots, X_n, U_1, U_2, \dots, U_m)\end{aligned}\tag{2.1}$$

Burada f_i , İHA modellemesinde ortaya çıkabilecek doğrusal olmayan fonksiyonlardır. X_i , durum değişkenleri kümesidir ve yukardaki denklemler kümesi sistemin durum-uzayı gösterimidir. Denklemler genellikle denge durumundaki küçük bozucular için yaklaşık olarak doğrusaldır ve matris formunda doğrusal durum denklemi olarak yazılabilir:

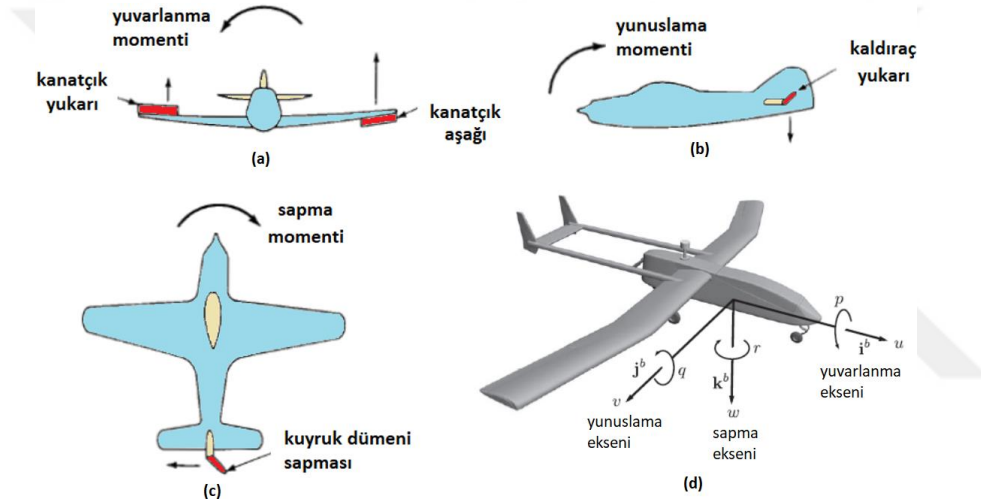
$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u\tag{2.2}$$

Bu aşamada, basitçe bu formülasyonun doğrusal olmayan durum denklemlerinin sayısal olarak çözülebilmesinde kullanılabildiğini belirtmekte fayda vardır. Basit sayısal çözüm yöntemi olarak Euler sayısal integrasyonu (2.3)'teki gibidir;

$$X_{k+1} = X_k + f(X_k, U_k) \cdot \delta t\tag{2.3}$$

burada X_k , X_0 başlangıç koşulundan başlayarak, $k.\delta t$ ($k = 0, 1, 2, \dots$) ayrık zamanlarda hesaplanan durum vektörünün k 'ncı değeridir. δt integrasyon zaman adımı yeterince küçük olmalıdır ve her δt aralığı için, U sabit bir değerle yaklaşık olarak tahmin edilebilmelidir. Böylece $\dot{X}.\delta t$, durum vektöründeki artışa iyi bir yaklaşım sağlar [38].

İHA altı serbestlik dereceli (DOF), doğrusal olmayan, karmaşık bir sistemdir. İHA'lar atalet bağlaşımı (inertial coupling) ve aerodinamik bağlaşım (aerodynamic coupling) etkileri gösterir ve bu nedenle altı çıktı ve minimum dört girdi içeren bir MIMO sistem olarak modellenenebilir [12]. Bir İHA için kontrol girdileri olan kanatçık, kaldırıcı ve kuyruk dümeni hareketleri Şekil 2.1'de gösterildiği gibidir;



Şekil 2.1 : Kontrol hareketlerindeki değişimlerin yuvarlanma, yunuslama ve sapma momentleri üzerindeki etkisi. **(a)** kanatçık hareketinin etkisi; yanal kontrol. **(b)** kaldırıcı hareketinin etkisi; boylamsal kontrol. **(c)** kuyruk dümeni hareketinin etkisi; yön kontrolü. **(d)** dönme eksenleri [37], [42].

2.1 İHA Hareket Denklemlerinin Türetilmesi

Bu tezde, Şekil 2.2'de görülen UltraStick 25E isimli İHA'nın farklı uçuş modlarına ait birçok test uçuşundan elde edilmiş ölçülmüş veriler kullanılmıştır. UltraStick 25E, kuyruk dümeni ve kaldırıcı kontrol yüzeylerine sahip geleneksel bir kuyruğa sahiptir. Kanatlarında simetrik kanatçıklar (aileron) bulunmaktadır. Tüm kontrol yüzeyleri, her yöndeki maksimum 23~25 dereceye kadar sapma sınırlarına sahip elektrikli servolar tarafından çalıştırılır. Tahrik sistemi, sabit aralıklı bir pervaneyi çeviren elektrik motorundan oluşmaktadır. Önemli fiziksel parametrelerin bir özeti Çizelge 2.1'de verilmiştir [8].

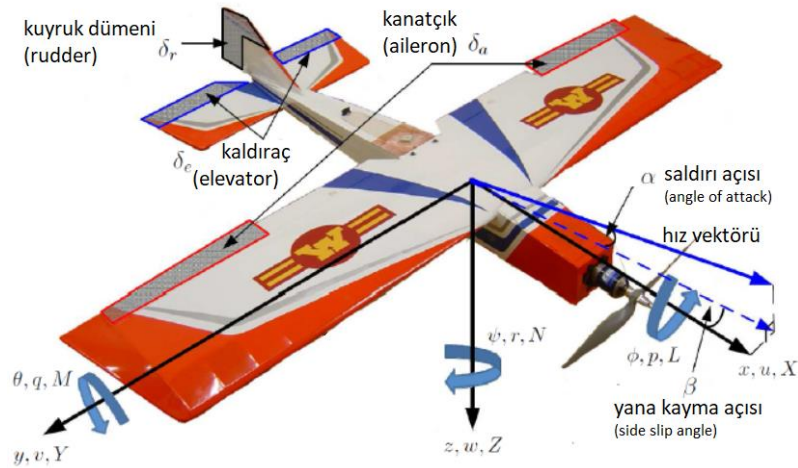


Şekil 2.2 : UltraStick 25E [40].

Çizelge 2.1 : İHA geometrisine ait özellikler ve kontrol yüzeyleri limitleri [8].

Parametre	Açıklama	Değer/Birim
A	referans kanat alanı	0.32 m^2
b	kanat açıklığı	1.2 m
$\bar{c}$	kanat genişliği	0.3 m
m	brüt kalkış ağırlığı	1.9 kg
Kontrol Yüzeyi	Alt Limit (°)	Üst Limit (°)
Kanatçık (Aileron)	-23	23
Kaldıraç (Elevator)	-23	23
Kuyruk Dümeni (Rudder)	-25	25

Aşağıda Şekil 2.3'te UltraStick 25E'nin dinamiğine ait bileşenler gösterilmiştir.



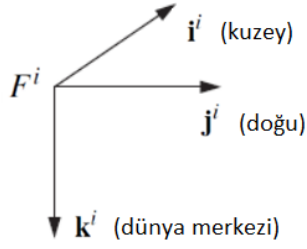
Şekil 2.3 : UltraStick 25E'nin gövde eksenine göre olan ötelemeli konum ve hızlar, açısal konum ve hızlar, momentler ve bazı özel açılar [41].

2.1.1 İHA koordinat yapısı

2.1.1.1 F^i Atalet koordinat çerçevesi

F^i atalet koordinat çerçevesi, Şekil 2.4'te gösterildiği gibi kuzey-doğu-düşey (north-east-down/NED) referans çerçevesi olarak bilinir. i^i birim vektörü kuzeyi veya x

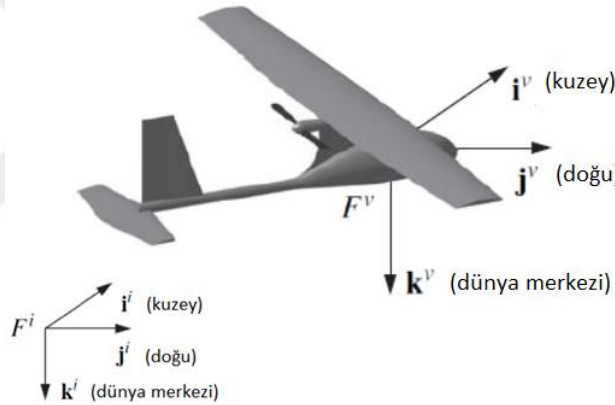
atalet yönünü, j^i birim vektörü doğu veya y atalet yönünü k^i birim vektörü dünyanın merkezini veya z atalet yönünü gösterir.



Şekil 2.4 : Atalet koordinat çerçevesi.

2.1.1.2 F^v Araç koordinat çerçevesi

Merkezi İHA kütlesinin merkezinde bulunan F^v araç koordinat çerçevesi, Şekil 2.5'te gösterildiği gibi F^i eksenini ile aynı doğrultuda bulunur. F^i ile F^v arasında ötelemeli dönüşüm bulunmaktadır.



Şekil 2.5 : Araç koordinat çerçevesi [42].

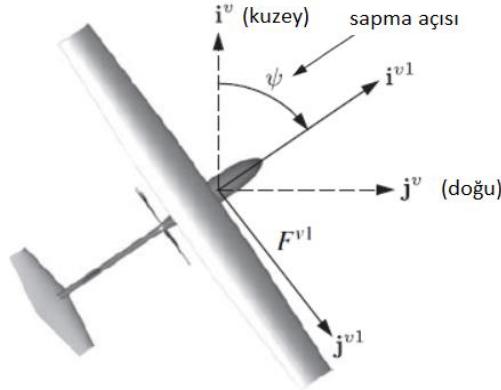
2.1.1.3 F^{v1} Araç-1 koordinat çerçevesi

Merkezi İHA kütlesinin merkezinde bulunan F^{v1} araç-1 koordinat çerçevesi, Şekil 2.6'da gösterildiği gibi, F^v 'nin k^v etrafında pozitif sağ-el dönüş yönünde ψ (sapma) açısı kadar döndürülmesiyle elde edilir. F^v ile F^{v1} arasında rotasyonel bir dönüşüm vardır.

$$\mathbf{p}^{v1} = R_v^{v1}(\psi) \cdot \mathbf{p}^v \quad (2.4)$$

Burada $\mathbf{p}^{v1}$ dönüşülecek koordinat çerçevesi (burada araç-1), $\mathbf{p}^v$ dönüştürülecek koordinat çerçevesi (burada araç) ve R_v^{v1} de aşağıdaki gibi bir koordinat dönüşüm matrisidir;

$$R_v^{v1}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.5)$$



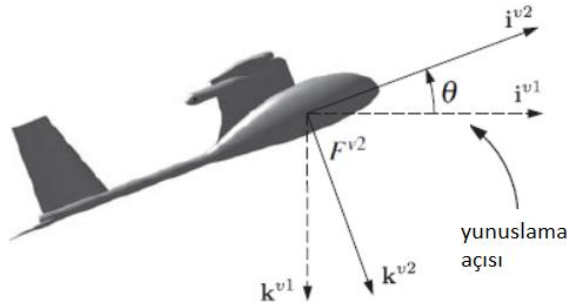
Şekil 2.6 : Araç-1 koordinat çerçevesi [42].

2.1.1.4 F^{v2} Araç-2 koordinat çerçevesi

Merkezi İHA kütlelerinin merkezinde bulunan F^{v2} araç-2 koordinat çerçevesi, Şekil 2.7'de gösterildiği gibi, F^{v1} 'nin $\mathbf{j}^{v1}$ etrafında pozitif sağ-el dönüş yönünde θ (yunuslama) açısı kadar döndürülmesiyle elde edilir [42]. F^{v1} ile F^{v2} arasında (2.6)'daki gibi rotasyonel bir dönüşüm vardır.

$$\mathbf{p}^{v2} = R_{v1}^{v2}(\psi) \cdot \mathbf{p}^{v1} \quad (2.6)$$

$$R_{v1}^{v2}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2.7)$$



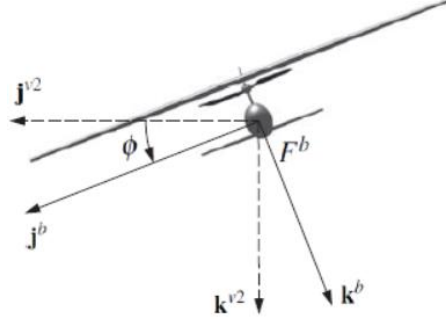
Şekil 2.7 : Araç-2 koordinat çerçevesi [42].

2.1.1.5 F^b Gövde Koordinat Çerçevesi

Merkezi İHA kütlelerinin merkezinde bulunan F^b gövde koordinat çerçevesi, Şekil 2.8'de gösterildiği gibi, F^{v2} 'nin $\mathbf{i}^{v2}$ etrafında pozitif sağ-el dönüş yönünde ϕ (yuvarlanma) açısı kadar döndürülmesiyle elde edilir. Görüldüğü üzere F^{v2} ile F^b arasında rotasyonel bir dönüşüm vardır.

$$\mathbf{p}^b = R_{v2}^b(\phi) \cdot \mathbf{p}^{v2} \quad (2.8)$$

$$R_{v2}^b(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (2.9)$$



Şekil 2.8 : Gövde koordinat çerçevesi [42].

Araç koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine dönüşüm aşağıdaki gibidir;

$$R_v^b(\phi, \theta, \psi) = R_{v2}^b(\phi) \cdot R_{v1}^{v2}(\theta) \cdot R_v^{v1}(\psi) \quad (2.10)$$

$$R_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}$$

$$R_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} c_\theta \cdot c_\psi & c_\theta \cdot s_\psi & -s_\theta \\ s_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi - c_\phi \cdot s_\psi & s_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi + c_\phi \cdot c_\psi & s_\phi \cdot c_\theta \\ c_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi + s_\phi \cdot s_\psi & c_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi - s_\phi \cdot c_\psi & c_\phi \cdot c_\theta \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

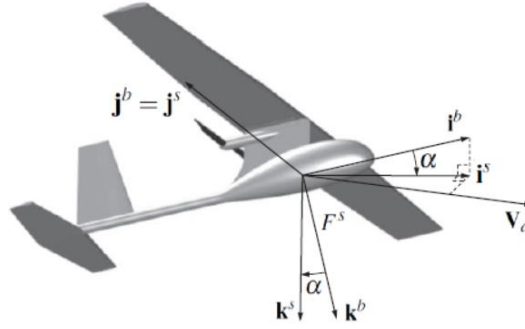
burada $c_\phi = \cos \phi$ ve $s_\phi = \sin \phi$ 'dir. Buradaki açılar (ϕ, θ, ψ) 'a Euler Açılırları denir ve yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları olarak adlandırılır.

2.1.1.6 F^s Kararlılık koordinat çerçevesi

Merkezi İHA kütlesinin merkezinde bulunan F^s kararlılık koordinat çerçevesi, Şekil 2.9'da gösterildiği gibi, F^b 'nin j^b etrafında pozitif sol-el dönüş yönünde α (saldırı açısı) kadar döndürülmesiyle elde edilir. F^b ile F^s arasında aşağıdaki gibi rotasyonel bir dönüşüm vardır. Sol-el dönüş gereksinimi, kararlılık koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine sağ-el dönüş için pozitif olan pozitif saldırı açısı tanımından kaynaklanır.

$$\mathbf{p}^s = R_b^s(\alpha) \cdot \mathbf{p}^b \quad (2.12)$$

$$R_b^s(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad (2.13)$$



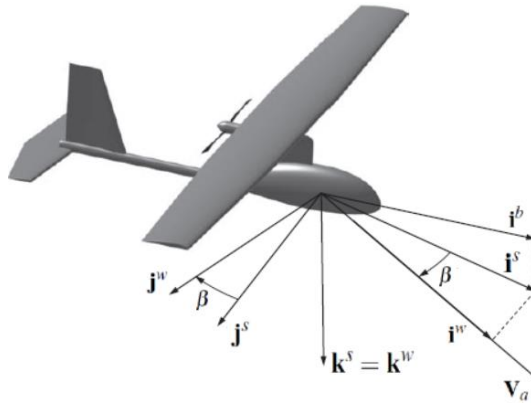
Şekil 2.9 : Kararlılık koordinat çerçevesi [42].

2.1.1.7 F^w Rüzgâr koordinat çerçevesi

Merkezi İHA kütlesinin merkezinde bulunan F^w rüzgâr koordinat çerçevesi, Şekil 2.10'da gösterildiği gibi, F^s 'nin k^s etrafında pozitif sağ-el dönüş yönünde β (yan kayma açısı) kadar döndürülmesiyle elde edilir. F^s ile F^w arasında aşağıdaki gibi rotasyonel bir dönüşüm vardır.

$$\mathbf{p}^w = R_s^w(\beta) \cdot \mathbf{p}^s \quad (2.14)$$

$$R_s^w(\beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.15)$$



Şekil 2.10 : Rüzgâr koordinat çerçevesi [42].

Tüm bu dönüşümlerin ardından gövde koordinat çerçevesinden rüzgâr koordinat çerçevesine olan toplam dönüşüm aşağıdaki gibi olacaktır;

$$R_b^w(\alpha, \beta) = R_s^w(\beta) \cdot R_b^s(\alpha)$$

$$R_b^w(\alpha, \beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix}$$

$$R_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} c_\beta \cdot c_\alpha & s_\beta & c_\beta \cdot s_\alpha \\ -s_\beta \cdot c_\alpha & c_\beta & s_\beta \cdot s_\alpha \\ -s_\alpha & 0 & c_\alpha \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

2.1.2 İHA'nın hız bileşenleri

İHA için dinamik hareket denklemleri geliştirilirken, İHA'nın maruz kaldığı atalet kuvvetleri, sabit bir F^i atalet koordinat çerçevesine göre olan hızlara ve ivmelere bağlıdır. Aerodinamik kuvvetler ise, F^w rüzgâr koordinat çerçevesi etrafındaki havaya bağlıdır. Rüzgâr olmadığında, bu iki koordinat çerçevesindeki hızlar aynıdır. Bununla birlikte, rüzgâr hemen hemen her zaman mevcuttur ve çevreleyen havaya göre olan hız ile temsil edilen V_a hava hızı ile, atalet koordinat çerçevesine göre temsil edilen V_g zemin hızının birbirinden dikkatli bir şekilde ayrı tutulması gerekmektedir. Bu durumda ilgili hızlar aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$V_a = V_g - V_w \quad (2.17)$$

Burada V_w , atalet koordinat çerçevesine göre rüzgâr hızıdır.

İHA'nın yere göre hızı olan V_g , gövde koordinat çerçevesi bileşenlerine göre aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$V_g^b = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.18)$$

Burada V_g^b , gövde koordinat çerçevesinde ifade edilen İHA hız bileşenidir.

Benzer şekilde, rüzgârın kuzey, doğu ve aşağı bileşenlerini sırasıyla w_n , w_e ve w_d olarak tanımlarsak, rüzgâr hızı için gövde koordinat çerçevesinde aşağıdaki gibi bir ifade elde edilir;

$$V_w^b = \begin{pmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{pmatrix} = R_v^b(\phi, \theta, \psi) \cdot \begin{pmatrix} w_n \\ w_e \\ w_d \end{pmatrix} \quad (2.19)$$

V_a hava hızı vektörünün, İHA'nın rüzgâra göre hızı olduğunu göz önünde bulundursak, V_a 'nın rüzgâr koordinat çerçevesindeki ifadesi aşağıdaki gibi olur;

$$V_a^b = \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.20)$$

u_r , v_r ve w_r hava hızı vektörünün gövde koordinat çerçevesine ait bileşenleri olarak tanımlanırsa bunlar, gövde koordinat çerçevesinde aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$V_a^b = \begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u - u_w \\ v - v_w \\ w - w_w \end{pmatrix} \quad (2.21)$$

Bir İHA simülasyonu geliştirirken, İHA'ya etki eden aerodinamik kuvvetleri ve momentleri hesaplamak için u_r , v_r ve w_r kullanılır. Gövde koordinat çerçevesine ait hız bileşenleri olan u , v ve w , İHA'nın durumlarıdır (states) ve hareket denklemlerinin çözümünden kolayca elde edilebilirler. u_w , v_w ve w_w rüzgâr hızı bileşenleri, hareket denklemlerine girdi olarak bir rüzgâr modelinden gelir. İfadeleri birleştirerek, hava hızı vektörünün gövde koordinat çerçevesindeki bileşenlerinden elde edilen 'hava hızı büyüklüğü', 'saldırı açısı' ve 'yan kayma açısı' şu şekilde ifade edilebilir;

$$V_a^b = \begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = R_w^b \cdot \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.22)$$

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cdot \cos \alpha & -\sin \beta \cdot \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & -\sin \beta \cdot \sin \alpha \\ \cos \beta \cdot \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = V_a \cdot \begin{pmatrix} \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cdot \cos \beta \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

Bu bağıntının tersi alındığında aşağıdakiler elde edilir;

$$V_a = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2} \quad (2.24)$$

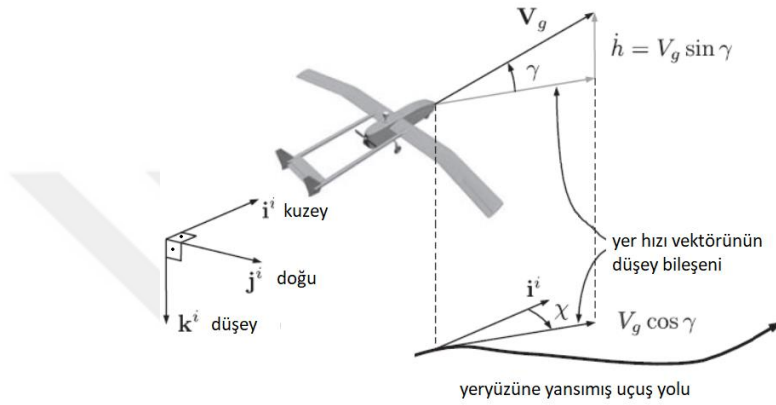
$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_r}{u_r} \right) \quad (2.25)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_r}{\sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}} \right) \quad (2.26)$$

Aerodinamik kuvvetler ve momentler ifade edilirken genellikle V_a , α ve β terimleri kullanıldığından dolayı bu ifadeler bir İHA'ya ait hareket denklemlerinin elde edilmesinde de esas teşkil etmektedir.

2.1.3 Rüzgâr hız bileşenleri

Yere göre olan hız vektörünün yönü atalet koordinat çerçevesine göre iki açı kullanılarak belirlenir. Bu açılar, χ seyir açısı (course angle) ve γ uçuş yolu açısıdır (flight path angle). γ uçuş yolu açısı, yatay düzlem ile V_g yer hızı vektörü arasındaki açı olarak tanımlanırken, χ seyir açısı, yatay düzlem üzerindeki yer hız vektörünün yansıması ile gerçek kuzey arasındaki açıdır. Şekil 2.11, χ seyir açısı ile γ uçuş yolu açısını tarif etmektedir;

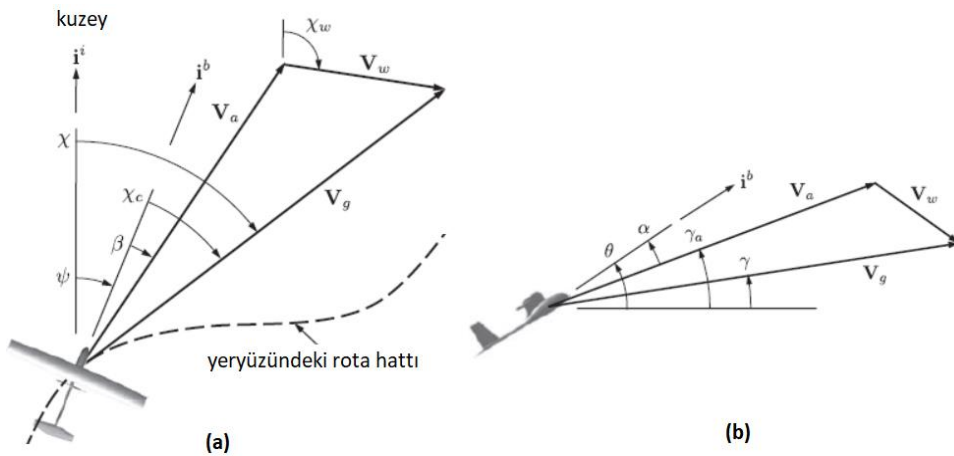


Şekil 2.11 : χ seyir açısı ile γ uçuş yolu açısı.

Yer hızı vektörü, hava hızı vektörü ile rüzgâr vektörü arasındaki denklem rüzgâr üçgeni olarak adlandırılır.

$$V_a = V_g - V_w \quad (2.27)$$

Rüzgâr üçgenine ait ayrıntılı görseller aşağıda Şekil 2.12’de verilmektedir.



Şekil 2.12 : (a) rüzgâr üçgeni üst görünüş, (b) rüzgâr üçgeni yan görünüş [42].

Burada istikamet (sapma) açısı (heading (yaw) angle), İHA’nın işaret ettiği yöne (i^b) göre belirlenir ve İHA’nın gösterdiği yönü tanımlar. Rota (seyir açısı), İHA’nın

gerçekte hareket ettiği yönü ifade eder. İHA'nın çevresindeki hava kütesine göre hareket ettiği yön V_a hava hızı vektörü tarafından ifade edilir. Sabit, düz bir uçuşta, V_a genellikle i^b doğrultusundadır, yani yan kayma açısı β sıfırdır. İHA'nın yeryüzüne göre hareket ettiği yön V_g hız vektörü ile gösterilir. Atalet kuzeyi ile kuzey-doğu düzlemine yansıtılan atalet hızı vektörü arasındaki açiya χ seyir açısı denir. İstikamet açısı ile seyir açısı arasındaki fark yengeç açısı (crab angle) olarak adlandırılır. Rüzgârın olmadığı bir durumda yengeç açısı sıfır olacaktır. Yengeç açısı aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$\chi_c = \chi - \psi \quad (2.28)$$

Şekil 2.12 (b) rüzgâr üçgeninin dikey bileşenini göstermektedir. Rüzgârın aşağı bir bileşeni olduğunda, atalet kuzey-doğu düzleminden V_a 'ya olan açı, hava kütlesi referanslı uçuş yolu açısı olarak tanımlar ve γ_a ile gösterilir. Hava kütlesi referanslı uçuş yolu açısı, saldırı açısı ve yunuslama açısı arasındaki ilişki aşağıdaki şekilde gösterilir;

$$\gamma_a = \theta - \alpha \quad (2.29)$$

Rüzgârın olmadığı durumda ise $\gamma_a = \gamma$ olacaktır.

Atalet koordinat çerçevesindeki yer hızı vektörü aşağıdaki gibidir;

$$V_g^i = \begin{pmatrix} \cos\chi & -\sin\chi & 0 \\ \sin\chi & \cos\chi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} V_g \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$V_g^i = V_g \cdot \begin{pmatrix} \cos\chi \cdot \cos\gamma \\ \sin\chi \cdot \cos\gamma \\ -\sin\gamma \end{pmatrix} \quad (2.30)$$

Burada $V_g = \|V_g\|$ 'dir. Benzer şekilde, atalet koordinat çerçevesindeki hava hızı vektörü aşağıdaki gibi olacaktır;

$$V_a^i = V_a \cdot \begin{pmatrix} \cos\psi \cdot \cos\gamma_a \\ \sin\psi \cdot \cos\gamma_a \\ -\sin\gamma_a \end{pmatrix} \quad (2.31)$$

Burada $V_a = \|V_a\|$ 'dir. Sonuç olarak, atalet koordinat çerçevesindeki rüzgâr üçgeni aşağıdaki gibi elde edilir;

$$V_g \cdot \begin{pmatrix} \cos\chi \cdot \cos\gamma \\ \sin\chi \cdot \cos\gamma \\ -\sin\gamma \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} w_n \\ w_e \\ w_d \end{pmatrix} = V_a \cdot \begin{pmatrix} \cos\psi \cdot \cos\gamma_a \\ \sin\psi \cdot \cos\gamma_a \\ -\sin\gamma_a \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

γ_a , yukarıdaki denklemin çözülmesi ile aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\gamma_a = \sin^{-1} \left(\frac{V_g \cdot \sin \gamma + w_d}{V_a} \right) \quad (2.33)$$

2.2 İHA Kinematiği ve Dinamiği

İHA'lar için navigasyon, kılavuzluk ve kontrol stratejileri geliştirmesindeki ilk adım uygun dinamik modeller geliştirmektir. Bunu elde edebilmek adına doğrusal olmayan hareket denklemlerinin türetilmesi İHA'ların modellenmesinden önceki önemli bir adımdır. Daha sonra, elde edilen bu doğrusal olmayan hareket denklemleri uygun kontrol tasarımları elde edebilme adına, transfer fonksiyonu modelleri ve durum-uzay modelleri oluşturmak için doğrusallaştırılır.

2.2.1 İHA durum değişkenleri

İHA hareket denklemlerinin geliştirilmesi için öncelikle on iki durum değişkeni belirlenir. İHA'nın ötelenme hareketi ile ilişkili üç konum durumu, üç hız durumu ve dönme hareketi ile ilişkili üç açısal konum ve üç açısal hız durumu vardır. İlgili durum değişkenleri Çizelge 2.2'de belirtilmiştir.

Çizelge 2.2 : İHA hareket denklemine ait durum değişkenleri [42].

Durum Değişkeni	Açıklama
p_n	İHA'nın F^i içindeki i^i boyunca atalet koordinatı kuzey konumu.
p_e	İHA'nın F^i içindeki j^i boyunca atalet koordinatı doğu konumu.
$p_d, (h)$	İHA'nın F^i içindeki k^i boyunca atalet koordinatı düşey konumu.
u	F^b içindeki i^b boyunca ölçülmüş gövde koordinatı hızı.
v	F^b içindeki j^b boyunca ölçülmüş gövde koordinatı hızı.
w	F^b içindeki k^b boyunca ölçülmüş gövde koordinatı hızı.
ϕ	F^{v2} 'ye göre tanımlanmış yuvarlanma açısı.
θ	F^{v1} 'e göre tanımlanmış yunuslama açısı.
ψ	F^v 'ye göre tanımlanmış sapma açısı.
p	F^b içindeki i^b boyunca ölçülmüş yuvarlanma açısal hızı.
q	F^b içindeki j^b boyunca ölçülmüş yunuslama açısal hızı.
r	F^b içindeki k^b boyunca ölçülmüş sapma açısal hızı.

2.2.2 İHA kinematiği

İHA'nın ötelenme hızı, genel olarak gövdeye sabitlenmiş bir koordinat çerçevesinde eksenlerin her biri boyunca hız bileşenleri olarak ifade edilir. u , v ve w bileşenleri,

sırasıyla, i^b , j^b ve k^b eksenlerine iz düşürülmüş atalet hızına karşılık gelir. Ötelenme hızının ve konumun ilişkilendirilmesi için aşağıdaki gibi bir türev alma ve rotasyonel dönüşüm gerektirir;

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{pmatrix} = R_b^v \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = (R_v^b)^T \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_\theta \cdot c_\psi & s_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi - c_\phi \cdot s_\psi & c_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi + s_\phi \cdot s_\psi \\ c_\phi \cdot s_\psi & s_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi + c_\phi \cdot c_\psi & c_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi - s_\phi \cdot c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi \cdot c_\theta & c_\phi \cdot c_\theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.34)$$

Burada, kuvvet ve ivme değerleri dikkate alınmadan konumun türevini hız ile ilişkilendiren bir kinematik denklem elde edilmiştir.

Farklı koordinat çerçevelerinde tanımlı olmalarından dolayı Euler açıları ile açışal hızlar arasındaki bağıntı hayli karışık olup aşağıdaki gibi verilir;

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + R_{v2}^b(\phi) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + R_{v2}^b(\phi) \cdot R_{v1}^{v2}(\theta) \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$+ \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cdot \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cdot \cos \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (2.35)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \cdot \tan \theta & \cos \phi \cdot \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \cdot \sec \theta & \cos \phi \cdot \sec \theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.36)$$

2.2.3 İHA dinamiği

Bir uçağın hareket denklemleri, öteleme hareketi ve dönme hareketi olarak ikiye ayrılabilir. Newton'un ikinci yasası, rijit cismin hem öteleme hem de dönme hareketini tanımlamak ve dinamik hareket denklemlerini elde etmek için kullanılabilir. İHA'nın atalet koordinat çerçevesindeki gövde hareketi, yer sabit koordinat çerçevesine göre göz önünde bulundurularak denklemler çıkarılmıştır.

2.2.3.1 Öteleme hareketi (Newton'un İkinci Kanunu)

Öteleme hareketi yapan rijit bir gövdeye uygulanan Newton'un ikinci kanunu aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$m \cdot \frac{d\mathbf{V}_g}{dt_i} = \mathbf{f} \quad (2.37)$$

Burada m İHA'nın kütlesi, $\mathbf{f}$ İHA'ya etki eden tüm dış kuvvetlerin toplamıdır. Dış kuvvetler; yerçekimi, aerodinamik kuvvetler ve tahrik kuvvetleridir. Atalet koordinat çerçevesinde alınan hız türevi, gövde koordinat çerçevesindeki türeve göre açısal hız cinsinden aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$\frac{d\mathbf{V}_g}{dt_i} = \frac{d\mathbf{V}_g}{dt_b} + \mathbf{w}_{b/i} \times \mathbf{V}_g \quad (2.38)$$

Burada $\mathbf{w}_{b/i}$ atalet koordinat çerçevesine göre İHA'nın açısal hızıdır. 2.37 ve 2.38 düzenlendiğinde aşağıdaki eşitlik elde edilir;

$$m \cdot \left(\frac{d\mathbf{V}_g}{dt_b} + \mathbf{w}_{b/i} \times \mathbf{V}_g \right) = \mathbf{f} \quad (2.39)$$

Söz konusu, manevra halinde olan bir İHA olduğunda, kuvvetler ve hızların gövde koordinat çerçevesine göre oluşturulmasıyla Newton'un ikinci kanunu en kolay şekilde aşağıdaki gibi elde edilir;

$$m \cdot \left(\frac{d\mathbf{V}_g^b}{dt_b} + \mathbf{w}_{b/i}^b \times \mathbf{V}_g^b \right) = \mathbf{f}^b \quad (2.40)$$

Burada $\mathbf{V}_g^b = (u, v, w)^T$, $\mathbf{w}_{b/i}^b = (p, q, r)^T$, $\mathbf{f}^b = (f_x, f_y, f_z)^T$ ve $\frac{d\mathbf{V}_g^b}{dt_b} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix}$ dir.

(2.40) düzenlendiğinde;

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r \cdot v - q \cdot w \\ p \cdot w - r \cdot u \\ q \cdot u - p \cdot v \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \cdot \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (2.41)$$

ifadesi elde edilir.

2.2.3.2 Dönme hareketi

Dönme hareketi için Newton'un ikinci kanunu;

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt_i} = \mathbf{m} \quad (2.42)$$

şeklinde uygulanır. Burada $\mathbf{h}$ açısal momentum, $\mathbf{m}$ etki eden tüm dış momentlerdir.

Momentlerin İHA kütle merkezinde toplandığı varsayıldığında bu ifade doğru olacaktır. Atalet koordinat çerçevesinde alınan açısal momentum türevi aşağıdaki gibidir;

$$\frac{d\mathbf{h}}{dt_i} = \frac{d\mathbf{h}}{dt_i} + \mathbf{w}_{b/i} \times \mathbf{h} = \mathbf{m} \quad (2.43)$$

Öteleme hareketinde olduğu gibi, bu denklemi gövde koordinat çerçevesinde ifade etmek daha uygundur;

$$\frac{d\mathbf{h}^b}{dt_i} = \frac{d\mathbf{h}}{dt_i} + \mathbf{w}_{b/i}^b \times \mathbf{h}^b = \mathbf{m}^b \quad (2.44)$$

Rijit bir cisim için, açısal momentum, $\mathbf{J}$ atalet matrisinin ve $\mathbf{h}^b$ ($\mathbf{h}^b = \mathbf{J} \cdot \mathbf{w}_{b/i}^b$) açısal hız vektörünün çarpımı olup $\mathbf{J}$ aşağıdaki gibidir;

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix} \quad (2.45)$$

Burada $\mathbf{J}$ 'nin diagonal terimlerine atalet momenti denir. Diğer terimlere atalet çarpımları denir. Atalet momentleri, İHA'nın belirli bir dönme eksenini etrafında ivmelenmeye karşı çıkma eğiliminin bir ölçüsüdür.

İHA'lar genellikle $i^b - k^b$ düzleminde simetriktir. Bu durumda $J_{xy} = J_{yz} = 0$ olur ve $\mathbf{J}$ (2.46)'daki gibi olur;

$$\mathbf{J} = \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix} \quad (2.46)$$

Simetri kabulüyle $\mathbf{J}$ 'nin tersi;

$$\mathbf{J}^{-1} = \frac{adj(\mathbf{J})}{det(\mathbf{J})} = \frac{\begin{pmatrix} J_y \cdot J_z & 0 & J_y \cdot J_{xz} \\ 0 & J_x \cdot J_z - J_{xz}^2 & 0 \\ J_{xz} \cdot J_y & 0 & J_x \cdot J_y \end{pmatrix}}{J_x \cdot J_y \cdot J_z - J_{xz}^2 \cdot J_y} = \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \quad (2.47)$$

Burada $\Gamma = J_x \cdot J_z - J_{xz}^2$ dir.

Harici olarak uygulanan momentin i^b , j^b ve k^b eksenlerindeki bileşenlerini $\mathbf{m}^b = (L, M, N)^T$ şeklinde tanımlayarak yukardaki denklem aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \cdot \left[\begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ -q & -p & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L \\ M \\ N \end{pmatrix} \right]$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 \cdot p \cdot q - \Gamma_2 \cdot q \cdot r + \Gamma_3 \cdot L + \Gamma_4 \cdot N \\ \Gamma_5 \cdot p \cdot r - \Gamma_6 \cdot (p^2 - r^2) + \frac{1}{J_y} \cdot M \\ \Gamma_7 \cdot p \cdot q - \Gamma_1 \cdot q \cdot r + \Gamma_4 \cdot L + \Gamma_8 \cdot N \end{pmatrix} \quad (2.48)$$

Burada;

$$\begin{aligned}
\Gamma_1 &= \frac{J_{xz} \cdot (J_x - J_y + J_z)}{\Gamma} \\
\Gamma_2 &= \frac{J_z \cdot (J_z - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma} \\
\Gamma_3 &= \frac{J_z}{\Gamma} \\
\Gamma_4 &= \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\
\Gamma_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y} \\
\Gamma_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y} \\
\Gamma_7 &= \frac{J_x \cdot (J_x - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma} \\
\Gamma_8 &= \frac{J_x}{\Gamma}
\end{aligned} \quad (2.49)$$

İHA kinematiği ve dinamikleri için 6 serbestlik dereceli, 12 durumlu model denklemleri özet olarak aşağıda verilmiştir;

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_\theta \cdot c_\psi & s_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi - c_\phi \cdot s_\psi & c_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi + s_\phi \cdot s_\psi \\ c_\phi \cdot s_\psi & s_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi + c_\phi \cdot c_\psi & c_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi - s_\phi \cdot c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi \cdot c_\theta & c_\phi \cdot c_\theta \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.50)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r \cdot v - q \cdot w \\ p \cdot w - r \cdot u \\ q \cdot u - p \cdot v \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \cdot \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \quad (2.51)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi \cdot \tan\theta & \cos\phi \cdot \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.52)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 \cdot p \cdot q - \Gamma_2 \cdot q \cdot r \\ \Gamma_5 \cdot p \cdot r - \Gamma_6 \cdot (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 \cdot p \cdot q - \Gamma_1 \cdot q \cdot r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Gamma_3 \cdot L + \Gamma_4 \cdot N \\ \frac{1}{J_y} \cdot M \\ \Gamma_4 \cdot L + \Gamma_8 \cdot N \end{pmatrix} \quad (2.53)$$

$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix}$ ve $\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix}$ denklemleri İHA'nın dinamiğini vermektedir. Dış kuvvet ve

momentler tam tanımlanmadığından tam olarak tamamlanmış sayılmazlar.

2.2.3.3 İHA'nın maruz kaldığı kuvvetler ve momentler

Burada İHA'ya etkiyen kuvvetler ve momentler tanımlanacaktır. İHA'ya etkiyen kuvvetler ve momentler öncelikli olarak yerçekimi, aerodinamik ve itiş gücü olmak üzere üç kaynaktan kaynaklanmaktadır. $\mathbf{f}_g$ yerçekimi kaynaklı kuvvet, $\mathbf{f}_a$, $\mathbf{m}_a$ aerodinamik kaynaklı ve $\mathbf{f}_p$, $\mathbf{m}_p$ itiş gücü kaynaklı kuvvetler ve momentler olması durumunda;

$$\mathbf{f} = \mathbf{f}_g + \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_p \quad (2.54)$$

$$\mathbf{m} = \mathbf{m}_a + \mathbf{m}_p \quad (2.55)$$

Burada $\mathbf{f}$ rüzgâr koordinat çerçevesinde etki eden toplam kuvvet, $\mathbf{m}$ rüzgâr koordinat çerçevesinde etki eden toplam moment değerleridir.

Yerçekimi

Burada yerçekimi kuvveti $\mathbf{k}^i$ yönünde hareket eder ve yerçekimi sabiti g ve İHA'nın kütlesi m ile orantılıdır. $\mathbf{F}^v$ araç koordinat çerçevesinde, kütle merkezine etkiyen yerçekimi kuvveti;

$$\mathbf{f}_g^v = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{pmatrix} \quad (2.56)$$

$\mathbf{f}$ $\mathbf{F}^b$ cinsinden ifade edildiğinden, $\mathbf{f}_g^v$ 'nin $\mathbf{F}^b$ cinsinden yazılması gerekir ($\mathbf{F}^v$ 'den $\mathbf{F}^b$ 'ye dönüşüm);

$$\mathbf{f}_g^b = R_v^b \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m \cdot g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -m \cdot g \cdot \sin\theta \\ m \cdot g \cdot \cos\theta \cdot \sin\phi \\ m \cdot g \cdot \cos\theta \cdot \cos\phi \end{pmatrix} \quad (2.57)$$

Aerodinamik kuvvet ve moment

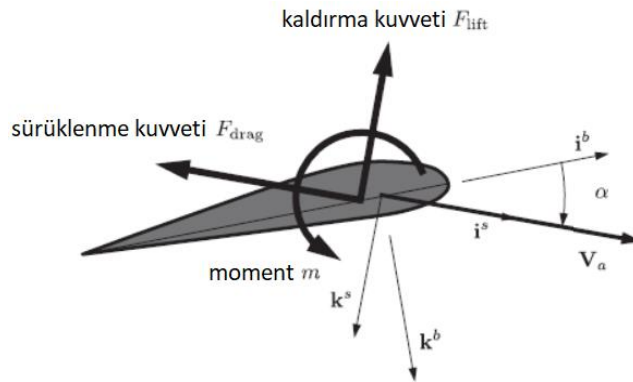
Kanat etrafındaki basınç dağılımını karakterize etmek yerine, basıncın etkisini kuvvetler ve bir moment kombinasyonu ile elde etmek ortak bir yaklaşım olarak kullanılmaktadır. Örneğin, $i^b - k^b$ düzlemi göz önüne alındığında, İHA'nın gövdesine etki eden basıncın etkisi bir kaldırma kuvveti, bir sürüklenme kuvveti ve bir moment kullanılarak aşağıdaki gibi modellenenir;

$$F_{kaldırma} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot C_L \quad (2.58)$$

$$F_{sürüklenme} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot C_D \quad (2.59)$$

$$m = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot c \cdot C_m \quad (2.60)$$

Burada C_L , C_D ve C_m boyutsuz aerodinamik katsayılar, S , İHA kanadının kuşbakışı iki boyutlu alanıdır ve c , İHA kanadının ortalama kirişidir. Küçük İHA'ların hızları çok yüksek olmadığından Reynolds Sayısı ve Mach Sayısının kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momentine etkileri sabit kabul edilir. α ve β açılarının, p , q ve r açısal hızlarının ve kontrol yüzeyleri sapmasının aerodinamik katsayılar üzerinde etkileri bulunmaktadır. Bir İHA hava içerisinde geçtiği esnada gövdesi etrafında oluşan kuvvet ve moment aşağıdaki şekilde gösterildiği gibi olacaktır;



Şekil 2.13 : Basınç dağılımı etkisinin, kaldırma kuvveti, sürüklenme kuvveti ve moment kullanılarak modellenmesi [42].

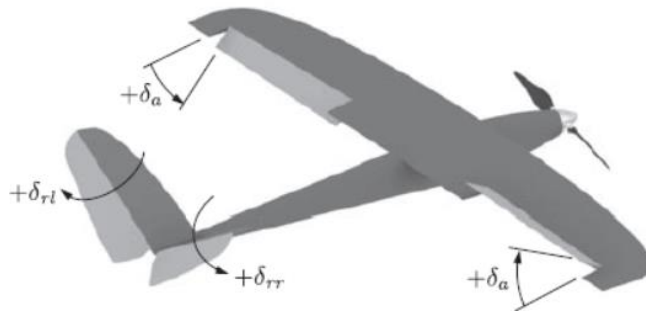
Aerodinamik kuvvet ve momentler genel olarak boylamsal ve yanal olmak üzere iki gruba ayrılır. Boylamsal kuvvetler ve momentler yunuslama düzlemi de denilen $i^b - k^b$ düzleminde hareket eder. Burada kuvvetler i^b ve k^b yönünde, moment ise j^b eksenini üzerindedir. Yanal kuvvetler ve momentler, j^b yönündeki kuvveti ve i^b ve k^b eksenleri ile alakalı olan momentleri içerir.

2.2.3.4 Kontrol yüzeyleri

Kontrol yüzeyleri aerodinamik kuvvetleri ve momentleri değiştirmek için kullanılır. Standart İHA konfigürasyonları için kontrol yüzeyleri kaldırıcı, kanatçık ve kuyruk dümenidir. Kaldırıcı yer değişimi için δ_e , kanatçık yer değişimi için δ_a ve kuyruk dümeni yer değişimi için δ_r ifadesi kullanılır. Bir kontrol yüzeyi sapmasının pozitif yönü, sağ-el kuralının kontrol yüzeyinin menteşe eksenine uygulanmasıyla belirlenebilir. Örneğin, kaldırıcının menteşe eksenini gövde j^b eksenini ile hizalanır. j^b eksenini etrafında kaldırıcı için pozitif sapma değeri bitiş kenarından aşağıya doğru yönlendirilmiştir. Benzer şekilde, kuyruk dümeni için pozitif sapma bitiş kenarının sol tarafı, kanatçık için pozitif sapma sol kanatçığın üzerinde bitiş kenarından aşağıya doğrudur. δ_a kanatçık sapması, aşağıdaki gibi bileşik bir sapma olarak düşünülebilir;

$$\delta_a = \frac{1}{2} \cdot (\delta_{a,sol} - \delta_{a,sağ}) \quad (2.61)$$

Buradan da anlaşılacağı üzere, sol kanatçık bitiş kenarı aşağıya doğru ve sağ kanatçık kenarı yukarıya doğru yönlendiğinde pozitif δ_a üretilmiş olmaktadır.



Şekil 2.14 : Kaldırıcı, kanatçık ve kuyruk dümeni pozitif sapma yönleri [42].

2.2.3.5 Boylamsal aerodinamikler

Boylamsal aerodinamik kuvvetler ve momentler, gövde koordinatında yunuslama düzlemi olarak da bilinen $i^b - k^b$ düzleminde harekete neden olur. Kaldırma

kuvveti, sürüklenme kuvveti ve yunuslama momenti en aşına olunan aerodinamik kuvvetler ve momentlerdir. Tanımının gereği olarak, kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri kararlılık koordinat çerçevesinin eksenleriyle aynı hizadadır. Bir vektör olarak temsil edildiğinde, yunuslama momenti ayrıca kararlılık koordinat çerçevesinin j^s eksenini ile de hizalanır. Ayrıca kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ve yunuslama momenti saldırı açısından da büyük ölçüde etkilenir. q yunuslama açısal hızı ve δ_e kaldırmaç değişimi, boylamsal kuvvetleri ve momenti de etkiler. Buna dayanarak, α , q ve δ_e üzerindeki bu işlevsel bağımlılığı ifade etmek için kaldırma, sürüklenme ve yunuslama momenti denklemleri aşağıdaki gibi yeniden düzenlenebilir;

$$F_{kaldırma} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot C_L \cdot (\alpha, q, \delta_e) \quad (2.62)$$

$$F_{sürüklenme} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot C_D \cdot (\alpha, q, \delta_e) \quad (2.63)$$

$$m = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot c \cdot C_m \cdot (\alpha, q, \delta_e) \quad (2.64)$$

Genel olarak, bu kuvvet ve moment denklemleri doğrusal değildir. Bununla birlikte, küçük saldırı açıları için kanat üzerindeki akış laminar kalır. Bu koşullar altında, kaldırma, sürüklenme ve yunuslama momenti doğrusal yaklaşımlar kullanılarak kabul edilebilir doğrulukta modellenenir. Örnek olarak kaldırma kuvveti denklemi ile çalışırken, kaldırma kuvvetine birinci dereceden Taylor serisi yaklaşımı uygulanırsa;

$$F_{kaldırma} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \alpha + \frac{\partial C_L}{\partial q} \cdot q + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \cdot \delta_e \right] \quad (2.65)$$

şeklinde elde edilir. $\alpha = q = \delta_e = 0$ olduğunda C_{L_0} katsayısı C_L 'nin kendisidir. Bu şekilde yapılan doğrusal yaklaşıma ait kısmi türevlerin boyutsuzlaştırılması yaygın yapılan bir işlemdir. C_L , α ve δ_e boyutsuz olduğundan, boyutsuzlaştırılması gereken tek terim kısmi türevli $\frac{\partial C_L}{\partial q}$ 'dur. q 'nın birimi rad/s olduğundan, bu durumda kullanılacak standart bir faktör $\frac{c}{2V_a}$ 'dır. Bu aşamada yukardaki denklem aşağıdaki gibi düzenlenir;

$$F_{kaldırma} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha + C_{L_q} \cdot \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_{L_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.66)$$

Burada C_{L_0} , $C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$, $C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial \frac{q \cdot c}{2V_a}}$ ve $C_{L_{\delta_e}} = \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}$ şeklinde boyutsuz büyüklüklerdir.

Benzer şekilde, boyutsuz aerodinamik katsayıların hepsi aynı yöntemle elde edilebilir. Sürüklenme kuvveti ve yunuslama momenti de aşağıdaki gibi elde edilir:

$$F_{\text{sürüklenme}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_{D_0} + C_{D_\alpha} \cdot \alpha + C_{D_q} \cdot \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_{D_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.67)$$

$$\mathbf{m} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot c \cdot \left[C_{m_0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha + C_{m_q} \cdot \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_{m_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.68)$$

Yukarıda bahsedilen (2.66), (2.67) ve (2.68) denklemleri, boylamsal aerodinamiğin modellenmesi için temel olarak kullanılır. Tipik, küçük saldırı açısı koşullarında, elde edilen bu denklemler, türetilen kuvvetler ve momentler için yeterince doğru bir temsiliyet sağlayabilir.

Hava aracı gövdesi üzerindeki akış, laminar ve yapışıktır ve hava aracı üzerindeki akış alanı, zamana göre fazla değişmeyen anlamına gelen kısmen kararlı (quasi-steady) olarak adlandırılır. Akış alanının şekli öngörülebilirdir ve saldırı açısındaki, yunuslama açısındaki ve kaldırma sapmalarındaki değişikliklere cevap olarak değişir. Akış alanının kısmen kararlı davranışı ile, öngörülebilir ve modelleme için oldukça anlaşılır olan boylamsal aerodinamik kuvvetler ve torklar elde edilir.

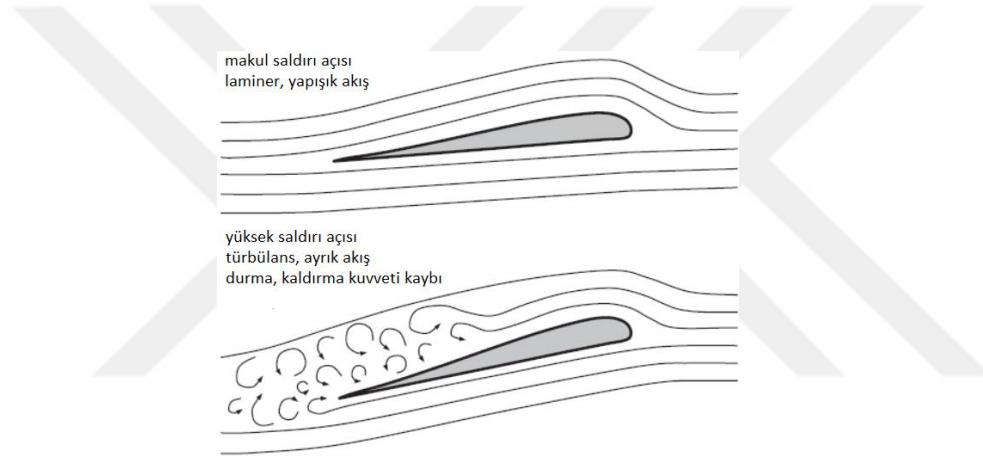
Genel anlamda uçaklara etkiyen kısmen kararlı aerodinamiklerin aksine, kararsız aerodinamiklerin modellenmesi ve öngörülmesi zordur. Kararsız aerodinamikler, uçağın maruz kaldığı kuvvetleri ve momentleri önemli ölçüde etkileyen doğrusal olmayan, üç boyutlu, zamana göre değişen, ayrık akışlarla karakterize edilir.

İHA tasarımcılarının ilgisini çeken *yüksek saldırı açısı* ve avcı uçağı tarafından gerçekleştirilen *yüksek açısız hızlı uçak manevraları* gibi iki kararsız akış senaryosu vardır. İHA tasarımcıları ve kullanıcıları için belki de en önemli dengesiz akış olayları, saldırı açısı değerinin, akışın kanattan ayrıldığı noktaya kadar yükselmesiyle ve bunun sonucu olarak büyük bir kaldırma kuvveti kaybının oluşmasıyla meydana gelen duraklamadır. Duraklama koşulları altında, $F_{\text{kaldırma}}$, $F_{\text{sürüklenme}}$ ve $\mathbf{m}$ denklemleri, uçaktaki aerodinamik kuvvetlerin tam doğru olmayan kestirimlerini üretirler ve bu durum tehlikelidir.

Bu kanat durma olayı, Şekil 2.15'te gösterilmektedir. Düşük veya orta saldırı açılarında kanat üzerindeki akış laminar ve yapışıktır ve akarken kanatın üzerinden

yapışık olarak akar. İstenilen kaldırma kuvvetini üreten fiziksel durum, kanat üzerindeki bu yapışık akıştır. Saldırı açısı kritik seviyeyi aştığında (bu seviyeye kritik saldırı açısı denir), akış kanadın üst yüzeyinden ayrılmaya başlar ve türbülanslı akışa neden olur ve kanat tarafından üretilen kaldırma kuvvetinde ani bir düşme meydana gelir, bu durum uçak için felaketle sonuçlanabilir. $F_{kaldırma}$, $F_{sürüklenme}$ ve m denklemlerinin doğrusal aerodinamik modelinin temel zayıflığı, ortaya çıkan kaldırma kuvvetindeki bu ani düşüşü, artan saldırı açısı ile öngörmeye çalışmasıdır.

Bu denklemler hatalı bir şekilde, saldırı açısı arttıkça kaldırma kuvvetinin de artmaya devam edeceğini öngörür, ki bu fiziksel olarak gerçekçi olmayan uçuş koşullarına karşılık gelir. Kanattaki duraklama etkilerinin boylamsal aerodinamik modele dahil edilmesi önemlidir.



Şekil 2.15 : Makul saldırı açısı ile yüksek saldırı açısı durumlarında kanat üzerindeki hava akışları [42].

Kanattaki duraklamanın boylamsal (longitudinal) aerodinamik modele dâhil edilmesi için, $F_{kaldırma}$, $F_{sürüklenme}$ denklemleri kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin saldırı açısıyla doğrusal olmayacakları duruma göre yeniden düzenlendiğinde bu, daha geniş α aralıklarında kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini modellememizi sağlayacaktır. Böylece kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri aşağıdaki gibi daha genel bir ifade ile modellenebilir;

$$F_{kaldırma} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_L(\alpha) + C_{L_q} \cdot \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_{L_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.69)$$

$$F_{sürüklenme} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_D(\alpha) + C_{D_q} \cdot \frac{c}{2V_a} \cdot q + C_{D_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.70)$$

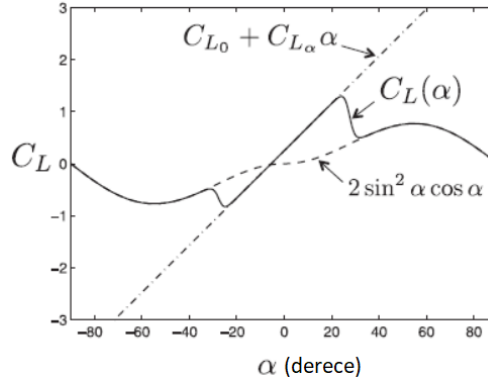
Burada C_L ve C_D , α nın doğrusal olmayan fonksiyonları şeklinde ifade edilmiştir. Durma koşullarının başlangıcının da ötesindeki saldırı açılarında, kanat düz bir plaka gibi davranır ve kabaca kaldırma katsayısı aşağıdaki gibi modellenebilir [35];

$$C_{L,düz_plaka} = 2 \cdot \text{sign}(\alpha) \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha \quad (2.71)$$

Belirli bir kanat tasarımına yönelik geniş bir saldırı açısı aralığında doğru bir kaldırma kuvveti modeli elde etmek için ya rüzgâr tüneli testi ya da detaylı bir hesaplama çalışması gerekir. Duraklamanın etkilerini içeren bir kaldırma modeline sahip olmak için doğrusal kaldırma davranışını ve duraklama etkilerini içeren bir kaldırma modeli aşağıdaki gibi önerilmektedir;

$$C_L(\alpha) = (1 - \sigma(\alpha)) \cdot [C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha] + \sigma(\alpha) \cdot [2 \cdot \text{sign}(\alpha) \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha] \quad (2.73)$$

Burada $\sigma(\alpha) = \frac{1 + e^{-M(\alpha - \alpha_0)} + e^{M(\alpha - \alpha_0)}}{(1 + e^{-M(\alpha - \alpha_0)}) \cdot (1 + e^{M(\alpha - \alpha_0)})}$ 'dir ve M ve α_0 pozitif sabit sayılardır. Bu denklemdaki sigmoid fonksiyonu $\pm \alpha_0$ 'da ve M geçiş oranında eşik değeri olan bir harmanlama fonksiyonudur. Şekil 2.16, $C_L(\alpha)$ kaldırma katsayısını, $C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha$ doğrusal teriminin ve $C_{L,düz_plaka}$ teriminin harmanlanmış bir fonksiyonu olarak göstermektedir.



Şekil 2.16 : α 'nın bir fonksiyonu olarak kaldırma kuvveti katsayısının (sürekli çizgi), α 'nın doğrusal bir fonksiyonu (noktalı kesikli çizgi) ve düz bir plakaya ait kaldırma kuvveti katsayısının (kesikli çizgi) harmanlanmasıyla elde edilen yaklaşım fonksiyonu [42].

Küçük İHA'lar için, doğrusal kaldırma katsayısı;

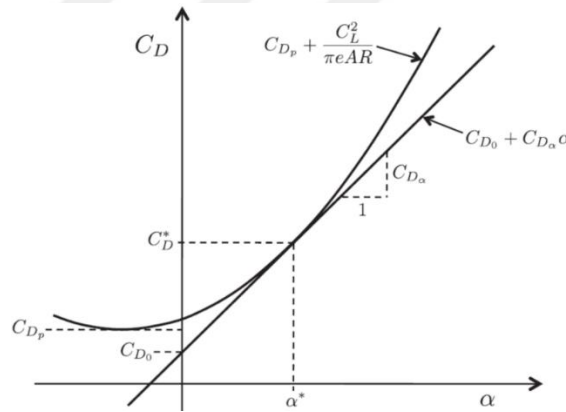
$$C_{L_\alpha} = \frac{\pi \cdot A \cdot R}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{AR}{2}\right)^2}} \quad (2.74)$$

Şeklinde ifade edilebilir. Burada $AR = \frac{b^2}{S}$ dir ve kanat benzeşim oranı olarak ifade edilir. b kanat açıklığı ve S kanat alanıdır.

C_D sürüklenme katsayısı da saldırı açısının doğrusal olmayan bir fonksiyonudur. Sürüklenme katsayısına, indüklenen sürüklenme ve parazitik sürüklenme (sıfır-kaldırma kuvveti durumundaki sürüklenme katsayısı olarak da bilinir) olmak üzere iki katkı vardır [43]. Kanat üzerindeki havanın kayma gerilmesi ve diğer etkiler ile oluşan parazitik sürüklenme kabaca sabit bir sayıdır ve C_{D_p} ile ifade edilir. Küçük saldırı açıları için indüklenen sürüklenme kuvveti kaldırma kuvvetinin karesiyle orantılıdır. C_{D_p} parazitik sürüklenme ve indüklenen sürüklenme birleştirildiğinde aşağıdaki gibi bir eşitlik ortaya çıkar;

$$C_D(\alpha) = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha)^2}{\pi e AR} \quad (2.75)$$

e parametresi Oswald verimlilik faktörü olup değeri 0.8 ile 1 arasında değişmektedir. Şekil 2.17, ikinci dereceden ve doğrusal modeller için tipik sürüklenme katsayısına karşı saldırı açısının durumunu göstermektedir.



Şekil 2.17 : α saldırı açısının bir fonksiyonu olarak sürüklenme katsayısına ait doğrusal ve ikinci dereceden modellerin gösterimi.

İkinci derceden olan model, sürüklenme kuvvetini α 'nın bir fonksiyonu olarak doğru bir şekilde modelleyebilmektedir. Sürüklenme kuvveti, saldırı açısının işaretinden bağımsız olarak daima uçağın doğrusal ileriye yönlü hızına karşı olarak ortaya çıkar. Doğrusal model, saldırı açısı negatif olduğunda sürüklenme kuvvetinin negatif olacağını (uçağı ileri itercesine) öngörür. Şekil 2.17, C_{D_p} parazitik sürüklenmeyle, doğrusal model tarafından sıfır saldırı açısı durumunda öngörülen C_{D_0} sürüklenme

katsayısı arasındaki farkı açıklar. α^* ve C_D^* parametreleri, C_D 'nin $\alpha = \alpha^*$ nominal çalışma koşullarındaki saldırı açısı ile doğrusallaştırıldığı sürüklenme katsayısıdır.

Doğrusal olmayan $F_{kaldırma}$ ve $F_{sürüklenme}$ denklemlerinde ifade edilen kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri kararlılık koordinat çerçevesinde ifade edilmişti. Gövde koordinat çerçevesinde ifade etmek için saldırı açısında bir dönme miktarı ile dönüşüm yapılır;

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -F_{sürüklenme} \\ -F_{kaldırma} \end{pmatrix} \quad (2.76)$$

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_z \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \begin{pmatrix} C_x \\ C_z \end{pmatrix} \quad (2.77)$$

Burada; $C_x = C_L \cdot \sin\alpha - C_D \cdot \cos\alpha$ ve $C_z = -C_D \cdot \sin\alpha - C_L \cdot \cos\alpha$ 'dır ve C_L ve C_D aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha + C_{L_{\delta_e}} \cdot \delta_e + \frac{c}{2 \cdot V_a} \cdot (C_{L_{\dot{\alpha}}} \cdot \dot{\alpha} + C_{L_q} \cdot q) \quad (2.78)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{L_{\delta_e}} \cdot \delta_e + C_{L_{\delta_r}} \cdot \delta_r + \frac{(C_L - C_{L_{min}})}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (2.79)$$

2.2.3.6 Yanal aerodinamikler

Yanal aerodinamik kuvvet ve momentler, yanal doğrultuda j^b eksenini boyunca ötelenme hareketine neden olmakla birlikte, İHA'nın uçuş yolunda yön değişikliklerine yol açacak şekilde yuvarlanma ve sapma olarak dönme hareketlerine neden olur. Yanal aerodinamik, en çok β yan kayma açısı tarafından etkilenir. Ayrıca p yuvarlanma açısal hızı, r sapma açısal hızı, δ_a kanatçık sapması ve δ_r kuyruk dümeni sapmasından da etkilenirler.

f_y yanal kuvveti, l yuvarlanma momentini ve n sapma momentini gösterdiği durumda aşağıdaki eşitlikler yazılabilir;

$$f_y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot C_Y(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r) \quad (2.80)$$

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot C_l(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r) \quad (2.81)$$

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot C_n(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r) \quad (2.82)$$

Burada C_Y , C_l ve C_n boyutsuz aerodinamik katsayılar, b İHA'nın kanat açıklığıdır. Bununla birlikte, bu doğrusal olmayan ilişkileri karakterize etmek zordur. Ayrıca, doğrusal aerodinamik modeller çoğu uygulamada kabul edilebilir doğruluk sağlar ve uçağın dinamik stabilitesi hakkında değerli bilgiler verir.

Birinci dereceden Taylor serisi ve aerodinamik katsayıların boyutsuzlaştırılması yaklaşımı kullanılarak, yanal kuvvet, yuvarlanma momenti ve sapma momenti için doğrusal ilişkiler aşağıdaki gibi elde edilir;

$$f_y = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot \left[C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \cdot \beta + C_{Y_p} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot p + C_{Y_r} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot r + C_{Y_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.83)$$

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \cdot \beta + C_{l_p} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot p + C_{l_r} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot r + C_{l_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.84)$$

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \cdot \beta + C_{n_p} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot p + C_{n_r} \cdot \frac{b}{2V_a} \cdot r + C_{n_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.85)$$

Bu kuvvetler ve momentler, İHA'nın gövde koordinat eksenleriyle aynı hizadadır ve hareket denklemlerine dönme dönüşümü uygulanmasını gerektirmez.

Burada C_{Y_0} , $\beta = p = r = \delta_a = \delta_r = 0$ olduğu durumda C_Y yanal kuvvet katsayısıdır. $i^b - k^b$ düzleminde simetrik olan İHA'lar için C_{Y_0} sıfırdır ve C_{l_0} ve C_{n_0} katsayıları da simetrik İHA'lar için benzer şekilde tanımlanırlar. İHA modellemesi için gerekli olan boyutsuz aerodinamik katsayılar Çizelge 2.3'te gösterilmiştir.

Çizelge 2.3 : Aerodinamik katsayılar [41].

Kaldırma Kuvveti	Sürüklenme Kuvveti	Yanal Kuvvet	Yuvarlanma Momenti	Yunuslama Momenti	Sapma Momenti
C_{L_0}	C_{D_0}	C_{Y_β}	C_{l_β}	C_{m_0}	C_{n_β}
C_{L_α}	$C_{D_{\delta_e}}$	$C_{Y_{\delta_r}}$	$C_{l_{\delta_r}}$	C_{m_a}	$C_{n_{\delta_r}}$
$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	$C_{D_{\delta_r}}$	C_{Y_p}	C_{l_p}	$C_{m_{\delta_e}}$	C_{n_p}
C_{L_q}		C_{Y_r}	C_{l_r}	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	C_{n_r}
$C_{L_{min}}$			$C_{l_{\delta_a}}$	C_{m_q}	
$C_{L_{\delta_e}}$					

2.2.3.7 Aerodinamik katsayılar

İHA'nın statik ve dinamik kararlılığını belirlediklerinden dolayı C_{m_a} , C_{l_β} , C_{n_β} , C_{m_q} , C_{l_p} ve C_{n_r} aerodinamik katsayıları kararlılık türevleri (stability derivatives) olarak adlandırılır. Statik kararlılık, İHA'nın nominal uçuş koşulundan

uzaklaştığı durumdaki aerodinamik momentlerin yönü ile ilgilidir. İHA'ya etkiyen momentlerin İHA'yı nominal uçuş durumuna geri getirmeye meyilli olması durumu, İHA'nın statik olarak kararlı olduğu durumdur. Çoğu hava aracı statik olarak kararlı olacak şekilde tasarlanır.

Burada C_{m_α} , C_{l_β} ve C_{n_β} katsayıları İHA'nın statik stabilitesini belirlemektedir ve α ve β ile temsil edilmelerinden dolayı anlaşılacağı üzere, bağıl hava hızı yönündeki değişikliklere göre moment katsayılarındaki değişimi temsil ederler.

C_{m_α} , boylamsal statik kararlılık türevi olarak adlandırılır. İHA'nın statik olarak kararlı olması için C_{m_α} 'nın sıfırdan küçük olması gerekir. Bu durumda, yukarı yönlü hava akımı nedeniyle α açısında görülen artış, kendi nominal saldırı açısını korumak için İHA'nın burnunu aşağıya yönlendirmesine neden olacaktır.

C_{l_β} , yuvarlanma statik kararlılık türevi olarak adlandırılır ve genellikle kanatlardaki dihedral (bir uçağın kanadının yataydan, özellikle de gövdeden yukarı doğru eğimi) ile ilişkilendirilir. Yuvarlanmadaki statik kararlılık için, C_{l_β} negatif olmalıdır. C_{l_β} için negatif bir değer, İHA'yı yan kayma istikametinden nominal istikamete döndüren yuvarlanma momentlerine neden olur ve böylece β yan kayma açısını sıfıra indirir.

C_{n_β} , sapma statik kararlılık türevi olarak adlandırılır ve bazen weathercock (rüzgâr yönünü gösteren metal çubuk) kararlılık türevi olarak adlandırılır. Eğer bir hava aracı sapmada statik olarak kararlı ise, doğal olarak bu hava aracı rüzgârın içine doğru işaret edecektir (rüzgâr oku veya weathercock gibi). C_{n_β} değeri hava aracının kuyruk tasarımı ile büyük ölçüde ilgilidir. Kuyruk büyürse ve uçağın kütle merkezini ne kadar geriye çekerse, C_{n_β} değeri o kadar büyür. Hava aracının sapmada kararlı olabilmesi için, C_{n_β} pozitif olmalıdır. Bu basitçe pozitif yan kayma açısı için pozitif sapma momentinin ortaya çıkacağı anlamına gelir. Bu sapma momenti İHA'yı, yan kayma açısını sıfıra indirecek şekilde bağıl hava hızı yönüne döndürecektir.

İHA dinamik kararlılığı, bozuculara cevap olarak hava aracının dinamik davranışı ile ilgilenir. İHA'ya bir bozucu uygulandığında cevabı zamanla azalırsa dinamik olarak kararlı olduğu söylenir. İHA analizi ikinci dereceden bir kütle-yay-sönüm elemanı

benzeşimi kullanılırsa, C_{m_α} , C_{l_β} ve C_{n_β} stabilite türevleri burulma yayları gibi davranırken, C_{m_q} , C_{l_p} ve C_{n_r} türevleri burulma sönümleyici gibi davranır.

İHA'nın dinamik hareket denklemlerini doğrusallaştırdığımızda, denkleme ait karakteristik köklerin karmaşık düzlemin sol yarısında kalmasını sağlamak için kararlılık türevlerinin işaretleri tutarlı olmalıdır.

C_{m_q} yunuslama sönümlenme türevi, C_{l_p} yuvarlanma sönümlenme türevi ve C_{n_r} sapma sönümlenme türevi olarak adlandırılır. Bu sönümlenme türevlerinin her biri genellikle negatiftir, yani hareket yönüne karşı bir moment üretilir, yani hareket sönümlenir.

$C_{m_{\delta_e}}$, $C_{l_{\delta_a}}$ ve $C_{n_{\delta_r}}$ aerodinamik katsayıları, kontrol yüzeylerinin sapma değerleri ile ilişkilendirilir ve birincil kontrol türevleri olarak adlandırılır. Kontrol yüzeyi sapmasının bir sonucu olarak moment ortaya çıkmasından dolayı bu katsayılar birincil kontrol türevleridir. Örneğin, δ_e kaldırma sapmasının amaçlanan sonucu m yunuslama momentidir. $C_{l_{\delta_r}}$ ve $C_{n_{\delta_a}}$ çapraz kontrol türevleri olarak adlandırılır. Bunlar, kontrol yüzeyleri sapması sonucu meydana gelen eksen dışı momentleri (off-axis moments) tanımlarlar. Kontrol türevleri, kazançlar (gain) olarak düşünülebilir. Kontrol türevinin değeri büyüdükçe, kontrol yüzeyinin belirli bir sapması için üretilen momentin büyüklüğü artar.

İşaret uyumu, pozitif kaldırma sapması aşağı-yönlü yunuslama momentine (j^b boyunca negatif), pozitif kanatçık sapması sağ-kanat-aşağı yuvarlanma momentine (i^b boyunca pozitif) ve pozitif dümen sapması burun sola-sapma momentine (k^b boyunca negatif) neden olur. Birincil kontrol türevlerinin işaretleri, pozitif sapmalar pozitif momentlere neden olacak şekilde tanımlanır. Bunun olması için de, $C_{m_{\delta_e}}$ negatif, $C_{l_{\delta_a}}$ pozitif ve $C_{n_{\delta_r}}$ negatif olması gerekmektedir.

2.2.3.8 İtici kuvvetler ve momentler

Pervane itme kuvveti

Bernoulli denklemi kullanılarak, pervanenin giriş yönündeki toplam basıncı aşağıdaki gibi elde edilir;

$$P_{giriş} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \quad (2.86)$$

Burada P_0 statik basıncı, ρ hava yoğunluğunu ifade etmektedir. Pervanenin çıkış yönündeki toplam basınç ise;

$$P_{\text{çıkış}} = P_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{\text{çıkış}}^2 \quad (2.87)$$

Burada $V_{\text{çıkış}}$ havanın pervaneden ayrıldığı andaki hızıdır. Motordaki geçici durum ihmal edildiğinde, δ_t darbe-genişlik-modülasyonu (pulse-width-modulation/PWM) komutu ile pervanenin açısal hızı arasında doğrusal bir ilişki elde edilir. Dönen pervanedeki çıkış havasının hızı aşağıdaki gibi olur;

$$V_{\text{çıkış}} = k_{\text{motor}} \cdot \delta_t \quad (2.88)$$

$$F_{xp} = S_{\text{pervane}} \cdot C_{\text{pervane}} \cdot (P_{\text{çıkış}} - P_{\text{giriş}}) \quad (2.89)$$

$$F_{xp} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{\text{pervane}} \cdot C_{\text{pervane}} \cdot [(k_{\text{motor}} \cdot \delta_t)^2 - V_a^2] \quad (2.90)$$

$$f_p = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_{\text{pervane}} \cdot C_{\text{pervane}} \cdot \begin{pmatrix} (k_{\text{motor}} \cdot \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.91)$$

Burada S_{pervane} pervane tarafından taranan alanı temsil etmektedir. F_{xp} ise motor tarafından üretilen itme kuvvetidir. Çoğu İHA, itmenin doğrudan uçağın gövde eksenini boyunca olduğu duruma göre tasarlanmıştır. Bu nedenle, bu itme kuvveti İHA'nın kütle merkezi ile ilgili herhangi bir moment üretmez.

Pervane torku

Pervane döndükçe, içinden geçen havaya kuvvet uygular ve İHA üzerinde bir itme kuvveti oluşturur ve aynı zamanda havanın momentumunu artırır. Pervane üzerindeki hava pervaneye, birbirine eşit ama zıt yönde kuvvetler uygular. İHA'ya uygulanan bu kuvvetlerin net etkisi, pervane dönme eksenini etrafındaki torktur. Motor tarafından pervaneye (ve sonrasında havaya) uygulanan tork, pervane tarafından İHA gövdesine sabitlenmiş motora uygulanan eşit ve zıt bir torkla sonuçlanır. Bu tork, pervane dönüş yönünün tersidir ve aşağıdaki eşitlikte de belirtildiği gibi pervane açısal hızının karesi ile orantılıdır;

$$T_p = -k_{T_p} \cdot \Omega^2 \quad (2.92)$$

Burada $\Omega = k_{\Omega} \cdot \delta_t$ 'dir pervane hızı olarak bilinir. k_{T_p} deneysel olarak belirlenir. Bu durumda itki süresince oluşan moment şu şekildedir;

$$\mathbf{m}_p = \begin{pmatrix} -k_{T_p} \cdot (k_{\Omega} \cdot \delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.93)$$

Bu pervane torkunun etkileri genellikle nispeten küçüktür ve pervane torkunu engellemek için yuvarlanma momenti oluşturan küçük bir kanatçık sapması uygulanarak kolayca düzeltilir.

2.2.3.9 Atmosferik bozucular

Toplam rüzgâr vektörü aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$V_w = V_{w_s} + V_{w_g} \quad (2.94)$$

Burada V_{w_s} sabit ortam rüzgâr hızı ve V_{w_g} rastgele rüzgâr ve diğer atmosferik bozucuları ifade etmektedir. V_{w_s} sabit ortam hızı tipik olarak atalet koordinat çerçevesinde aşağıdaki gibi belirtilir;

$$V_{w_s}^i = \begin{pmatrix} w_{n_s} \\ w_{e_s} \\ w_{d_s} \end{pmatrix} \quad (2.95)$$

Burada w_{n_s} kuzey yönündeki sabit rüzgâr hızı, w_{e_s} doğu yönündeki sabit rüzgâr hızı ve w_{d_s} düşey yöndeki sabit rüzgâr hızıdır. Rüzgârın rastgele bileşeni tipik olarak İHA gövde koordinat çerçevesinde belirtilir. Rüzgârın rastgele kısmı, gövde koordinat çerçevesindeki bileşenler bakımından aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$V_{w_g}^b = \begin{pmatrix} u_{w_g} \\ v_{w_g} \\ w_{w_g} \end{pmatrix} \quad (2.96)$$

Rüzgârın sabit bileşenleri atalet koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine döndürülür ve gövde koordinat çerçevesindeki toplam rüzgârın üretilmesi için bozucu bileşenlere eklenir. Sabit ve bozucu terimlerin kombinasyonu matematiksel olarak aşağıdaki gibi olur;

$$V_w^b = \begin{pmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{pmatrix} = R_v^b(\phi, \theta, \psi) \cdot \begin{pmatrix} w_{n_s} \\ w_{e_s} \\ w_{d_s} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ w_{wg} \end{pmatrix} \quad (2.97)$$

Burada R_v^b araç koordinat çerçevesinden gövde koordinat çerçevesine olan dönme matrisidir. Buradan hava hızı vektörünün gövde koordinat çerçevesine göre hızı aşağıdaki gibi olur;

$$V_a^b = \begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u - u_w \\ v - v_w \\ w - w_w \end{pmatrix} \quad (2.98)$$

Hava hızının gövde koordinat çerçevesindeki bileşenlerinden, hava hızının büyüklüğü, saldırı açısı, yana kayma açısı aşağıdaki denklemlerle ifade edilir;

$$V_a = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2} \quad (2.99)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w_r}{u_r} \right) \quad (2.100)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v_r}{\sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}} \right) \quad (2.101)$$

V_a , α ve β için bu ifadeler, İHA üzerinde etkili olan aerodinamik kuvvetleri ve momentleri hesaplamak için kullanılır. Burada, rüzgâr ve atmosferik bozucuların hava hızını, saldırı açısını ve yan kayma açısını etkilediği anlaşılmaktadır. Böylece rüzgâr ve atmosferik etkiler aerodinamik kuvvet ve momentlerin hesaplamalarına girmekte ve İHA'nın hareketini etkilemiş olmaktadır.

2.2.4 İHA denklemleri, trim koşulu, model oluşturulması

İHA hareket denklemleri birbirine geçmiş, doğrusal olmayan, birinci mertebeden adi diferansiyel denklemler şeklindedir. Genel anlamda kontrol sistemi tasarımı için daha uygun olan düşük-mertebe transfer fonksiyonu ve durum-uzayı modelleri oluşturma adına hareket denklemleri doğrusallaştırılır ve kontrol stratejilerinde kullanılır.

Sabit kanatlı İHA dinamikleri, yaklaşık olarak boylamsal hareketler (hava hızı, yunuslama açısı ve rakım içerir) ve yanal hareketler (yuvarlanma ve yana kayma (yönlendirme-heading) açılarını içerir) olmak üzere ikiye ayrılır. Çoğu hava aracı

için dinamik bağlantı (dynamic coupling), bozucu reddi (disturbance rejection) için tasarlanan kontrol algoritmaları ile istenmeyen etkilerinin hafifletilmesi için yeterince küçüktür. Uçuş dinamiğinde kuvvet ve moment dengesine “trim” denir.

2.2.4.1 İHA denklemleri

Aerodinamik kuvvetler ve momentler için, doğrusal modellerden çapraz bağışımli doğrusal olmayan modellere kadar çeşitli modeller literatürde yer almaktadır. Bu bölümde, önceki bölümde geliştirilen ve kısmen-doğrusal aerodinamik ve itme modelleri ihtiva eden 6 serbestlik dereceli, 12 durumlu hareket denklemleri özetlenmektedir. Burada “kısmen-doğrusal” ifadesinin kullanılmaktadır çünkü, saldırı açısı ifadesinde belirtilen kaldırma ve sürüklenme terimleri ile gaz keleşi komutundaki pervane itme kuvveti terimi doğrusal değildir. Bütünlüğün tesis edilmesi adına, yaygın olarak kullanılan kaldırma ve sürüklenme terimleri için aşağıda doğrusal modeller de verilmektedir;

$$\dot{p}_n = (c_\theta \cdot c_\psi) \cdot u + (s_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi - c_\phi \cdot s_\psi) \cdot v + (c_\phi \cdot s_\theta \cdot c_\psi + s_\phi \cdot s_\psi) \cdot w \quad (2.102)$$

$$\dot{p}_e = (c_\phi \cdot s_\psi) \cdot u + (s_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi + c_\phi \cdot c_\psi) \cdot v + (c_\phi \cdot s_\theta \cdot s_\psi - s_\phi \cdot c_\psi) \cdot w \quad (2.103)$$

$$\dot{h} = u \cdot s_\theta - v \cdot s_\phi \cdot c_\theta - w \cdot c_\phi \cdot c_\theta \quad (2.104)$$

$$\dot{u} = r \cdot v - q \cdot w - g \cdot s_\theta + \frac{\rho \cdot V_a^2 \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \left[C_X(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \cdot \frac{c \cdot q}{2 \cdot V_a} + C_{X_{\delta_e}}(\alpha) \cdot \delta_e \right] + \frac{\rho \cdot S_{pervane} \cdot C_{pervane}}{2 \cdot m} \cdot [(k_{motor} \cdot \delta_t)^2 - V_a^2] \quad (2.105)$$

$$\dot{v} = p \cdot w - r \cdot u + g \cdot c_\theta \cdot s_\phi + \frac{\rho \cdot V_a^2 \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \left[C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \cdot \beta + C_{Y_p} \cdot \frac{b \cdot p}{2 \cdot V_a} + C_{Y_r} \cdot \frac{b \cdot r}{2 \cdot V_a} + C_{Y_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.106)$$

$$\dot{w} = q \cdot u - p \cdot v + g \cdot c_\theta \cdot s_\phi + \frac{\rho \cdot V_a^2 \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \left[C_Z(\alpha) + C_{Z_q}(\alpha) \cdot \frac{c \cdot q}{2 \cdot V_a} + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha) \cdot \delta_e \right] \quad (2.107)$$

$$\dot{\phi} = p + q \cdot s_\phi \cdot \tan \theta + r \cdot c_\phi \cdot \tan \theta \quad (2.108)$$

$$\dot{\theta} = q \cdot c_\phi - r \cdot s_\phi \quad (2.109)$$

$$\dot{\psi} = q \cdot s_\phi \cdot \sec \theta + r \cdot c_\phi \cdot \sec \theta \quad (2.110)$$

$$\dot{p} = \Gamma_1 \cdot p \cdot q - \Gamma_2 \cdot q \cdot r + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot \left[C_{p_0} + C_{p_\beta} \cdot \beta + C_{p_p} \frac{b \cdot p}{2 \cdot V_a} + C_{p_r} \frac{b \cdot r}{2 \cdot V_a} + C_{p_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{p_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.111)$$

$$\dot{q} = \Gamma_5 \cdot p \cdot r - \Gamma_6 \cdot (p^2 - r^2) + \frac{\rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot c}{2 \cdot J_y} \cdot \left[C_{m_0} + C_{m_a} \cdot a + C_{m_q} \frac{c \cdot q}{2 \cdot V_a} + C_{m_{\delta_e}} \cdot \delta_e \right] \quad (2.112)$$

$$\dot{r} = \Gamma_7 \cdot p \cdot q - \Gamma_1 \cdot q \cdot r + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot S \cdot b \cdot \left[C_{r_0} + C_{r_\beta} \cdot \beta + C_{r_p} \frac{b \cdot p}{2 \cdot V_a} + C_{r_r} \frac{b \cdot r}{2 \cdot V_a} + C_{r_{\delta_a}} \cdot \delta_a + C_{r_{\delta_r}} \cdot \delta_r \right] \quad (2.113)$$

Burada $h = -p_d$ irtifa terimidir.

$$C_{p_0} = \Gamma_3 \cdot C_{l_0} + \Gamma_4 \cdot C_{n_0}$$

$$C_{p_\beta} = \Gamma_3 \cdot C_{l_\beta} + \Gamma_4 \cdot C_{n_\beta}$$

$$C_{p_p} = \Gamma_3 \cdot C_{l_p} + \Gamma_4 \cdot C_{n_p}$$

$$C_{p_r} = \Gamma_3 \cdot C_{l_r} + \Gamma_4 \cdot C_{n_r}$$

$$C_{p_{\delta_a}} = \Gamma_3 \cdot C_{l_{\delta_a}} + \Gamma_4 \cdot C_{n_{\delta_a}}$$

$$C_{p_{\delta_r}} = \Gamma_3 \cdot C_{l_{\delta_r}} + \Gamma_4 \cdot C_{n_{\delta_r}}$$

$$C_{r_0} = \Gamma_4 \cdot C_{l_0} + \Gamma_8 \cdot C_{n_0}$$

$$C_{r_\beta} = \Gamma_4 \cdot C_{l_\beta} + \Gamma_8 \cdot C_{n_\beta}$$

$$C_{r_p} = \Gamma_4 \cdot C_{l_p} + \Gamma_8 \cdot C_{n_p}$$

$$C_{r_r} = \Gamma_4 \cdot C_{l_r} + \Gamma_8 \cdot C_{n_r}$$

$$C_{r_{\delta_a}} = \Gamma_4 \cdot C_{l_{\delta_a}} + \Gamma_8 \cdot C_{n_{\delta_a}}$$

$$C_{r_{\delta_r}} = \Gamma_4 \cdot C_{l_{\delta_r}} + \Gamma_8 \cdot C_{n_{\delta_r}}$$

$$C_X(\alpha) = -C_D(\alpha) \cdot \cos \alpha + C_L(\alpha) \cdot \sin \alpha$$

$$C_{X_q}(\alpha) = -C_{D_q} \cdot \cos \alpha + C_{L_q} \cdot \sin \alpha$$

$$C_{X_{\delta_e}}(\alpha) = -C_{D_{\delta_e}} \cdot \cos\alpha + C_{L_{\delta_e}} \cdot \sin\alpha$$

$$C_Z(\alpha) = -C_D(\alpha) \cdot \sin\alpha - C_L(\alpha) \cdot \cos\alpha$$

$$C_{Z_q}(\alpha) = -C_{D_q} \cdot \sin\alpha - C_{L_q} \cdot \cos\alpha$$

$$C_{Z_{\delta_e}}(\alpha) = -C_{D_{\delta_e}} \cdot \sin\alpha - C_{L_{\delta_e}} \cdot \cos\alpha$$

Duraklama etkilerini kaldırma katsayısına dahil ettiğimizde C_L aşağıdaki gibi modellenmiş olur;

$$C_L(\alpha) = (1 - \sigma(\alpha)) \cdot [C_{L_0} + C_{L_0} \cdot \alpha] + \sigma(\alpha) [2 \cdot \text{sign}(\alpha) \cdot \sin^2\alpha \cdot \cos\alpha] \quad (2.114)$$

Burada;

$$\sigma(\alpha) = \frac{1 + e^{-M \cdot (\alpha - \alpha_0)} + e^{M \cdot (\alpha + \alpha_0)}}{(1 + e^{-M \cdot (\alpha - \alpha_0)}) \cdot (1 + e^{M \cdot (\alpha + \alpha_0)})} \quad (2.115)$$

Yaygın olarak sürüklenme kaldırmanın doğrusal olmayan ikinci dereceden bir fonksiyonu olarak aşağıdaki gibi modellenir;

$$C_D(\alpha) = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha)^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (2.116)$$

Burada e Oswald verimlilik faktörü'dür, AR kanadın en-boy oranıdır.

Düşük saldırı açısı koşulları altında İHA uçuş modellemesi yapılacağı zaman, aşağıdaki gibi kaldırma ve sürüklenme katsayıları için daha basit ve doğrusal modeller kullanılabilir;

$$C_L(\alpha) = C_{L_0} + C_{L_0} \cdot \alpha \quad (2.117)$$

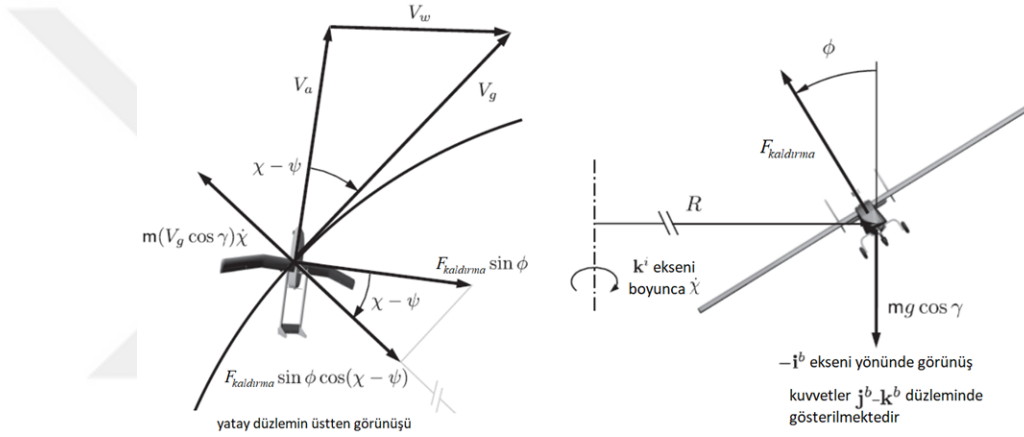
$$C_D(\alpha) = C_{D_0} + C_{D_0} \cdot \alpha \quad (2.118)$$

Tezin bu bölümünde bahsedilen denklemler, bir İHA'nın gaz keleş ve aerodinamik kontrol yüzeylerinden (kaldıraç, kuyruk dümeni, kanatçık) gelen girdilere cevaben dinamik davranışını tamamen tanımlamaktadır.

Bu aşamada koordineli dönüşten de bahsetmek gerekir. Koordineli dönüş koşulu, doğrusal transfer fonksiyonu ilişkileri geliştirmek için basitleştirilmiş bir ilişki

bulunmasına yardımcı olacaktır (örneğin, yana kayma/yönlenme (heading) açısal hızı uçağın yuvarlanma veya yatış açısı (bank angle) ile ilişkilidir). Koordineli bir dönüş sırasında, uçağın gövde koordinat çerçevesinde hiçbir yanal ivme yoktur. Hava aracı, yan kayma yerine dönüşü yapmaktadır. Analiz perspektifinden bakıldığında, koordineli bir dönüşün varsayımı, rota (veya yönlenme) oranı ve yatış açısı ile ilgili basitleştirilmiş bir ifade geliştirmemize olanak sağlar.

Koordineli bir dönüş sırasında, yatış açısı ϕ , İHA üzerinde etkili net hiçbir yan kuvvet olmayacak şekilde ayarlanır. Şekil 2.18'de gösterildiği gibi İHA'ya etkiyen merkezkaç kuvveti, radyal yönde hareket eden kaldırma kuvvetinin yatay bileşenine eşittir ve pozittir.



Şekil 2.18 : İHA üzerindeki kuvvetleri tırmanma koordineli dönüşte belirten serbest cisim diagramları [42].

Yatay doğrultuda kuvvetlerin toplanması ile aşağıdaki elde edilir;

$$F_{kaldırma} \cdot \sin \phi \cdot \cos(\chi - \psi) = m \cdot \frac{v^2}{R} \quad (2.119)$$

$$F_{kaldırma} \cdot \sin \phi \cdot \cos(\chi - \psi) = m \cdot v \cdot w \quad (2.120)$$

$$F_{kaldırma} \cdot \sin \phi \cdot \cos(\chi - \psi) = m \cdot (V_g \cdot \cos \gamma) \cdot \dot{\chi} \quad (2.121)$$

Burada γ uçuş yolu açısı, V_g İHA'nın yere göre hızı, χ rota açısıdır.

Düşey kuvvet bileşenleri toplandığında aşağıdaki eşitlik elde edilir;

$$F_{kaldırma} \cdot \cos \phi = m \cdot g \cdot \cos \gamma \quad (2.122)$$

İki denklem birlikte çözüldüğünde aşağıdaki koordineli dönüş denklemi elde edilir;

$$\dot{\chi} = \frac{g}{v_g} \cdot \tan\phi \cdot \cos(\chi - \psi) \quad (2.123)$$

Dönme yarıçapının $R = (V_g \cdot \cos\gamma) / \dot{\chi}$ ile verildiği göz önüne alındığında R için aşağıdaki denklem elde edilir;

$$R = \frac{V_g^2 \cdot \cos\gamma}{g \cdot \tan\phi \cdot \cos(\chi - \psi)} \quad (2.124)$$

Rüzgâr veya yan kayma olmadığında, ($V_a = V_g$ ve $\psi = \chi$ olduğunda) koordineli dönüş için aşağıdaki ifadeler elde edilir;

$$\dot{\chi} = \frac{g}{v_g} \cdot \tan\phi = \dot{\psi} = \frac{g}{v_a} \cdot \tan\phi \quad (2.125)$$

($\dot{\psi} = \frac{g}{v_a} \cdot \tan\phi$ ayrıca rüzgârın varlığında da geçerlidir.)

2.2.4.2 Trim koşulları

Trim, aerodinamik literatüründe “dengedeki hava aracı” şeklinde tanımlanır ve dengedeki hava aracının “trim”de olduğu söylenir.

Diferansiyel denklemlerle açıklanan doğrusal olmayan bir sistem aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (2.126)$$

Burada $f = \mathbb{R}^n \times \mathbb{R}^m \rightarrow \mathbb{R}^n$, x sistemin durumları (n elemanlı), u sistemin girdisidir (m elemanlı). Aşağıdaki koşulda sistemin x^* durum ve u^* girdisinde dengede olduğu söylenebilir;

$$f(x^*, u^*) = 0 \quad (2.127)$$

Bir İHA sürekli irtifadayken, kanatlar seviyesinde sabit bir uçuş olduğunda, durumlarının bir alt kümesi dengededir. Özellikle, irtifa $h = -p_d$; gövde koordinat çerçevesi hızları u, v, w ; Euler açıları ϕ, θ, ψ ; ve p, q, r açısal hızlarının tümü sabittir. Kimi durumda trim koşulları sabit olmayan durumları içerebilir. Örnek vermek gerekirse, sürekli tırmanışta kanat seviyesindeki uçuşlarda $\dot{h}$ sabittir ve h doğrusal olarak büyür. Ayrıca, sabit bir dönme sırasında $\dot{\psi}$ sabittir ve ψ doğrusal büyümeye sahiptir. Bu nedenle, genel olarak trim koşulları aşağıdaki gibi verilir;

$$\dot{x}^* = f(x^*, u^*) \quad (2.128)$$

İHA için trim hesaplamaları yapılırken, rüzgâr bilinmeyen bir rahatsızlık olarak ele alınır. İHA üzerindeki etkisi bilinmediğinden, rüzgâr hızının sıfır olduğu varsayımıyla trim koşulları bulunur. Bu durumda $V_a = V_g$, $\psi = \chi$ ve $\gamma = \gamma_a$ 'dır. Burada amaç, aynı anda aşağıdaki üç koşulu sağladığında İHA'ya ait trim durumlarını ve girdileri hesaplamaktır:

- V_a^* sabit hızda ilerleme,
- γ^* sabit uçuş yolu açısında tırmanma,
- R^* sabit yörünge yarıçapıyla hareket etme.

V_a^* , γ^* ve R^* parametreleri trim hesaplamalarında kullanılacaktır. Trim değerlerinin gerekli olduğu en yaygın senaryo kanat seviyesindeki sabit irtifa uçuşlarıdır. Bu durumda $\gamma^* = 0$ ve $R^* = \infty$ 'dur.

Sabit kanatlı uçaklar için durumlar ve girdiler aşağıdaki gibidir;

$$x = (p_n, p_e, p_d, u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r)^T \quad (2.129)$$

$$u = (\delta_e, \delta_r, \delta_a, \delta_t)^T \quad (2.130)$$

Yukarıdaki doğrusal olmayan denklemler p_n , p_e ve p_d 'den bağımsız olduğundan trim uçuşu konumdan bağımsızdır. Ayrıca, sadece $\dot{p}_n$ ve $\dot{p}_e$, ψ 'ye bağlı olduğundan, trim uçuşu ψ yönelmeden bağımsızdır. Sabit bir tırmanma yörüngesinde uçağın hızı değişmez, bu da $\dot{u}^* = \dot{v}^* = \dot{w}^* = 0$ anlamına gelir. Benzer şekilde, yuvarlanma ve yunuslama açıları sabit olacağından, $\dot{\phi}^* = \dot{\theta}^* = \dot{p}^* = \dot{q}^* = 0$ olacaktır. Sapma açısal hızı sabittir ve aşağıdaki gibi olur;

$$\dot{\psi}^* = \frac{V_a^*}{R^*} \cdot \cos \gamma^* \quad (2.131)$$

Bunun sonucunda $\dot{r}^* = 0$ 'dır. Son olarak, tırmanma hızı sabittir ve aşağıdaki gibidir;

$$\dot{h}^* = V_a^* \cdot \sin \gamma^* \quad (2.132)$$

Böylece V_a^* , γ^* ve R^* verildiğinde $\dot{x}^*$ aşağıdaki gibi olur;

$$\dot{x}^* = \begin{pmatrix} \dot{p}_n^* \\ \dot{p}_e^* \\ \dot{h}^* \\ \dot{u}^* \\ \dot{v}^* \\ \dot{w}^* \\ \dot{\phi}^* \\ \dot{\theta}^* \\ \dot{\psi}^* \\ \dot{p}^* \\ \dot{q}^* \\ \dot{r}^* \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{önemsiz} \\ \text{önemsiz} \\ V_a^* \cdot \sin \gamma^* \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{V_a^*}{R^*} \cdot \cos \gamma^* \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.133)$$

$\dot{x}^* = f(x^*, u^*)$ olduğu durumda x^* ve u^* 'yu bulmak (p_n^* , p_e^* , h^* ve ψ^* hariç), doğrusal olmayan cebirsel denklem sistemini çözmeyi basitleştirir .

2.2.4.3 Transfer fonksiyonu modelleri

Yanal transfer fonksiyonları

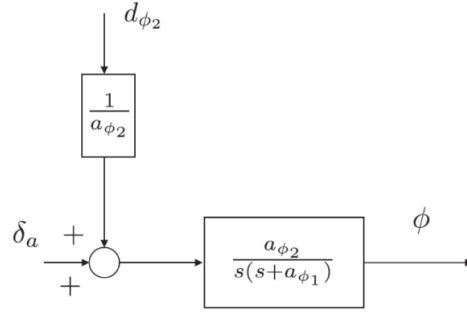
Yanal dinamikler için ilgili değişkenler yuvarlanma açısı ϕ , yuvarlanma açısal hızı p , yönelme (sapma) açısı ψ ve sapma açısal hızı r 'dir. Yanal dinamikleri tahrik etmek için kullanılan kontrol yüzeyleri ise δ_a kanatçıklar ve δ_r kuyruk dümenidir. Kanatçıklar öncelikle p yuvarlanma açısal hızını uyarmak için kullanılırken kuyruk dümeni esas olarak ψ sapma açısını kontrol etmek için kullanılır.

δ_a kanatçıklardan ϕ yuvarlanma açısına olan transfer fonksiyonu elde edilmek istendiğinde bir dizi işlem ve kabullerden sonra aşağıdaki transfer fonksiyonu elde edilir;

$$\phi(s) = \left(\frac{a_{\phi_2}}{s(s+a_{\phi_1})} \right) \cdot \left(\delta_a(s) + \frac{1}{a_{\phi_2}} \cdot d_{\phi_2}(s) \right) \quad (2.134)$$

Burada a_{ϕ_1} ve a_{ϕ_2} daha önce tanımlanmış parametrelerden oluşan sabit sayılardır. d_{ϕ_2} sistemdeki bozucudur. Sistemin girdileri δ_a ve d_{ϕ_2} 'dir. Aşağıdaşekil 2.19'da örnek olarak bu sistemin blok diyagramı görülmektedir.

Ayrıca, ϕ yuvarlanma açısından χ rota (yönelme) açısına olan bir transfer fonksiyonu elde edilebilir. Bir dizi işlem ve kabullerden sonra denklem 2.35'teki transfer fonksiyonu elde edilir.



Şekil 2.19 : Yuvarlanma dinamiğinin blok diyagramı.

$$\chi(s) = \frac{g/V_g}{s} \cdot (\phi(s) + d_\chi(s)) \quad (2.135)$$

Yanal dinamiklerin ikinci bileşeni, δ_r kuyruk dümeni girdilerine cevap olarak ψ sapma davranışdır. Bununla birlikte bazı işlemlerden sonra δ_r ile ilgili transfer fonksiyonu ise aşağıdaki gibi elde edilir;

$$\beta(s) = \frac{a_{\beta_2}}{s+a_{\beta_1}} \cdot (\delta_r(s) + d_\beta(s)) \quad (2.136)$$

Boylamsal transfer fonksiyonları

Boylamsal dinamiklerdeki değişkenler θ yunuslama açısı, q yunuslama açısal hızı, $h = -p_d$ irtifa ve V_a hava hızıdır. Boylamsal dinamikleri tahrik etmek için kullanılan kontrol sinyalleri δ_e kaldırmaç ve δ_t gaz kelebeğidir. Kaldırmaç, θ yunuslama açısını doğrudan değiştirmek için kullanılır. Yunuslama açısı hem yüksekliği hem de hava hızını değiştirmek için kullanılabilir. Hava hızı, yüksekliği değiştirmek için ve gaz kelebeği, hava hızını değiştirmek için kullanılabilir. Türetilen transfer fonksiyonları bir yükseklik kontrol stratejisi tasarlamak için kullanılabilir.

δ_e kaldırmaçtan θ yunuslama açısına olan bir transfer fonksiyonu elde edilebilir. Bir dizi işlem ve kabullerden sonra aşağıdaki transfer fonksiyonu elde edilir;

$$\theta(s) = \left(\frac{a_{\theta_3}}{s^2 + a_{\theta_1}s + a_{\theta_2}} \right) \cdot \left(\delta_e(s) + \frac{1}{a_{\theta_3}} \cdot d_{\theta_2}(s) \right) \quad (2.137)$$

Sabit hava hızı durumunda, yunuslama açısı, uçağın tırmanma hızını doğrudan etkiler. Böylece aşağıdaki gibi yunuslama açısından irtifaya bir transfer fonksiyonu elde edilebilir;

$$h(s) = \frac{V_a}{s} \cdot \left(\theta + \frac{1}{V_a} d_h \right) \quad (2.138)$$

Yükseklik denetleyicileri hem yunuslama açısını hem de hava hızını kullanarak irtifayı düzenler. Benzer şekilde, hava hızı hem gaz kelebeği hem de yunuslama açısı kullanılarak düzenlenir. Örneğin, yunuslama açısı sabit olduğunda, gaz kelebeğini artırmak, itiş gücünü artıracak ve bu da aracın hava hızını artıracaktır. Öte yandan, gaz kelebeği sabit tutulursa, o zaman burnun aşağı doğru eğilmesi (negatif yunuslama açısı), uçağın yerçekimi etkisi altında aşağı doğru hızlanmasına neden olacak ve böylece hava hızı artarken kaldırma azaltacaktır.

Boylamsal modellerden son olarak gaz kelebeği ve yunuslama açısından hava hızına transfer fonksiyonu türetildiğinde aşağıdaki denklem elde edilir;

$$\bar{V}_a(s) = \frac{1}{s+a_{V_1}} \cdot (a_{V_2} \cdot \bar{\delta}_t(s) - a_{V_3} \cdot \bar{\theta}(s) + d_V(s)) \quad (2.139)$$

Burada $\bar{V}_a = V_a - V_a^*$, $\bar{\delta}_t = \delta_t - \delta_t^*$ ve $\bar{\theta} = \theta - \theta^*$ ifadeleri hava hızı, gaz kelebeği ve yunuslama açısının trim koşulu altındaki ifadeleridir.

2.2.4.4 Durum-uzayı modelleri

Bu bölümde, trim koşullarında denklemler doğrusallaştırılarak hem boylamsal hem de yanal hareket için doğrusal durum-uzayı modelleri elde edilecektir.

Yanal durum-uzayı denklemleri

Yanal durum-uzayı denklemleri için durum değişkenleri aşağıdaki gibidir;

$$x_{yanal} = (v, p, r, \phi, \psi)^T \quad (2.140)$$

Girdiler aşağıdaki gibidir;

$$u_{yanal} = (\delta_a, \delta_r)^T \quad (2.141)$$

Bir önceki bölümde elde edilen denklemler üzerinde bir dizi işlemle birlikte türevler üzerinde de çalışılarak denklem 2.143'teki gibi doğrusallaştırılmış durum-uzay denklemleri elde edilir.

Yanal denklemler genellikle $\bar{v}$ yerine $\bar{\beta}$ cinsinden verilir;

$$v = V_a \cdot \sin \beta \quad (2.142)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{(\bar{v})} \\ \dot{(\bar{p})} \\ \dot{(\bar{r})} \\ \dot{(\bar{\phi})} \\ \dot{(\bar{\psi})} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g \cdot c\phi^* \cdot c\theta^* & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & c\phi^* \cdot \tan\theta^* & q^* \cdot c\phi^* \cdot \tan\theta^* - r^* \cdot s\phi^* \cdot \tan\theta^* & 0 \\ 0 & 0 & c\phi^* \cdot \sec\theta^* & p^* \cdot c\phi^* \cdot \sec\theta^* - r^* \cdot s\phi^* \cdot \sec\theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \\
\begin{pmatrix} \bar{v} \\ \bar{p} \\ \bar{r} \\ \bar{\phi} \\ \bar{\psi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \bar{\delta}_a \\ \bar{\delta}_r \end{pmatrix} \quad (2.143)$$

$\beta = \beta^*$ etrafında doğrusallaştırılırsa $\bar{v} = V_a^* \cdot \cos\beta^* \cdot \bar{\beta}$ elde edilir ve buradan da;

$$(\dot{\bar{\beta}}) = \frac{1}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} \cdot (\dot{\bar{v}}) \quad (2.144)$$

Sonuç olarak durum-uzayı denklemi aşağıdaki gibi olur;

$$\begin{pmatrix} \dot{(\bar{\beta})} \\ \dot{(\bar{p})} \\ \dot{(\bar{r})} \\ \dot{(\bar{\phi})} \\ \dot{(\bar{\psi})} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_v & \frac{Y_p}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} & \frac{Y_r}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} & \frac{g \cdot c\phi^* \cdot c\theta^*}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} & 0 \\ L_v \cdot V_a^* \cdot \cos\beta^* & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v \cdot V_a^* \cdot \cos\beta^* & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & c\phi^* \cdot \tan\theta^* & q^* \cdot c\phi^* \cdot \tan\theta^* - r^* \cdot s\phi^* \cdot \tan\theta^* & 0 \\ 0 & 0 & c\phi^* \cdot \sec\theta^* & p^* \cdot c\phi^* \cdot \sec\theta^* - r^* \cdot s\phi^* \cdot \sec\theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \\
\begin{pmatrix} \bar{\beta} \\ \bar{p} \\ \bar{r} \\ \bar{\phi} \\ \bar{\psi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} & \frac{Y_{\delta_r}}{V_a^* \cdot \cos\beta^*} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \bar{\delta}_a \\ \bar{\delta}_r \end{pmatrix} \quad (2.145)$$

Boylamsal durum-uzayı denklemleri

Boylamsal durum-uzayı denklemleri için durum değişkenleri aşağıdaki gibidir;

$$x_{boylamsal} = (u, w, q, \theta, h)^T \quad (2.146)$$

Girdiler denklem 2.147'deki gibidir;

$$u_{boylamsal} = (\delta_e, \delta_t)^T \quad (2.147)$$

Bir önceki bölümde elde edilen denklemler üzerinde bir dizi işlemle birlikte türevler üzerinde de çalışılarak aşağıdaki gibi doğrusallaştırılmış durum-uzay denklemleri elde edilir;

$$\begin{pmatrix} \dot{(\bar{u})} \\ \dot{(\bar{w})} \\ \dot{(\bar{q})} \\ \dot{(\bar{\theta})} \\ \dot{(\bar{h})} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w & X_q & -g \cdot c\theta^* & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g \cdot s\theta^* & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ s\theta^* & -c\theta^* & 0 & u^* \cdot c\theta^* + w^* \cdot s\theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{u} \\ \bar{w} \\ \bar{q} \\ \bar{\theta} \\ \bar{h} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \bar{\delta}_e \\ \bar{\delta}_t \end{pmatrix} \quad (2.148)$$

Boylamsal denklemler genellikle $\bar{w}$ yerine $\bar{\alpha}$ cinsinden verilir;

$$w = V_a \cdot \sin\alpha \cdot \cos\beta \rightarrow w = V_a \cdot \sin\alpha \quad (\beta = 0 \text{ kabul edildi}) \quad (2.149)$$

$\alpha = \alpha^*$ etrafında doğrusallaştırılırsa $\bar{w} = V_a^* \cdot \cos\alpha^* \cdot \bar{\alpha}$ elde edilir ve buradan da;

$$(\dot{\bar{\alpha}}) = \frac{1}{V_a^* \cdot \cos\alpha^*} \cdot (\dot{\bar{w}}) \quad (2.150)$$

Sonuç olarak durum-uzay denklemleri aşağıdaki gibi olur;

$$\begin{pmatrix} \dot{(\bar{u})} \\ \dot{(\bar{\alpha})} \\ \dot{(\bar{q})} \\ \dot{(\bar{\theta})} \\ \dot{(\bar{h})} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w \cdot V_a^* \cdot \cos\alpha^* & X_q & -g \cdot c\theta^* & 0 \\ \frac{Z_u}{V_a^* \cdot \cos\alpha^*} & Z_w & Z_q \cdot V_a^* \cdot \cos\alpha^* & \frac{-g \cdot s\theta^*}{V_a^* \cdot \cos\alpha^*} & 0 \\ M_u & M_w \cdot V_a^* \cdot \cos\alpha^* & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ s\theta^* & -V_a^* \cdot c\alpha^* \cdot c\theta^* & 0 & u^* \cdot c\theta^* + w^* \cdot s\theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{u} \\ \bar{\alpha} \\ \bar{q} \\ \bar{\theta} \\ \bar{h} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_a^* \cdot \cos\alpha^*} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \bar{\delta}_e \\ \bar{\delta}_t \end{pmatrix} \quad (2.151)$$

Düşük-mertebe modlar

Literatürde hava aracı dinamikleri ve kontrolü üzerine birkaç açık döngü dinamik mod tanımlanmıştır. Bunlar, kısa-periyot modu, phugoid (uçanın burun aşağı ve burun yukarı yunuslama hareketiyle birlikte hızının da aynı anda azalıp artması) modu, yuvarlanma modu, spiral ayrışma modu ve Dutch-yuvarlanma modudur. Örneğin sabit bir irtifa ve sabit bir itme girdisi varsa kısa-periyot modu ortaya çıkar ve bu durumda yukardaki boylamsal durum-uzayı modeli basitleştirilebilir;

$$\begin{pmatrix} \dot{\bar{u}} \\ \dot{\bar{\alpha}} \\ \dot{\bar{q}} \\ \dot{\bar{\theta}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w.V_a^*.cos\alpha^* & X_q & -g.c\theta^* \\ \frac{Z_u}{V_a^*.cos\alpha^*} & Z_w & Z_q.V_a^*.cos\alpha^* & \frac{-g.s\theta^*}{V_a^*.cos\alpha^*} \\ M_u & M_w.V_a^*.cos\alpha^* & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{u} \\ \bar{\alpha} \\ \bar{q} \\ \bar{\theta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_a^*.cos\alpha^*} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \bar{\delta}_e \quad (2.152)$$

Eğer α 'nın sabit olduğu varsayılıyorsa (yani, $\bar{\alpha} = (\dot{\bar{\alpha}}) = 0$, $\alpha = \alpha^*$ olur) bu durumda phugoid modu ortaya çıkar ve durum-uzayı denklemi aşağıdaki gibi olur;

$$\begin{pmatrix} \dot{\bar{u}} \\ 0 \\ \dot{\bar{q}} \\ \dot{\bar{\theta}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w.V_a^*.cos\alpha^* & X_q & -g.c\theta^* & 0 \\ \frac{Z_u}{V_a^*.cos\alpha^*} & Z_w & Z_q.V_a^*.cos\alpha^* & \frac{-g.s\theta^*}{V_a^*.cos\alpha^*} & 0 \\ M_u & M_w.V_a^*.cos\alpha^* & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ s\theta^* & -V_a^*.c\alpha^*.c\theta^* & 0 & u^*.c\theta^* + w^*.s\theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{u} \\ 0 \\ \bar{q} \\ \bar{\theta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_a^*.cos\alpha^*} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \bar{\delta}_e \quad (2.153)$$

Eğer yönelme (sapma) dinamikleri ihmal edilir ve sabit yunuslama açısı kabulü yapılırsa yuvarlanma modu ortaya çıkar ve durum-uzayı denklemi denklem 2.154'teki gibi olur [42].

$$\begin{pmatrix} \dot{(\bar{\beta})} \\ \dot{(\bar{p})} \\ \dot{(\bar{r})} \\ \dot{(\bar{\phi})} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Y_v & \frac{Y_p}{V_a^* \cdot \cos \beta^*} & \frac{Y_r}{V_a^* \cdot \cos \beta^*} & \frac{g \cdot c \phi^* \cdot c \theta^*}{V_a^* \cdot \cos \beta^*} \\ L_v \cdot V_a^* \cdot \cos \beta^* & L_p & L_r & 0 \\ N_v \cdot V_a^* \cdot \cos \beta^* & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{\beta} \\ \bar{p} \\ \bar{r} \\ \bar{\phi} \end{pmatrix} + \\
\begin{pmatrix} \frac{Y_{\delta_a}}{V_a^* \cdot \cos \beta^*} & \frac{Y_{\delta_r}}{V_a^* \cdot \cos \beta^*} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \bar{\delta}_a \\ \bar{\delta}_r \end{pmatrix} \quad (2.154)$$

2.2.5 Doğrusal Modeller

Denklem 2.155'te verilen doğrusal model, daha önce elde edilen doğrusal olmayan modelin, her uçuş senaryosu için İHA'nın istenen bir uçuş modu boyunca trim çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmasından elde edilen modeldir [41].

$$\begin{aligned} \dot{x}_f &= A_f \cdot x_f + B_f \cdot u_f \\ y_f &= C_f \cdot x_f + D_f \cdot u_f \end{aligned} \quad (2.155)$$

Burada A_f , B_f , C_f ve D_f doğrusallaştırılmış durum-uzay modelinin sırasıyla durum, girdi, çıktı ve ileri besleme matrisleridir. x_f durum vektörü, u_f girdi vektörü ve y_f çıktı vektörü aşağıdaki gibidir;

$$x_f = (\phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ u \ v \ w \ p_n \ p_e \ p_d \ w_p)^T \quad (2.156)$$

$$u_f = (\delta_t \ \delta_e \ \delta_r \ \delta_{a,l} \ \delta_{a,r} \ \delta_{f,l} \ \delta_{a,r} \ \delta_a)^T \quad (2.157)$$

$$y_f = (V_a \ \beta \ \alpha \ h \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ \gamma \ a_x \ a_z)^T \quad (2.158)$$

Burada $\delta_{a,l}$ sol, $\delta_{a,r}$ sağ kanatçık, $\delta_{f,l}$ sol flap, $\delta_{f,r}$ sağ flap olarak ifade edilir.

Uçuş dinamiğinde doğrusallaştırılmış modelin yanal ve boylamsal modellere ayrılması yaygın bir yöntem olup iki mod arasındaki çapraz bağlantı etkisinin ihmal edilebileceği varsayılmaktadır. Bu varsayımın geçerli olması için, İHA'nın $i - k$ (x-z) düzleminde simetrik olduğu ve kaldıraç (δ_e), kuyruk dümeni (δ_r) ve kanatçık (δ_a) kontrol yüzeyleri ile tasarlandığı kabul edilir.

$$\dot{x}_{boy} = A_{boy} \cdot x_{boy} + B_{boy} \cdot u_{boy}$$

$$y_{boy} = C_{boy} \cdot x_{boy} + D_{boy} \cdot u_{boy} \quad (2.159)$$

$$\dot{x}_{yan} = A_{yan} \cdot x_{yan} + B_{yan} \cdot u_{yan}$$

$$y_{yan} = C_{yan} \cdot x_{yan} + D_{yan} \cdot u_{yan} \quad (2.160)$$

Durum vektörleri x_{boy} ve x_{yan} , girdi vektörleri u_{boy} ve u_{yan} , çıktı vektörleri y_{boy} ve y_{yan} olarak ifade edilir.

$$x_{boy} = (\theta \ q \ u \ w \ p_d \ w_p)^T \quad (2.161)$$

$$u_{boy} = (\delta_t \ \delta_e)^T \quad (2.162)$$

$$y_{boy} = (V_a \ \alpha \ h \ \theta \ q \ a_x \ a_z)^T \quad (2.163)$$

$$x_{yan} = (\phi \ \psi \ p \ r \ v)^T \quad (2.164)$$

$$u_{yan} = (\delta_a \ \delta_r)^T = (\delta_r \ \delta_{a,l} \ \delta_{a,r})^T \quad (2.165)$$

$$y_{yan} = (\beta \ \phi \ \psi \ p \ r)^T \quad (2.166)$$



3. SİSTEM TANILAMA

Bir sistemin girdi ve çıktı sinyallerine ait ölçülmüş veriler kullanılarak o sisteme ait dinamiklerin matematiksel modellerinin oluşturması için kullanılan metodolojiye sistem tanılama denir. Analitik yöntemlere ve rüzgâr tüneli testlerine bir alternatif olarak, sistem tanılması dinamik sistem modelleri geliştirmek ve parametre kestirimi için uygun yöntemler sunmaktadır ve tanılama işlemi gürültülü verilerden karmaşık sistemlerin doğru modellerini oluşturmak için güçlü bir teknik olarak günümüzde kullanılmaktadır. Sistem tanılama uygulamaları, girdi ve çıktıların ölçülebildiği herhangi bir sistemi içerebilir. Deneysel verilerden modelleme ile doğrudan ilgilidir ve biyoloji, tıp, kimyasal işlemler, ekonomi, jeoloji, malzeme, inşaat mühendisliği, makine mühendisliği, otomobiller ve uçuş araçları gibi mümkün olan tüm alanlardaki uygulamaları kapsar [18]. Bununla birlikte “sistem tanılama işlemi” bir sistemin durumlarını kestirmek veya bir denetleyiciyi kumanda edecek durumları gözlemlemek yerine girdileri ve girdi ile sistem cevabı arasındaki ilişkiyi tanımlayan bir model geliştirmek için durumları kullanır.

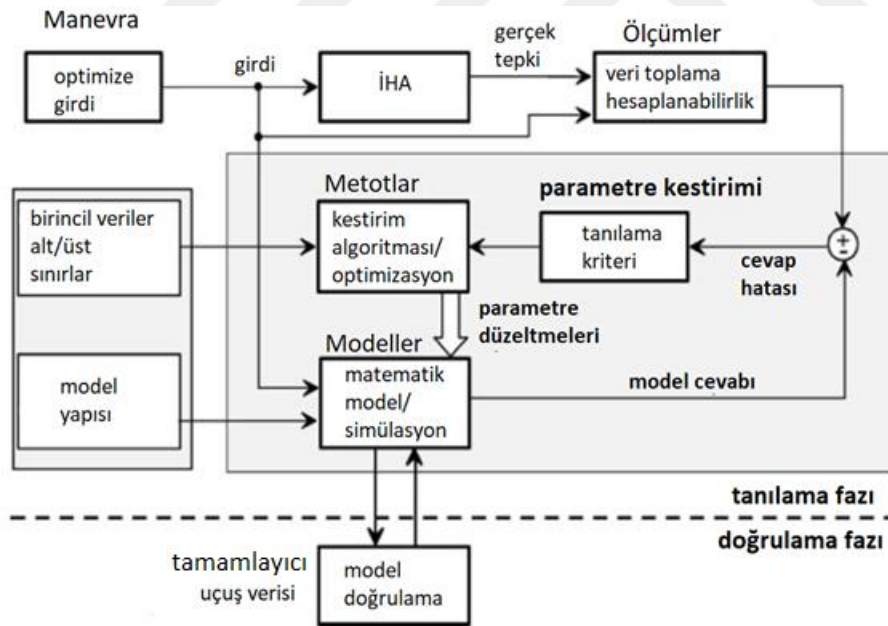
Sistem tanılamadaki asıl amaç ölçülmüş verilere dayanarak elde edilen modele ait çıktının (hesaplanan çıktı) mümkün olduğunca çıktı değişken(ler)ine ait ölçülmüş verilerle uyumlu olmasını sağlamaktır. Bir sistem tanılama problemi, seçilmiş girdi ve çıktılar, modelin seçileceği model sınıfı ve model ile fiziksel sistemin eşdeğerliği için bir kriter ile karakterize edilir. Literatürde, parametre kestirimi olarak bilinen süreç, sistem tanılması olarak da adlandırılır [22].

Eğer sisteme ait girdi değişken sayısı ile çıktı değişken sayısı bir ise bu sisteme tek-girdili/tek-çıkıtlı (SISO), eğer sisteme ait girdi değişken sayısı birden fazla ve çıktı değişken sayısı bir ise bu sisteme çok-girdili/tek-çıkıtlı (MISO) ve her iki değişken sayısı da birden fazla ise çok-girdili/çok-çıkıtlı (MIMO) sistem denir. SISO sistem tanılamasının MIMO sistem tanılamaya oranla daha kolay olduğu söylenebilir. MIMO sistem tanılamada girdiler ve çıktılar arasında oluşturulacak bağıntıların karmaşık ve zor olması tanılama işlemini de bir hayli zorlaştırmaktadır.

Sistem tanılama sürecinin gereksinimleri;

- Sisteme ait girdi ve çıktı sinyallerinin ölçülüp kaydedilmesi (veri toplama),
- Verinin tanılama için hazırlanması (filtreleme, vs.)
- Sistem tanılama için bir model yapısı seçimi (ARX, ARMAX vs.),
- Seçilmiş modelin ayarlanabilir parametrelerinin kestirimi (parametre kestirim yöntemlerinin uygulanması),
- Elde edilen modelin yeterliliğinin belirlenebilmesi için kestirilmiş modelin doğrulanması.

Dinamik bir sistemin geçerli bir matematik modelinin oluşturulması için dikkatli ve titiz bir çalışma gerekmektedir. Sistemin kendisinden ölçülmüş veri elde etmek için sensörlerin seçimi ve doğru şekilde monte edilmesi, sisteme dinamiklerini uyarabilecek nitelikte uygun girdilerin uygulanması, verilerin doğru şekilde depolanması, verilere sistem tanılama işlemi için ön işlem uygulanması, uygun veri aralığının seçimi, vb. işlemler, başından sonuna kadar dikkat ve titizlik gerektiren işlemlerdir. Şekil 3.1’de sistem tanılama sürecine ait bir iş akış diyagramı verilmiştir;



Şekil 3.1 : İHA sistem tanılama adımları [18].

Çok çıktılı sistemlerde sistemin davranışı istenen biçimde modellenemiyorsa çıktıları alt gruplara ayırarak modeller üretme yöntemi kullanılabilir. Yalnız eğer modellenecek sistemde geri besleme varsa bu şekilde alt gruplara ayırmak yerine tüm çıktıları kullanarak modelleme yapmak daha doğru sonuçlar verir.

Modelin cevabı test verileri kullanılarak doğrulanır. Bu doğrulama, modeli oluşturmak için kullanılan eğitim verilerinden ayrı bir dizi test verisi ile olur. Test verileri (doğrulama verileri) ve tanılanan model eşleşirse, model kullanılabilir. Model, sistemin dinamiklerini yeterince kestiremiyorsa, sistem tanılama yöntemi ve/veya girdi/çıkı verileri yeniden incelenmelidir [32].

3.1 Girdi Sinyalleri

Girdi sinyalleri, sistemin dinamik modlarını uyarmak için kullanıldıklarından ve tanılama işleminin diğer tüm yönlerini etkilediklerinden dolayı sistem tanılamasının en önemli parçası kabul edilebilir. Girdiler ve sistem cevabı analiz edilerek model yapısı ve model parametreleri belirlenir. Burada dikkat edilmesi gereken husus, bir sistemin dinamik modları uyarılamadıysa bunlar toplanan verilerde görülemeyecek ve tanılama için kullanılması sakıncalı olacaktır. Bu nedenle, sistem dinamiklerini uyarmak için özel olarak tasarlanmış girdilere sahip olmak çok önemlidir. Ayrıca, sisteme ait dinamik modların basitçe uyarılmış olması durumunda sistem tanılama işleminin, sistemin tüm dinamiklerini ortaya koyacağı garanti edilemez. Bundan dolayı sistemin dinamiğinin sürekli ve iyi bir şekilde uyarılması gerekmektedir. Böylece sisteme ait tüm modlar tanılama işlemi ile belirlenebilecektir. Modların yeterince tanınması için kalıcı uyarma gerekebilir, böylece sistem tanılama metodu, sistem dinamik modlarını tanılamak için zaman bulur. Bu durum, sabit kanatlı bir İHA için phugoid modu gibi uzun süreler içeren dinamik modlar için geçerlidir [32]. Sistem dinamikleriyle ilgili elde yeterince bilgi olduğunda bunlara yönelik optimum girişler tasarlanabilir. Genel girdi olarak, [16]'da, İHA sistem tanılaması için frekans taramaları ve çift manevralar (doublets) önerilmektedir. Frekans taramaları, uyarılması gereken dinamiklere bağlı olarak sabit veya değişken olabilir. Genellikle, frekans taramaları düşük frekansta başlatılır ve istenen frekansa kadar yükseltilir.

Sistem tanılama için girdi geliştirirken aşağıdakiler göz önünde bulundurulmalıdır:

- Sistem dinamiklerini uyarmak için uygulanacak olan frekans aralığı,
- Kalıcı uyarma durumu,
- Uyarma süresi,
- Girdi türleri,
- Model doğrulama için veri seti.

3.2 Veri Toplama

Sistem tanılamamanın zorluklarından olan diğer bir husus da sisteme ait gerçek dinamik verilerinin elde edilmesinde ve kullanılmasıdır. Dinamik veriler gürültülü olabilir. Gürültünün azlığı veya çokluğu, sistemin yapısının yanı sıra algılayıcının nasıl entegre edildiğine de bağlıdır. Örneğin bir atalet ölçüm birimi (IMU), itici sistemin neden olduğu yapısal titreşimlerin yanı sıra aerodinamik kuvvetlerdeki ve momentlerdeki değişikliklerden kaynaklanan ivmelenmeleri de kaydedecektir.

Sisteme ait sinyal/gürültü oranı düşük olabilir ve sistemin dinamiği gürültüye nazaran yavaş olabilir. Bu durumda gürültüyü filtrelemek için alçak-geçiren filtre kullanılabilir. Tischler ve Remple, sistem tanılamada sistemin dinamiğinin gürültü tarafından bastırılmasını önlemek için tüm girdi/çıkış sinyallerine aynı filtrelemenin uygulanmasının daha doğru olacağını önermektedir [16]. Verilerin toplanmasında sensör örnekleme frekansı sistemin dinamik modlarının frekansından daha düşük bir örnekleme frekansında olursa, sistem tanılama işlemi, sistem dinamiklerini yansıtacak modeli ve modele ait parametreleri tam belirleyemez. Örnekleme frekansının belirlenmesinde Nyquist kriterinin kullanılması uygun olacaktır.

Veri toplama işleminde aşağıdakiler göz önünde bulundurulmalıdır;

- Gürültü, sinyal/gürültü oranı,
- Filtreler,
- Sensör örnekleme frekansı,
- Sensör türleri.

3.3 DC Bileşenlerin Yok Edilmesi

Fiziksel bir süreç esnasında sistemin dinamiklerinin uyarılmasıyla ortaya çıkan sonuçlar yine fiziksel birimler üzerinden ölçülerek kaydedilir. Sistem tanılama için bu türden verilerin kullanılması gerektiğinde bu fiziksel süreçte ölçülen girdi/çıkış sinyallerinin sayısal değerlerine dikkat edilmelidir, zira bu değerler çok farklı genliklerde olabilir. Bu şekilde elde edilen verilerle sistem tanılama yapıldığında oluşturulmaya çalışılan model, verilerdeki bu genlik farklarına kendini uydurmaya çalışacaktır. Bu durumda modelde fazladan parametreler tanılanmış olması muhtemeldir. Böyle bir durumla karşılaşmamak için verilerde bulunan ve DC bileşen

olarak adlandırılan bu sabit genliklerin giderilmesi gerekmektedir. Bu da elimizdeki verinin ortalama değerinin bulunup yine aynı veri setinden bu ortalama değerin çıkarılmasıyla yapılır. Ayrıca elde edilen veriler dikkatlice incelendiğinde eğer doğrusal/kuadratik vb. bir eğilim görülüyorsa bu eğilimin de verilerden arındırılması gerekmektedir. Böylece DC bileşeni olmayan ve eğilimsiz bir veri kümesi ile tanılama yapmaya başlanabilir.

3.4 Girdi-Çıktı Verilerinin Ölçeklendirilmesi

Sistem tanılama yapılırken girdi/çıkıtı veri kümeleri arasında genlik olarak büyük farklar olabilir. Kuadratik maliyet fonksiyonu kullanan parametre kestirim yöntemleri ile yapılan kestirimlerde, sıfıra yakın seyreden veri kümesi için yuvarlatma hataları beklenenden yüksek çıkacaktır. Bu hususla karşılaşmamak için sistem tanılama esnasında girdi-çıkıtı verilerini ölçeklendirmek yaygın bir yaklaşımdır. Veri sıfıra çok yakınsa özellikle kuadratik maliyet fonksiyonu kullanan parametre kestirim yöntemlerinde yuvarlatma hataları yüksek çıkar. Ölçeklendirme, girdi-çıkıtı verileri arasındaki genlik farklarını giderir. Girdi-çıkıtı verilerinde yapılan ölçeklendirme ile değişkesi (varyans) bir olan veri kümesi elde edilir. Yapılan bu işlem özellikle çok girdili-çok çıkıtlı sistemlerde oldukça kullanışlıdır.

3.5 Model Yapısının Seçimi ve Karmaşıklığının Kestirimi

Model yapısı seçimi, sistem tanılamamanın önemli adımıdır. Sistem dinamikleri hakkında bilgi sahibi olmak, model özelliklerinin anlaşılmış olması ve modelin neyi ifade ettiğinin anlaşılması gerekir. Sistem dinamiklerini karşılayacak nitelikte model elde edilememesi hatalı model seçiminden kaynaklanmış olabilir.

Model karmaşıklığı, model katsayıları tanılanmadan, sadece girdi-çıkıtı verileri kullanılarak sistemin pay ve payda polinomlarına ait mertebenin ve sistemdeki gecikmenin belirlenmesiyle kestirilmiş olur.

3.6 Doğrusal Sistem Tanılama Yöntemleri

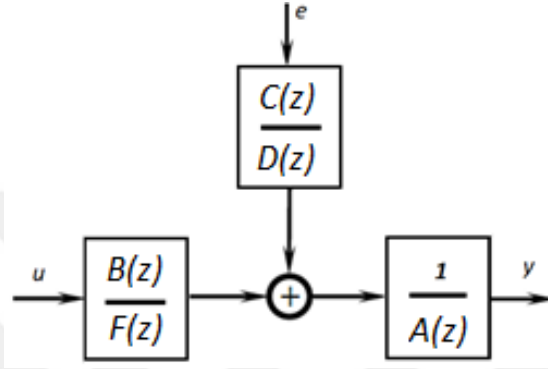
3.6.1 Doğrusal model

Bir sistem, aşağıda belirtilen ve genel doğrusal polinom modeli olarak adlandırılan model ile ifade edilebilir;

$$y(k) = q^{-1} \cdot G(q^{-1}, \theta) \cdot u(n) + H(q^{-1}, \theta) \cdot e(n)$$

$$A(z) \cdot y(k) = \frac{B(z)}{F(z)} \cdot u(k-n) + \frac{C(z)}{D(z)} \cdot e(k) \quad (3.1)$$

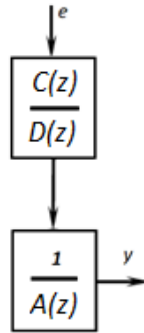
Burada $u(n)$ sistem girdisi, $y(n)$ sistem çıktısı, $e(n)$ beyaz gürültü (veya sistem bozucuları), $G(q^{-1}, \theta)$ sistemin deterministik kısmının transfer fonksiyonu, $H(q^{-1}, \theta)$ sistemin stokastik kısmının transfer fonksiyonu olarak ifade edilir. Aşağıda şekil 3.2’de doğrusal model yapısının blok diyagramı verilmiştir.



Şekil 3.2 : Doğrusal model blok diyagramı.

3.6.2 AR modeli

Sistemin sadece geçmiş çıktı değerleriyle modellendiği, hiçbir girdi bulunmadığı durumdur. Yapısı basittir fakat uygulama alanı kısıtlıdır. Blok diyagramı şekil 3.3’teki gibidir.



Şekil 3.3 : AR modeli blok diyagramı.

3.6.3 ARX modeli

Genel doğrusal modeldeki $C(z)$, $D(z)$ ve $F(z)$ polinomları 1’e eşit olduğu durumda ARX modeli (şekil 3.4) ortaya çıkar. ARX modeli, girdi içeren kompakt bir yapıdır. Bununla birlikte bazı stokastik dinamikleri, sistem dinamiğinin bir parçası olarak tespit edebilir. Bu modelde, sistemin $G(q^{-1}, \theta)$ deterministik kısmının transfer fonksiyonu ve

sistemin $H(q^{-1}, \theta)$ stokastik kısmının transfer fonksiyonunun mertebeleri aynıdır. Fakat bu durum her sistem için gerçekçi bir yaklaşım sunmaz. Sistemin iç dinamikleri ile sistemin stokastik kısmına ait dinamikler aynı mertebede olması gerekmez. Bununla birlikte eğer sistemin sinyal/gürültü oranı yüksek olursa bu olumsuz durumun etkileri azaltılabilir.

Sisteme ait bozucu $e(k)$ 'nın beyaz gürültü (white-noise) olmadığı durumda, deterministik ve stokastik dinamikler arasındaki bağlaşım (coupling), ARX modelinin kestirimine yanlılık (bias) katabilir. Kestirim hatasını en aza indirmek için, özellikle sinyal/gürültü oranı düşük olduğunda, model mertebesi gerçek model mertebesinden daha yükseğe ayarlanabilir. Model mertebesinin artırılmasının, modelin bazı dinamik özelliklerini (modelin kararlılığı vb.) değiştirebileceği gerçeği unutulmamalıdır.

ARX modeli için tanılama yöntemi, öngörü hatası yönteminin (prediction error method) özel bir örneği olan en küçük kareler yöntemidir (least squares method). En küçük kareler yöntemi en verimli polinom kestirim yöntemidir, çünkü bu yöntem analitik formda doğrusal regresyon denklemlerini çözer ve çözüm tekildir [45].

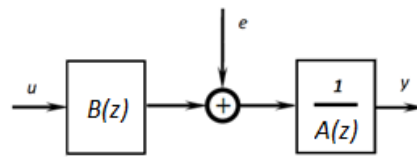
Aşağıdaki denklem, ARX modelinin yapısını göstermektedir;

$$A(z).y(k) = B(z).u(k - n) + e(k) \quad (3.2)$$

Burada $u(k)$ sistem girdisi, $y(k)$ sistem çıktısı, n gecikme değeri, $e(k)$ sistem bozucusudur. $A(z)$ ve $B(z)$, aşağıdaki denklemlerle tanımlanan polinomlardır;

$$A(z) = 1 + a_1.z^{-1} + \dots + a_{k_a}.z^{-k_a} \quad (3.3)$$

$$B(z) = b_0 + b_1.z^{-1} + \dots + b_{k_b-1}.z^{-k_b-1} \quad (3.4)$$



Şekil 3.4 : ARX modeli blok diyagramı.

3.6.4 ARMAX modeli

Genel doğrusal polinom modelinde $D(z)$ ve $F(z)$ 1'e eşit olduğunda, ARMAX modeli (şekil 3.5) elde edilir. ARX modelinin aksine, ARMAX modelinin sistem yapısı stokastik dinamikleri de içerir. ARMAX, sisteme etkiyen bozucular olduğunda kullanışlıdır. ARMAX modeli, bozucular içeren modellerle başa çıkmada ARX modelinden daha fazla esnekliğe sahiptir [45].

Aşağıdaki denklem, ARMAX modelinin yapısını göstermektedir;

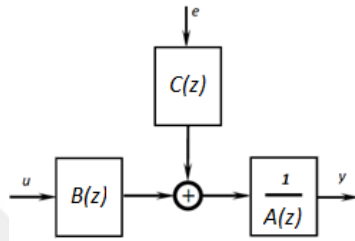
$$A(z).y(k) = B(z).u(k - n) + C(z).e(k) \quad (3.5)$$

Burada $u(k)$ sistem girdisi, $y(k)$ sistem çıktısı, n gecikme değeri, $e(k)$ sistem bozucusudur. $A(z)$, $B(z)$ ve $C(z)$, aşağıdaki denklemlerle tanımlanan polinomlardır;

$$A(z) = 1 + a_1.z^{-1} + \dots + a_{k_a}.z^{-k_a} \quad (3.6)$$

$$B(z) = b_0 + b_1.z^{-1} + \dots + b_{k_b-1}.z^{-k_b-1} \quad (3.7)$$

$$C(z) = 1 + c_1.z^{-1} + \dots + c_{k_c}.z^{-k_c} \quad (3.8)$$



Şekil 3.5 : ARMAX modeli blok diyagramı.

3.6.5 BJ (Box-Jenkins) modeli

Genel doğrusal polinom modelinde $A(z)$ 1'e eşit olduğunda BJ modeli (şekil 3.6) ortaya çıkar. Sistemin tam modelini ortaya koyabilir, çünkü BJ modeli, sistem dinamiği ile birlikte bozucu dinamiğini de içermektedir. Bu model, çıktılarda görülen ve prosesin sonlarında ortaya çıkan ölçüm gürültüsü gibi bozucular olduğunda kullanışlıdır.

Aşağıdaki denklem BJ modelinin yapısını göstermektedir.

$$y(k) = \frac{B(z)}{F(z)}.u(k - n) + \frac{C(z)}{D(z)}.e(k) \quad (3.9)$$

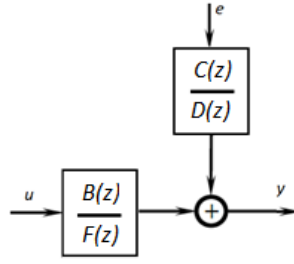
Burada $u(k)$ sistem girdisi, $y(k)$ sistem çıktısı, n gecikme değeri, $e(k)$ sistem bozucusudur. $B(z)$, $C(z)$, $D(z)$ ve $F(z)$, aşağıdaki denklemlerle tanımlanan polinomlardır;

$$B(z) = b_0 + b_1.z^{-1} + \dots + b_{k_b-1}.z^{-k_b-1} \quad (3.10)$$

$$C(z) = 1 + c_1.z^{-1} + \dots + c_{k_c}.z^{-k_c} \quad (3.11)$$

$$D(z) = 1 + d_1.z^{-1} + \dots + d_{k_d}.z^{-k_d} \quad (3.12)$$

$$F(z) = 1 + f_1.z^{-1} + \dots + f_{k_f}.z^{-k_f} \quad (3.13)$$



Şekil 3.6: BJ modeli blok diyagramı.

3.6.6 OE (Output-Error) modeli

Genel doğrusal polinom modelinde $A(z)$, $C(z)$ ve $D(z)$ 1'e eşit olduğunda, OE (şekil 3.7) modeli ortaya çıkar. Bu model, sistem dinamiklerini stokastik dinamiklerden ayrı olarak tanımlamaktadır. OE-Çıktı hatası modeli, bozucu özelliklerini simüle etmek için herhangi bir parametre kullanmaz.

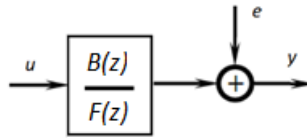
Aşağıdaki denklem çıktı hata modelinin yapısını göstermektedir;

$$y(k) = \frac{B(z)}{F(z)} \cdot u(k-n) + e(k) \quad (3.14)$$

Burada $u(k)$ sistem girdisi, $y(k)$ sistem çıktısı, n gecikme değeri, $e(k)$ sistem bozucusudur. $B(z)$ ve $F(z)$, aşağıdaki denklemlerle tanımlanan polinomlardır;

$$B(z) = b_0 + b_1 \cdot z^{-1} + \dots + b_{k_b-1} \cdot z^{-k_b-1} \quad (3.15)$$

$$F(z) = 1 + f_1 \cdot z^{-1} + \dots + f_{k_f} \cdot z^{-k_f} \quad (3.16)$$



Şekil 3.7 : OE modeli blok diyagramı.

3.7 Doğrusal Olmayan Sistem Tanılama Yöntemleri

3.7.1 NARX modeli

Doğrusal bir model genellikle sistem dinamiklerini doğru bir şekilde tanılamak için yeterlidir ve çoğu durumda, sistem öncelikle doğrusal modellere uydurulmaya çalışılmalıdır. Doğrusal model çıktısı ölçülen çıktıyı uygun şekilde üretemediği durumda, doğrusal olmayan model kullanmak gerekebilir. Doğrusal olmayan modellerden ilki NARX modelidir. Doğrusal olmayan ARX modelleri (NARX) doğrusal ARX modellerini doğrusal olmayan duruma genişletir. Bu model yapısı dalgacık (wavelet) ve sigmoid ağlar (sigmoid networks) gibi esnek doğrusal olmayan

fonksiyonları kullanarak karmaşık doğrusal olmayan davranışları modellemeyi sağlar.

ARX modeli aşağıdaki denklemle ifade edilir;

$$y(t) + a_1 \cdot y(t-1) + a_2 \cdot y(t-2) + \dots + a_{na} y(t-na) = b_1 \cdot u(t) + b_2 \cdot u(t-1) + \dots + b_{nb} \cdot u(t-nb+1) + e(t) \quad (3.17)$$

Burada u sistem girdisi, y sistem çıktısı, e gürültüdür. Bu yapı, $y(t)$ mevcut çıktının, geçmiş çıktı değerleri ile mevcut ve geçmiş girdi değerlerinin ağırlıklı toplamı olarak öngörüldüğünü gösterir. na , geçmiş çıktı terim sayısı, nb , mevcut çıktıyı öngörmek için kullanılan geçmiş girdi terimlerinin sayısıdır. Girdi gecikmesi nk , gösterimi kolaylaştırmak için sıfıra ayarlanmıştır. Denklem yeniden yazılırsa (3.18) elde edilir;

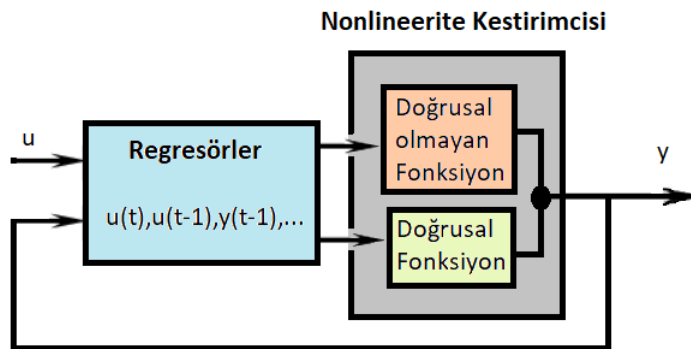
$$y_p(t) = [a_1, a_2, \dots, a_{na}, b_1, b_2, \dots, b_{nb}] * [y(t-1), y(t-2), \dots, y(t-na), u(t), u(t-1), \dots, u(t-nb-1)] \quad (3.18)$$

Burada $y(t-1), y(t-2), \dots, y(t-na), u(t), u(t-1), \dots, u(t-nb-1)$ regresör adı verilen çıktı ve girdi gecikme terimleridir. $a_1, a_2, \dots, a_{na}, b_1, b_2, \dots, b_{nb}$ katsayı vektörü, bu regresörlere uygulanan ağırlıklardır. Doğrusal ARX modeli mevcut çıktıyı, regresörlerinin ağırlıklı toplamı olarak öngörür.

NARX, doğrusal bir eşleşmeyi temsil eden regresörlerin ağırlıklı toplamı yerine, doğrusal olmayan F fonksiyonu ile ek esneklik sağlar [44].

$$y_p(t) = F(y(t-1), y(t-2), y(t-3) \dots, u(t), u(t-1), u(t-2), \dots) \quad (3.19)$$

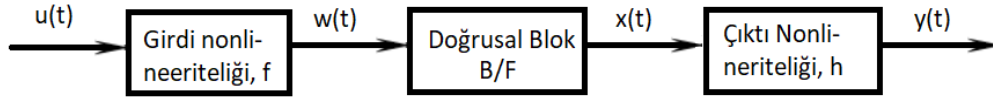
NARX modeli, model regresörleri ve doğrusal olmayan bir kestirimci oluşur. Nonlineerite kestirimcisi, model çıktısını vermek üzere model regresörleri üzerinde etkili olan hem doğrusal hem de doğrusal olmayan fonksiyonlar içerir. Şekil 3.8’de bir NARX model yapısı görülmektedir;



Şekil 3.8 : NARX modeli yapısı.

3.7.2 HW (Hammerstein-Wiener) modeli

HW modeli, statik doğrusal olmayan blokların dinamik bir doğrusal blokla seri bağlantı şeklinde bir konfigürasyonla oluşturulur. Bu modeller doğrusal sistemlerle şeffaf bir ilişkiye sahiptir ve uygulanması, sinir ağları vb. doğrusal olmayan modellerden daha kolaydır. Aşağıda şekil 3.9'daki blok şeması bir HW modelin yapısını göstermektedir;



Şekil 3.9 : HW modeli yapısı.

f , $u(t)$ girdi verilerini $w(t) = f(u(t))$ olarak dönüştüren doğrusal olmayan bir fonksiyondur. Bir iç değişken olan $w(t)$, girdi nonlinearite bloğunun çıktısıdır ve $u(t)$ ile aynı boyuta sahiptir. B/F , $w(t)$ 'yi $x(t) = \left(\frac{B}{F}\right) \cdot w(t)$ olarak dönüştüren doğrusal bir transfer fonksiyonudur. Bir iç değişken olan $x(t)$, doğrusal bloğun çıktısıdır ve $y(t)$ ile aynı boyuta sahiptir. ny adet çıktı ve nu adet girdi için, doğrusal blok aşağıdaki gibi bir transfer fonksiyon matrisidir:

$$\frac{B_{j,i}(q)}{F_{j,i}(q)} \quad (3.20)$$

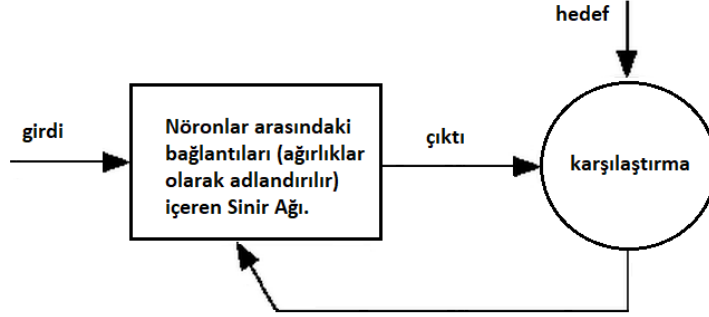
Burada $j = 1, 2, \dots, ny$, $i = 1, 2, \dots, nu$ 'dur. h , $x(t)$ doğrusal bloğunun çıktısını $y(t)$ sistem çıktısına $y(t) = h(x(t))$ olarak eşleyen doğrusal olmayan bir fonksiyondur.

f , doğrusal bloğun girdi portuna etki ettiğinden, bu fonksiyona girdi nonlineariteliği denir. Benzer şekilde, h , doğrusal bloğun çıktı kısmında olduğundan, bu fonksiyona çıktı nonlineariteliği denir. Sistemde birkaç girdi ve çıktı varsa, her girdi ve çıktı sinyali için f ve h fonksiyonlarını tanımlamak gerekir. Model yapısına hem girdi hem de çıktı nonlineariteliği dahil edilmesi zorunlu değildir. Bir model sadece f girdi nonlineariteliği içerdiğinde, buna Hammerstein modeli denir. Benzer şekilde, model yalnızca h çıktı nonlineariteliği içerdiğinde, buna Wiener modeli denir [44].

3.7.3 Yapay sinir ağları

Yapay sinir ağları (YSA) paralel çalışan basit elemanlardan oluşan bir mimariye sahiptir. Buradaki elemanlar gerçek hayattaki biyolojik sinir sistemlerinden ilham alınarak ortaya çıkarılmıştır. Elemanlar arasındaki bağlantılar, çoğunlukla ağ

fonksiyonlarını belirler. Bir sinir ağı eğitilebilme özelliğinden dolayı, elemanlar arasındaki bağıntıların (ağırlık) değerleri ayarlanarak belirli bir işlevi yerine getirmesi için şekillendirilebilir. Yani ağ, çıktı ile hedefin karşılaştırmasına dayanarak ağ çıktısı hedefle eşleşene kadar ayarlanır. Aşağıdaki şekil (şekil 3.10) bu durumu göstermektedir.



Şekil 3.10 : YSA çıkışıyla hedef değerinin birbirleriyle eşleşinceye kadar YSA'nın ayarlanması.

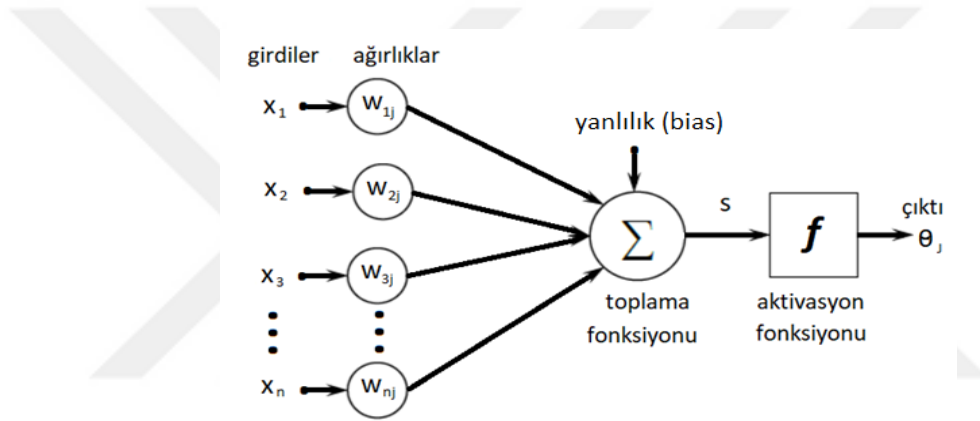
YSA'nın bir tanımı şu şekilde yapılabilir; birbirine yoğun bir şekilde paralel olarak bağlanmış, basit (genelde uyarlanabilir) proses elemanlarından oluşmuş hiyerarşik olarak düzenlenmiş ağlardır. YSA modelleri özbağılanımsal (autoregressive) tekniğe dayanır. Bu tekniğe göre, sürecin şimdiki değeri önceki değerlerinin, sabit bir terimin ve beyaz gürültü teriminin bir fonksiyonudur. Sürecin t anındaki değerine $t - k$ ($k = 1, 2, \dots, n$) zaman önceki kendi değerleri tarafından regresyon (düzenleme) yapılır. YSA, üzerinde çalışılan sistemden beklenen performansa bağlı olarak farklı yaklaşımlarla geliştirilip sistem tanınması yapılabilir. Tanılanmış bu modeller farklı proses aşamaları için geliştirilebilir ve çıktılar, kontrol sürecine yardımcı olmak için en uygun şekilde seçilebilir [12]. Örnek olarak YSA, örüntü tanıma (pattern recognition), tanılama (identification), sınıflandırma (clustering), konuşma (speaking), görüntü (vision), kontrol sistemleri (control systems), uçuş yolu simülasyonu, savunma sanayi (silah yönlendirme, hedef izleme vb.), üretim proses kontrolü, yörünge kontrolü vb. alanlarda karmaşık işlevleri yerine getirmek için eğitilebilmektedir.

YSA'da ağ, nöron (sinir) denilen yapıtaşlarının birbirlerine bağlanmasından oluşur. Nöronlar, çok girdili-çok çıktılı ve yüksek dereceden doğrusal olmayan dinamik alt devrelerdir. Bir nöronun girdisi; dış girdiler, diğer nöronların çıktıları veya yanlılık terimi (bias) olabilir. Nöronun eğitilmesi bağlantı ağırlıklarının değiştirilmesi ile

gerçekleşir [20]. YSA'nın paralellik, yerel bilgi işleme, öğrenebilirlik ve genelleştirilebilme gibi bazı üstün yanları bulunmaktadır. Örneğin öğrenebilirlik; eldeki verilerin sistem için birer örnek teşkil etmesinden dolayı sinir ağının eğitilmesiyle sağlanmış olur. Burada eğitme algoritması tarafından, eldeki veriler vasıtasıyla sinir ağında bulunan bağlantı ağırlıklarının tekrarlı olarak ayarlanması ve belli bir değere yakınsayınca kadar bu ayarlamaların devam etmesiyle öğrenme gerçekleştirilir.

3.7.3.1 Yapay sinir hücresi

Yapay sinir hücreleri şekil 3.11'de da görüldüğü gibi girdi, ağırlık, toplama işlemi, aktivasyon fonksiyonu ve çıktı olmak üzere beş kısımdır.



Şekil 3.11 : Yapay sinir hücresinin yapısı.

Girdiler, dışardan veya bir önceki katmandan alınarak yapay sinir hücrelerine gönderilen bilgilerdir ve öğrenme işlemi girdiler vasıtasıyla gerçekleşir. Ağırlıklar, öğrenmenin gerçekleşmesini sağlayan ve girdilerin yapay sinir hücreleri üzerindeki etkisini belirleyen katsayılardır. Net girdi, yapay sinir hücresine gelen ve dış ortamdan alınan verilerle bu verilerin ağırlıkların çarpımlarının toplama işlemi ile toplanmasıyla hesaplanmış olur. Aktivasyon fonksiyonu ise genelde doğrusal olmayan bir fonksiyondur ve sinir hücresinin çıktısını verir. Her sinir hücresine ait tek bir çıktı mevcuttur. Bununla birlikte bir sinir hücresinin çıktısı başka bir hücreye girdi olabilir.

Burada, $x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ \dots \ x_n]^T$ 'dur. Girdilerden sürekli sinyaller iletilir, bu sinyaller ilgili ağırlıklandırma değeri ile birlikte sinir hücresini etkiler. Yani her bir girdi kendisiyle ilgili $w = [w_1 \ w_2 \ w_3 \ \dots \ w_n]^T$ ağırlık terimiyle çarpılır. Sabit girdinin ağırlığı (yanlılık (bias)) b 'dir. Sinir hücresinde bulunan w ağırlık vektörü ile b

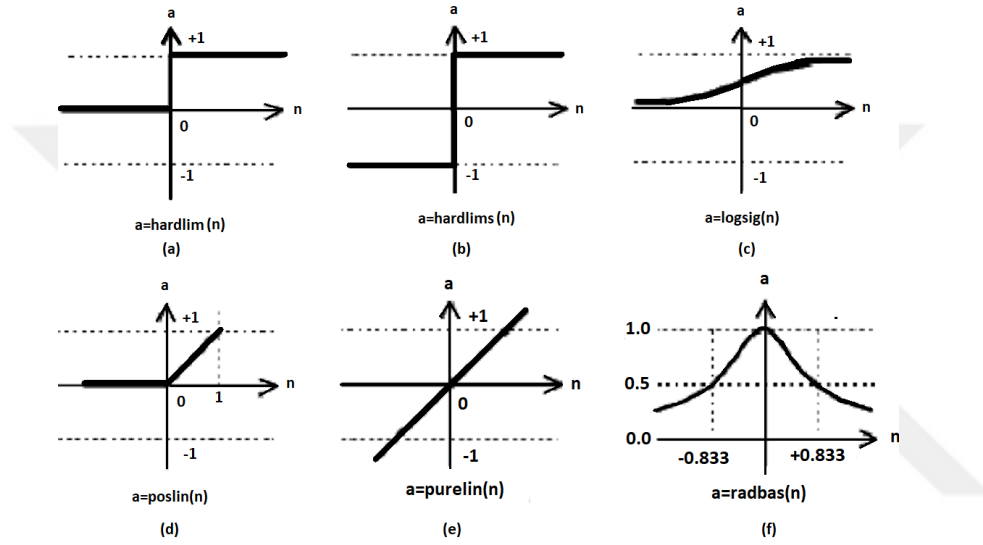
yanlılık (bias) değeri tasarımcı tarafından değiştirilebilen/ayarlanabilen parametrelerdir. Böylece s ağırlıklı toplam aşağıdaki gibi olacaktır;

$$s(x, w) = b + x_1 \cdot w_1 + x_2 \cdot w_2 + \dots + x_n \cdot w_n = b + \sum_{i=1}^n x_i \cdot w_i \quad (3.21)$$

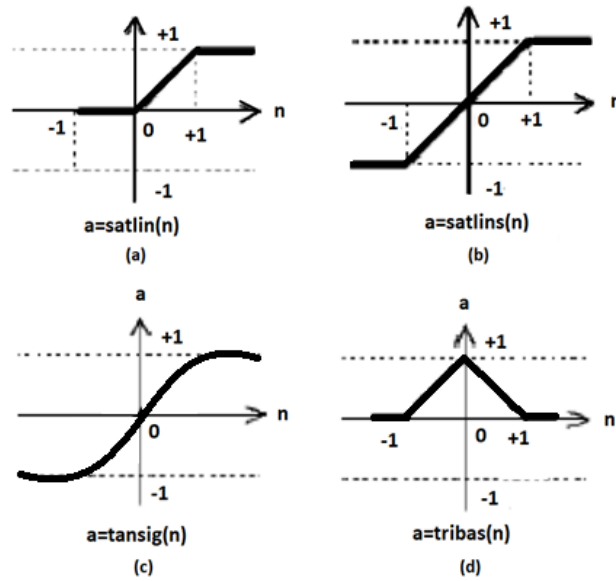
Son olarak aşağıdaki sinir hücresi çıktısı elde edilir;

$$y = f(s) = f(b + \sum_{i=1}^n x_i \cdot w_i) \quad (3.22)$$

Literatürde bulunan bazı aktivasyon fonksiyonları (geçiş fonksiyonları olarak da bilinir) aşağıda şekil 3.12 ve şekil 3.13'te gösterildiği gibidir;

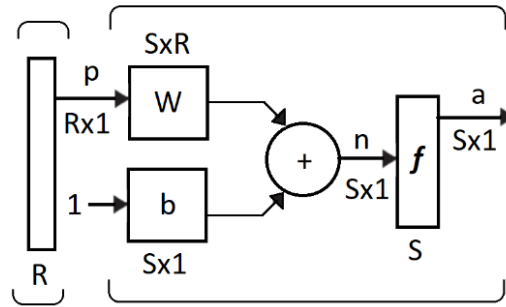


Şekil 3.12 : Aktivasyon (geçiş) fonksiyonları-1; (a) hard-limit, (b) simetrik hard-limit, (c) log-sigmoid, (d) pozitif doğrusal, (e) doğrusal, (f) radyal.

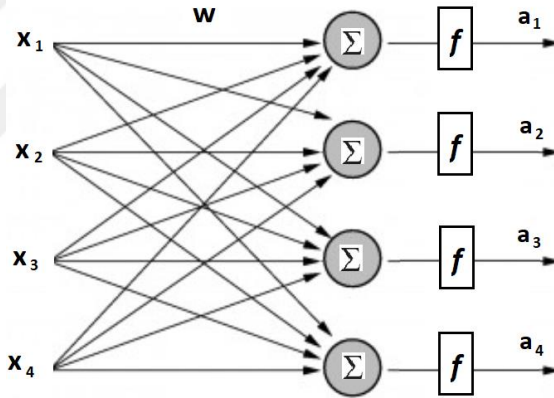


Şekil 3.13 : Aktivasyon (geçiş) fonksiyonları (devam); (a) satlin, (b) simetrik satlin, (c) tan-sigmoid, (d) üçgen.

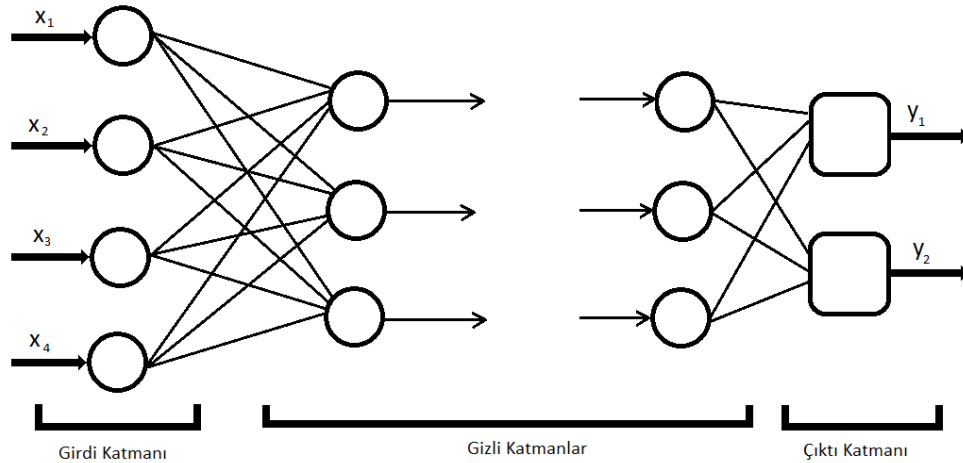
YSA, her birinde değişik sayıda sinir hücrelerinin sıralandığı girdi, çıktı ve gizli katmanlardan oluşur. Bir YSA yapısında bir veya birden fazla sayıda gizli katman bulunabilir. Genel olarak çözülecek problemin karmaşıklığına, girdi ve çıktı sayısına bağlı olarak katman ve katmanlar içindeki sinir hücresi sayıları belirlenir. Fakat ne hücre sayısı ne de katman sayısı hakkında genel bir kural ya da formül literatürlerde yer almamaktadır [36]. Şekil 3.14'te tek katmanlı bir YSA, şekil 3.15'te 4 adet girdisi olan tek katmanlı YSA ve şekil 3.16'da çok katmanlı YSA gösterilmektedir.



Şekil 3.14 : Tek katmanlı YSA.



Şekil 3.15 : 4 adet girdisi olan tek katmanlı YSA.



Şekil 3.16 : Çok katmanlı YSA.

3.7.3.2 YSA çeşitleri

YSA'nın farklı sınıflandırma yöntemleri bulunmaktadır. Tek bir bakış açısıyla sınıflandırma yapmak yetersiz kaldığından aşağıda belirtildiği şekliyle genel olarak üç farklı kritere göre sınıflandırılırlar;

- Öğrenme Algoritmalarına Göre YSA;
 - Danışmanlı öğrenme,
 - Danışmansız öğrenme,
 - Destekleyici öğrenme.
- Öğrenme Zamanına Göre YSA;
 - Statik Öğrenme,
 - Dinamik Öğrenme.
- Yapılarına Göre YSA
 - İleri Beslemeli Ağlar,
 - Geri Beslemeli Ağlar.

3.7.3.3 YSA tasarımı

YSA tasarımına yönelik olarak aşağıda belirtilen standart adımlar izlenir:

1. Veri toplama: Tasarımın en önemli adımlarından biridir. Doğru bir şekilde yapılacak veri toplama işlemi sayesinde sistem dinamiklerine ait yeterli veri elde edilebilir ve böylece YSA ile sistem tanılama işlemi, gerçek sistemi yansıtabilecek potansiyele sahip olur.
2. Ağ oluşturma: İlk önce mimari yapı belirlenir. Girdi verilerinin ardından ileri veya geri beslemeli modelden biri kullanılır. İleri beslemeli yapıda tek yönlü bilgi akışı söz konusudur. Burada girdi katmanından gelen bilgiler gizli katmana iletilir. Gizli katmanlar ve çıktı katmanında işlenen verilerle çıktı değeri belirlenir. Geri beslemeli yapıda sinir ağı çıktısı ve ara katmanlardaki çıktılar girdi katmanına veya önceki ara katmanlara girdi olarak verilir. Mimari yapının belirlenmesinin ardından gizli katman sayısına karar verilir.
3. Ağı eğitme, doğrulama ve test etme: Toplanan veriler oluşturulan sinir ağının girdi kısmına verilir ve YSA'ya ait ağırlık değerleri hedef değere uygun bir toleransla yakınsayınca kadar YSA eğitilir. Yani eğitme işlemi ağırlıkların en iyi değerinin bulunmasıdır. Sonrasında toplanan verilerin bir kısmıyla

(genelde 15%) oluşturulan YSA doğrulanır. Bu işlem, eğitilmiş YSA'nın farklı veri kümesiyle de benzer sonuca ulaşp ulaşamadığının göstergesidir. Test verisinin ise eğitim üzerinde bir etkisi yoktur. Eğitim sırasında ve sonrasındaki ağ performansının bağımsız bir ölçümünü sağlar.

4. YSA regresyon eğrisi: R regresyon değerleri, çıktılar ve hedefler arasındaki korelasyonu ölçer. R değerinin 1 olması yakın ilişki, 0 olması rasgele ilişki anlamına gelir. Regresyon eğrisindeki 45 derecelik doğrusallık, ağ çıktılarının hedef değerlere eşit olduğu anlamına gelen mükemmel uyumu göstermektedir. Genel olarak 0,95'lik R değeri iyi bir uyumu göstermektedir. Daha doğru sonuçlar için, oluşturulan YSA tekrardan eğitime sokulabilir.

Oluşturulan YSA'nın orijinal veya yeni verilerdeki performansından memnun olunmadığı durumda, aşağıdaki işlemlerden birine başvurulabilir;

- Başlangıç ağ ağırlıklarının yeni değerleriyle tekrar eğitme.
- Nöron sayısını arttırma, gecikme sayısını arttırma.
- Daha büyük bir eğitim veri kümesi edinme.
- Farklı bir eğitim algoritması deneme.

Ayrıca, eğitim veri kümesi ile elde edilen YSA performansının iyi fakat test veri kümesindeki performansın önemli ölçüde daha kötü olması YSA'nın verilere aşırı uyum sağladığını gösterir. Eğitim setindeki hatanın çok küçük bir değere inmesi ancak yeni veriler sunulduğunda hatanın büyümeye başlaması durumu, YSA'nın eğitim verilerini ezberlediği, fakat yeni durumlara genellemeyi öğrenemediğinin göstergesidir. Bu durumda nöron sayısının azaltılması sonuçları iyileştirebilir. Eğitim veri kümesi ile elde edilen YSA performansı düşük olması durumunda ise, nöron sayısının arttırılması iyileştirme sağlayabilmektedir.

Bu aşamada nöron ve katman sayısı ile ilgili olarak bir hususa dikkat etmek gerekir. Daha fazla nöron, daha fazla hesaplama demektir. Bununla birlikte nöron sayısının artması, YSA'nın verilere aşırı uyma eğilimi göstermesinin yanında ağın daha karmaşık sorunları çözmesini de kolaylaştırabilmektedir. Aynı şekilde daha fazla katman daha fazla hesaplama gerektirir, ancak bunların kullanımı ağın karmaşık sorunları daha verimli çözmesine yardımcı olur.

Bir sinir ağının birbirinden farklı şekillerde eğitilmesi, farklı başlangıç ağırlığı, yanlılık değerleri ve veri bölümlerinin eğitim, doğrulama ve test kümelerine bölünmesi nedeniyle farklı bir çözüme yol açabilir. Sonuç olarak, aynı problem

üzerinde eğitilen farklı sinir ağları aynı giriş için farklı çıktılar verebilir. Bir sinir ağının iyi hassasiyette bulunduğundan emin olmak için birkaç kez yeniden eğitilmelidir.

Son olarak, belirli bir problem için hangi eğitim algoritmasının en hızlı olacağının bilinmesi çok zordur. Problemin karmaşıklığı, eğitim setindeki veri noktalarının sayısına, ağdaki ağırlık ve yanlılıkların sayısına, hata hedefi (error goal) ve ağın örüntü tanıma için kullanılıp kullanılmadığı gibi birçok faktöre bağlıdır. Genel olarak birkaç yüz ağırlığa kadar olan ağlar için, Levenberg-Marquardt algoritması en hızlı yakınsamayı sağlamaktadır. Birçok durumda Levenberg-Marquardt algoritması, test edilen diğer algoritmaların herhangi birinden daha düşük ortalama kare hataları elde edebilir.

3.8 Model Geçerliliğinin Test Edilmesi

Tanımlama ile elde edilen modelin geçerli olup olmadığının test edilmesi gerekir. Bunun için artık analizi ilk olarak başvurulacak yöntemdir. Artık, modelin bir adım sonrası öngörölmüş çıktı (1-step ahead predicted output) ile doğrulama veri kümesindeki (validation data set) ölçölmüş çıktı arası farktır. Bu nedenle artıklar, doğrulama verilerinin model tarafından açıklanamayan bölümünü temsil etmektedir. Artık analizi beyazlık testi ve bağımsızlık testi olmak üzere iki testten oluşur. Beyazlık testi (whiteness test) kriterlerine göre, iyi bir model, ilgili kestirimlerin güven aralığı içinde kalan otokorelasyon fonksiyonuna sahiptir, bu da artıkların ilişkisiz (uncorrelated) olduğunu gösterir. Bağımsızlık testi kriterlerine göre, iyi bir model, geçmiş girdilerle ilişkisiz artıklara sahiptir. Korelasyon kanıtı (evidence of correlation) veya korelasyonun varlığı (presence of correlation), çıktının, kendisine karşılık gelen girdiyle ilişkisinin model tarafından açıklanamadığı durumda ortaya çıkar. Örneğin, k gecikmesi için güven aralığının dışındaki bir tepe (peak), $u(t - k)$ girişinden çıkan $y(t)$ çıkışının, model tarafından uygun şekilde açıklanamadığı anlamına gelir.

Eğer artıklar, diğer bir deyişle kestirim hatası beyaz gürültü özelliği taşıyorsa, bu; tanılanan modelin, gerçek sistemi iyi bir şekilde temsil edebildiği anlamına gelir. Beyaz gürültü özelliği taşımak hatanın geçmiş ve gelecek değerleriyle ve diğer herhangi bir değişkenle ilişkili (correlated) olmamasıdır. Hatanın geçmiş ve gelecek değerlerle ilişkisi otokorelasyon testiyle, girdi sinyaliyle ilişkisi ise çapraz

korelasyon (cross-correlation) testiyle kontrol edilir. Eğer bu testler uygun sonuçlar verirse sistemin girdi ve çıktısı arasındaki ilişki tanılanmış model ile iyi şekilde temsil ediliyor demektir. Tanılanan sisteme ait model ve bozucu modeli doğru seçilmiş, uygun tanılama yöntemi kullanılmış ve modeldeki polinomların mertebesi uygunsa, $e(t)$ kestirim hatası beyaz gürültü özelliği gösterir.

Kestirilmiş modele ait mertebenin belirlenmesi için modele ait kutup-sıfır grafiği de kullanılan bir yöntemdir. Kutup-sıfır grafiğinde eğer kutup ve sıfır üst üste geldiyse veya birbirine çok yakın bir konumdaysa model mertebesinin bu çakışmaların olduğu miktar kadar düşürülmesi söz konusu olabilir. Bu durumda yapılan işleme kutup-sıfır iptali (pole-zero cancellation) denir.





4. İHA SİSTEM TANILAMA

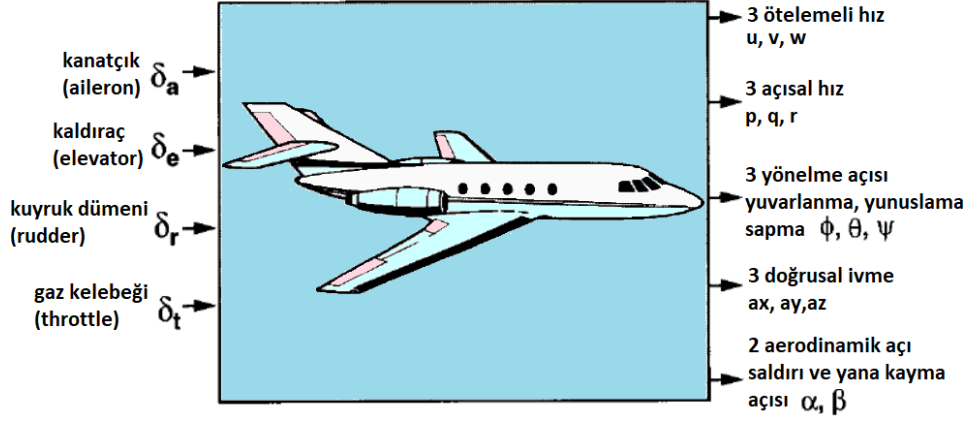
Hava araçlarının dinamik modellerinin uçuş test verilerinden elde edilmesi, birçok faktörden dolayı zordur. Bu faktörler; uçuş veri ölçüm sisteminin kısıtlamaları, test (kontrol) girdileri, sinyal/gürültü oranı ve test kayıt uzunluğu ile ilişkilidir. Uçuş test verilerine dayanarak elde edilebilecek İHA sistem tanılmasının zorlu ve oldukça özelleşmiş olmasından dolayı ortaya çıkabilecek sorunlara yönelik olarak detayın ayrıntıda gizli olduğu söylenebilir. Uçuş araçlarının sistem tanılması uzun zamandan beri bilimden daha fazla sanat (more art than science) olarak bilinir. Bu durum büyük ölçüde, gerçek uçuş testi verilerinden tatmin edici bir model elde etmek için analizdeki birçok düğümün uygun şekilde nasıl ayarlanacağını belirsiz olmasından kaynaklanmaktadır [16].

4.1 Temel İHA Sistem Tanılama Kavramları

İHA, (u, v, w) öteleme hızları ve üç eksenindeki (p, q, r) açısal hızları ile altı serbestlik derecesi olan karmaşık, doğrusal olmayan bir sistemdir [12]. İHA'lar atalet bağlaşımı (inertial coupling) ve aerodinamik bağlaşım (aerodynamic coupling) etkileri gösterirler [5].

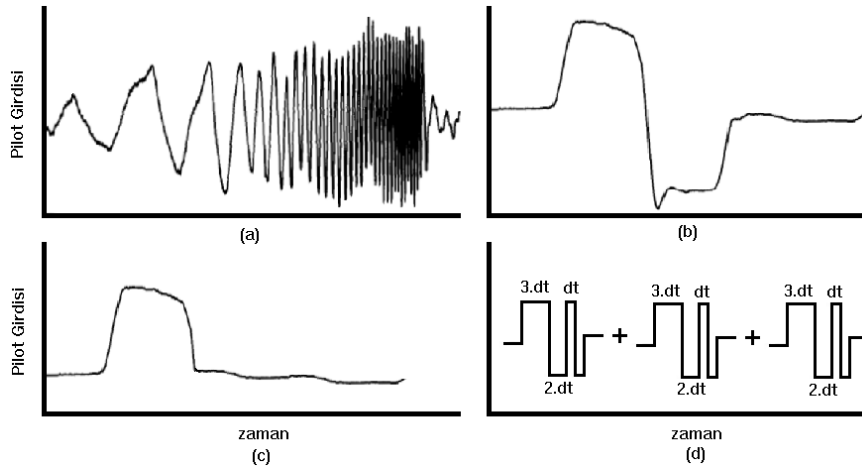
İHA uçuş kontrol sistemi FCS, insanlı bir uçağın pilotuna benzer işler yapar ve İHA'nın beyni olarak kabul edilir. Özerk (otonom) uçuş için platformun dinamiklerindeki değişimlere kendilerini adapte edebilen gürbüz kontrol teknikleri (robust control techniques) gereklidir. Bu denetleyiciler, uygun sistem tanılama teknikleri yardımıyla geliştirilebilir. Uçuş verilerine dayanan bu sistem tanılama uygulaması, İHA'nın dinamiklerini anlamak için de gerekli bir uygulamadır [12].

Bir hava aracı, şekil 4.1'de gösterildiği gibi bir girdi-çıkı sistemi olarak düşünülebilir. Araç dinamikleri mevcut durumda aerodinamik yüzeyler olan kontrol girdileri tarafından uyarılır. Bu girdiler: yuvarlanma kontrolü için kanatçık (aileron) δ_a , yunuslama kontrolü için kaldırmaç (elevator) δ_e , sapma kontrolü için kuyruk dümeni (rudder) δ_r ve ayrıca hız kontrolü için gaz keleşi (throttle) δ_t 'dir.



Şekil 4.1 : Bir hava aracının tipik girdi ve çıktıları [16]

Uçuş testleri icra edilirken, uçuş dinamikleri, kontrol (düşük frekanslar) veya yapısal stabilite (daha yüksek frekanslar) gibi belirli bir uygulama için ilgilenilen dinamikleri uyarmak ve eğitim verilerindeki bilgi içeriğini en üst düzeye çıkarmak için tasarlanan manevralar kullanılır. Bunu başarmak için, sistem modları, model çıktılarının parametrelere olan hassasiyetlerinin yüksek olduğu şekilde uyarılmalıdır. Sistem tanılama amacına yönelik tipik uyarımlar Şekil 4.2.a'da görüldüğü şekliyle frekans taramaları (frequency sweeps) [30] ve Şekil 4.2.b'deki gibi çift manevra (doublet)'dır [16]. Çift manevra uyarma sinyali tasarımdaki sadeliği ve uygulama kolaylığından dolayı hava aracı sistem tanılmasında yaygın olarak kullanılmaktadır. Ayrıca tek manevra (singlet) ve 3-2-1-1 manevrası da sistemin dinamiklerini uyarmak için kullanılmaktadır.



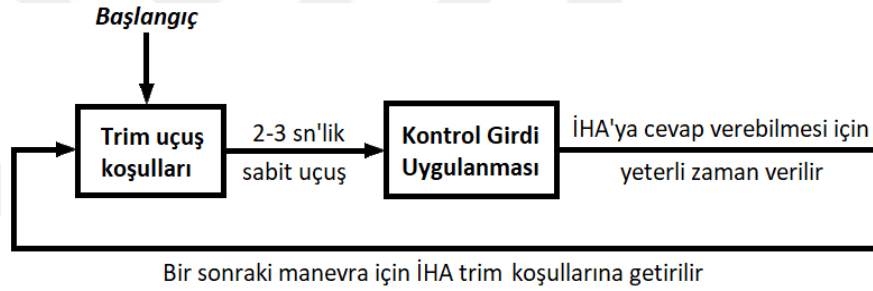
Şekil 4.2 : (a) Frekans-tarama girdisi, (b) Çift manevra (doublet) girdisi, (c) Tek manevra (singlet) girdisi, (d) 3-2-1-1 girdisi.

İHA sistem tanılama süreci, girdi sinyallerinin tasarlanmasıyla başlar. Ardından pilot veya otomatik pilot, İHA'nın dinamiklerini ortaya çıkarmak için tasarlanmış

manevralar gerçekleştirir. Örnek olarak İHA, çizelge 4.1’de verilen trim çalışma durumuna getirilir. Belirli bir trim koşulunda, manevra için gerekli kontrol girdilerini uyarma işleminden önce 2-3 saniyelik sabit bir uçuş sağlanır. Kontrol girdilerinin tamamlanmasından sonra uçağa, tepki verebilmesi ve doğal dinamiklerinin sensörler tarafından yakalanabilmesi için yeterli zaman verilir. Açık döngü parametre tanılama test uçuşu için prosedürler şekil 4.3’te gösterilmiştir. Çeşitli sensörler vasıtasıyla kontrol yüzeylerine ve eyleyicilere (actuator) verilen sinyaller ile İHA’nın konumu, öteleme hızları, açısal hızlar, ivmelenmeler, yönelme açıları, aerodinamik açılar ve dünya yüzeyine göre açılar gibi durumlar kaydedilir. Bu verilerden İHA dinamiğinin bir modeli tanımlanabilir. Model yapısı biliniyorsa, parametreleri belirlenebilir [4].

Çizelge 4.1 : İstenen uçuş trim çalışma koşulları.

Hava Hızı (m/s)	İrtifa (m)	Gaz Kelebeği (%)
16 ~ 18	90 ~ 110	45 ~ 60



Şekil 4.3 : Açık döngü sistem tanılaması için uçuş testi prosedürü.

İrtifa (h), hava yoğunluğu ve dinamik basınçtaki değişikliklerle ortaya çıkan uçak dinamikleri üzerinde dolaylı bir etkiye sahiptir. Ne irtifa ne de ψ sapma açısı doğrudan uçak dinamiklerini etkiler, ancak bu değişkenler genellikle önemli pilotaj parametreleri olarak ölçülür [22].

İHA sistem tanılama prosedürü, hava aracının hassas dinamik modellerinin, kontrol girişlerinden ölçülen cevapların verimli bir şekilde elde edilmesi için uygulanan çok yönlü bir prosedürdür [16]. Sistem tanılama aracılığıyla, bir İHA’nın dinamik modeli uçuş verilerinden belirlenebilir ve ardından dinamik model otopilot kontrol sistemlerini geliştirmek ve doğrulamak için kullanılabilir. Bu nedenle küçük İHA’lar için sistem tanılama prosedürü; denetleyici modelleme, simüle etme ve geliştirme için vazgeçilmez bir araçtır. Sistem tanılama, kişisel uzaktan algılamanın başarısını ve güvenliğini artıran güvenilir ve sağlam İHA kontrol sistemleri için bir temel sağlar [32].

Doğrusal olmayan sistemlerin modellenmesi için birçok sistem tanılama tekniği önerilmiştir. Bunlardan bulanık tanılama (fuzzy identification) [4], durum uzayı tanılama (state-space identification) [5], frekans-alanı analizi (frequency-domain analysis) [17], yapay sinir ağları (artificial neural networks) [31] öne çıkanlardan bazılarıdır. Bu tanılama yöntemlerinin arasında sinir ağlarının öğrenme yeteneği onları doğrusal olmayan uygulamalar için uygun kılar. Yapay sinir ağları çevrimdışı olarak eğitilebilir ve tanılama veya kontrol için kullanılabilir [28].

Geleneksel olarak İHA davranışı, insanlı uçaklara benzer simetri düzlemi içindeki ve dışındaki hareketlerine bağlı olarak boylamsal ve yanal dinamiklere ayrılabilir [37]. Doğrusal olmayan denklemler, normal bir uçuş koşulu sağlayan ve doğrusal olmayan denklem kümesini uçağın boyuna ve yanal hareketleri için iki kümeye dönüştüren hem yatış (bank) hem de yana kayma (sideslip) açısı dikkate alınarak ikiye ayrılır. Doğrusal olmayan denklemlerin doğrusal denklemlere dönüştürülmesi, sabit hızdaki küçük bozucular teorisi göz önünde bulundurularak yapılır.

Genel olarak kaldırmaç (elevator), boylamsal dinamikleri kontrol etmek için kullanılır, yanal dinamikleri için kanatçık (aileron) ve kuyruk dümeni (rudder), ileri hızı kontrol etmek için gaz kelebeği (throttle) kullanılır. Bu ayırım, belirli bir denge koşulunun (trim condition) olduğunu varsayar ve atalet bağlaşımı (inertial coupling) ve aerodinamik bağlaşımın (aerodynamic coupling) olmadığı bir durumda kabul edilebilirdir. Ancak bu durum İHA'nın doğrusal olmayan yapısından dolayı rastgele uçuş koşulu için her zaman doğru olmayabilir [12].

Dolayısıyla sabit kanatlı İHA'yı kararlı hale getirebilen kontrol sisteminin tasarlanabilmesindeki en önemli adımlardan biri sistem tanılamadır. Bu nedenle, sabit kanatlı İHA'lar için doğru bir dinamik modele sahip olmadan kontrol sistemi geliştirmenin kolay olmadığı açıktır.

Doğrusal olmayan İHA dinamiğinde bazı kabuller ile doğrusallaştırmalar yapılmakta ve bu şekilde kontrol stratejileri uygulanmaktadır. Bu çalışmada İHA'nın doğrusal olmayan denklemlerinin doğrusallaştırılmış modelleri baz alınarak girdiler ve çıktılar seçilip bilgisayar ortamında MATLAB programındaki doğrusal sistem tanılama yöntemleri kullanılarak İHA sistem tanınması yapılmıştır. Kullanılan yöntemler kara-kutu (black-box) yöntemlerdir. Bu çalışmada temel amaç, seçilen girdi ve çıktılara uyacak ve sistemin dinamiğini de yansıtacak şekilde uygun mertebe ve gecikmeye

sahip parametrik denklemler elde edilmesi ve kontrol uygulayıp sonuçların karşılaştırılmasıdır.

Doğrusal modelleme yapılırken literatürde genel olarak kullanılan girdiler ve çıktılar kabul edilmiş ve bu değişkenlere göre tanılama gerçekleştirilmiştir.

Ayrıca MIMO sistemlerde, sistem davranışı istenilen biçimde modellenemediği durumlarda çıktıların alt gruplara ayrılarak modellenmesi önerilmektedir. Bununla birlikte sadece benzetim amaçlı kullanılacak olan modeller çıktı sayısı kadar MISO modeller tanılanarak başarılı bir şekilde oluşturulabilirken, kontrol amaçlı oluşturulacak modellerin, ilgili tüm çıkışları birlikte içeren biçimde modellendiklerinde daha iyi sonuçlar verebilmektedir.

4.2 Ultrastick 25E Sistem Tanılama

İdeal bir İHA deneyinde veriler gürültüsüzdür, tüm dinamikleri yakalar, gecikme olmaz ve İHA doğru koordinat sisteminde olur, fakat gerçek dünya uçuş verilerinde durum farklıdır. Tahrik sistemi titreşimleri, hava türbülansı ve doğal sensör gürültüsü nedeniyle uçuş verileri genellikle çok gürültülüdür. Bu nedenle, sistem tanılama işleminden önce verilerin tutarlılığı için işlenmesi ve kontrol edilmesi gerekir. İHA uçuş verileri ile sistem tanılama gerçekleştirmeden önce bazı veri işleme yöntemleri kullanılır.

Bu tez çalışmasındaki sistem tanılama uygulamaları, Minnesota Üniversitesi İHA uçuş kontrol araştırma grubunun UltraStick 25E test uçuş aracı verileriyle yapılmıştır. Ultrastick 25E'ye ait bir veri seti oluşturulması gerektiğinden birçok test uçuşu yapılmış ve yapılan uçuşlarda birçok parametre kayıt altına alınmıştır. Bu kısımda Ultrastick 25E'ye ait bu verilerden ayrı ayrı boylamsal ve yanal düzlemlerde doğrusallaştırılmış yapılarına dayanarak İHA'nı doğrusal sistem tanılaması yapılacaktır. Eldeki bu deneysel verilerin analizi için MATLAB yazılımı kullanılmıştır. Çizelge 4.2'de Ultrastick 25E'ye ait test uçuşlarında kayıt altına alınan bazı büyüklükler bilgisayar dosyasına kaydedildiği şekliyle verilmiştir.

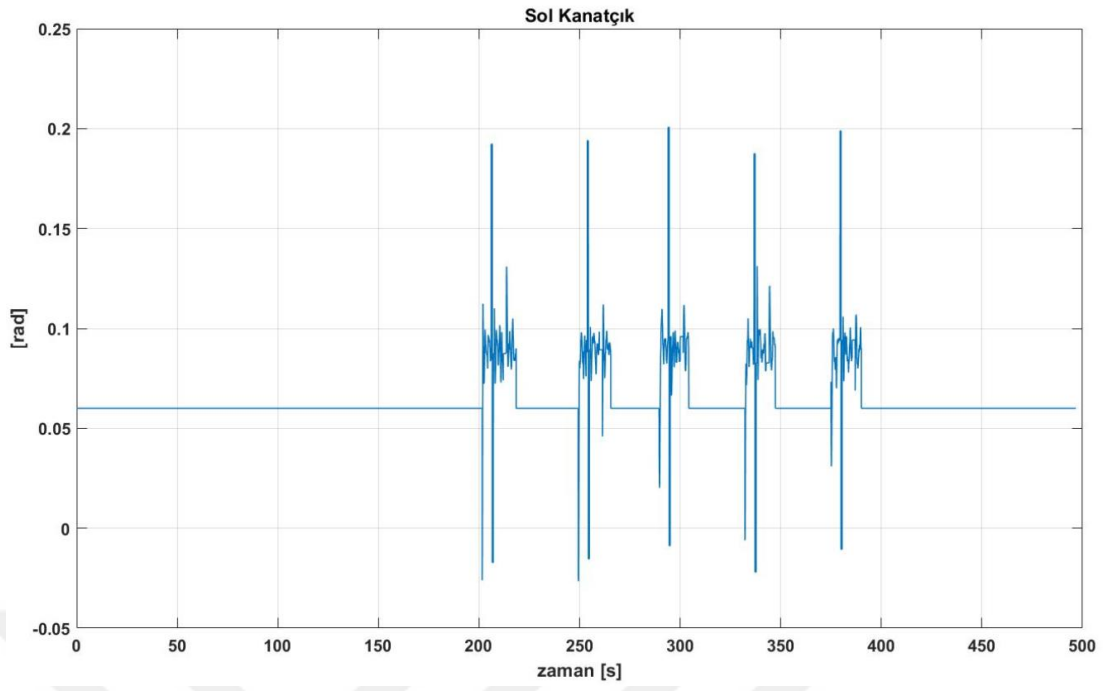
Çizelge 4.2 : Ultrastick 25E’ye ait test uçuşlarında kayıt altına alınan değişkenleri gösterir çizelge.

Değişken Adı	Birim	Açıklama
time	sec	zaman bilgisi.
h	m	yerden yükseklik (irtifa).
ias	m/s	hava hızı.
aoa	rad	saldırı açısı.
aos	rad	yana kayma açısı.
p	rad/s	x-ekseni açısal hızı (yuvarlanma).
q	rad/s	y-ekseni açısal hızı (yunuslama).
r	rad/s	z-ekseni açısal hızı (sapma).
ax	m/s ²	x-ekseni ivmesi.
ay	m/s ²	y-ekseni ivmesi.
az	m/s ²	z-ekseni ivmesi.
psi	rad	euler yuvarlanma açısı.
the	rad	euler yunuslama açısı.
phi	rad	euler sapma açısı.
alt	m	GPS irtifa.
vn	m/s	GPS kuzey hızı.
ve	m/s	GPS doğu hızı.
vd	m/s	GPS düşey hızı.
de	rad	kaldıraç komutu.
da_l	rad	sol kanatçık komutu.
da_r	rad	sağ kanatçık komutu.
dr	rad	kuyruk dümeni komutu.
dthr	nd	gaz kelebeği komutu.

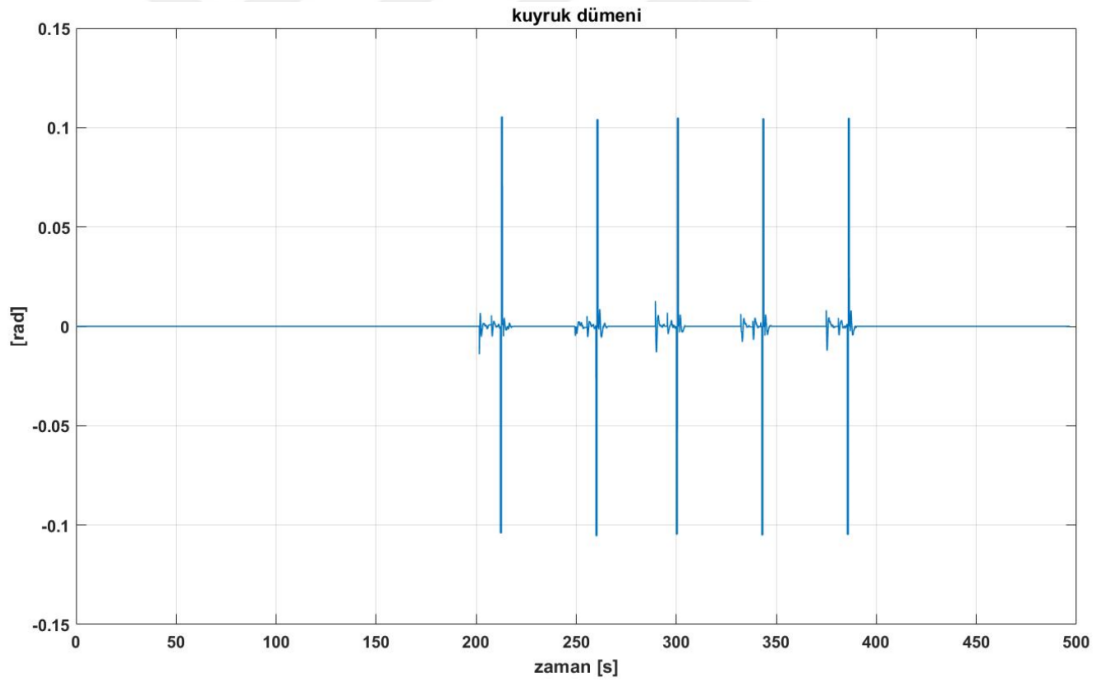
4.2.1 Yanal sistem tanılama

Deneme uçuşlarına ait kayıtlar içerisinde seçilen veri kümesinde yukarıdaki çizelgede bulunan değişkenlere ait ölçümler mevcuttur. Seçilen veri kümesinde sistem zaman adımı 0.02 sn.’dir ve dolayısıyla sistemin örnekleme frekansı 50 Hz’dir.

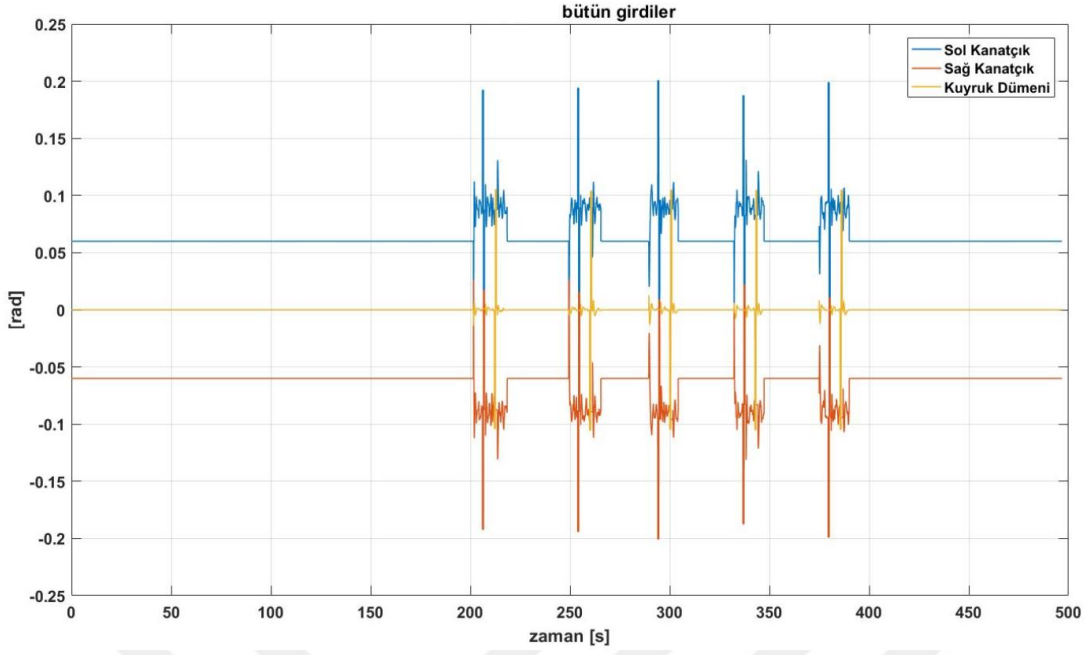
Yanal sistem tanılama için kanatçık ve kuyruk dümeni olmak üzere iki girdi, yuvarlanma açısal hızı ve sapma açısı olmak üzere iki çıktı seçilmiştir. Sol ve sağ kanatçık aynı anda zıt yönde hareket ettiklerinden bu ikisine ait veriler birleştirilmiş ve tek girdi olarak kullanılmıştır. Örnek olarak şekil 4.4 – 4.7’de sol kanatçık, kuyruk dümeni, tüm girdiler ve sapma açısına ait grafikler görülmektedir.



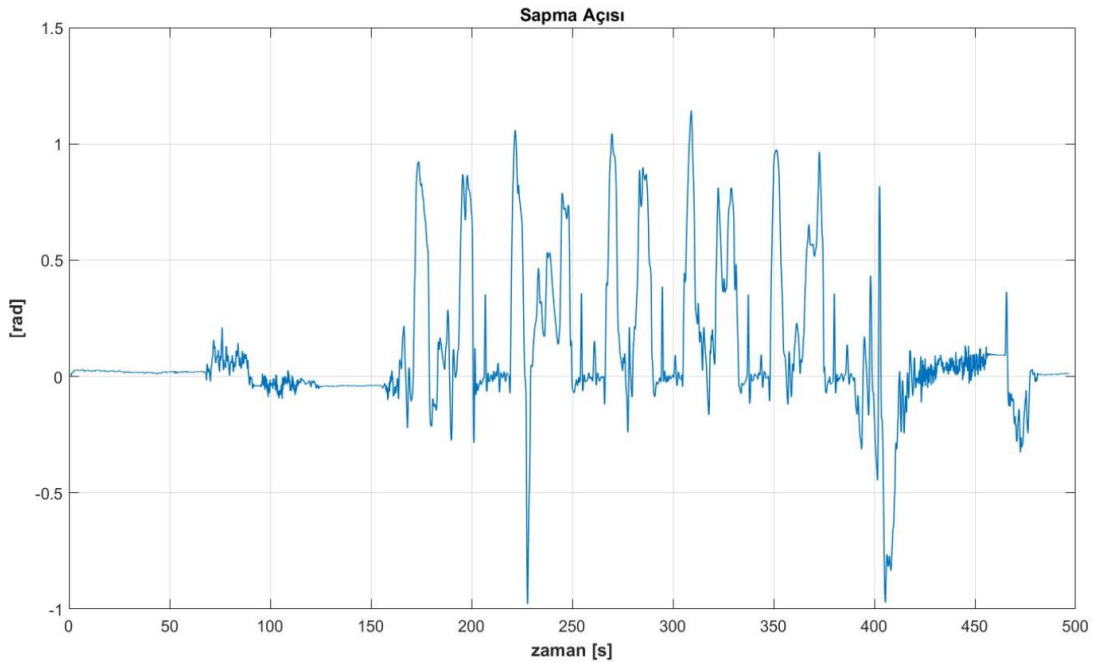
Şekil 4.4 : Sol kanatçık (left aileron) veri kümesine ait grafik.



Şekil 4.5 : Kuyruk dümeni (rudder) veri kümesine ait grafik.

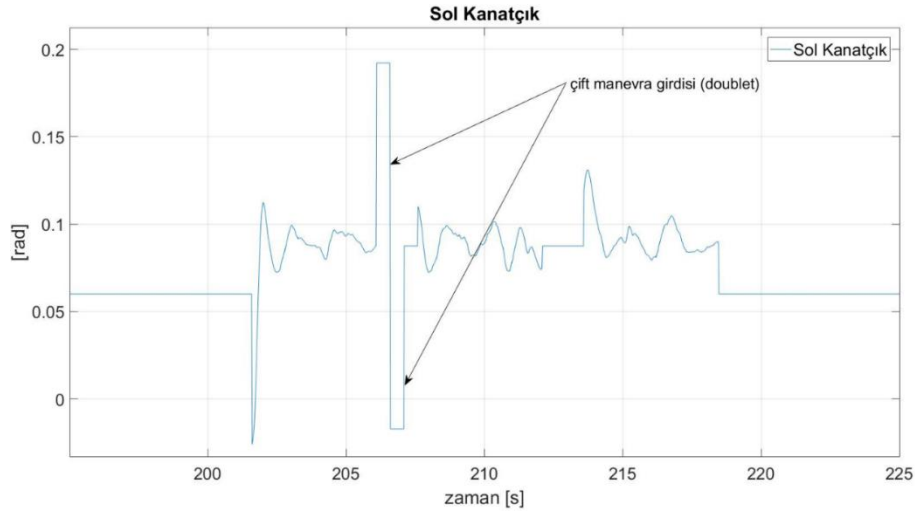


Şekil 4.6 : Sol, sağ kanatçık ve kuyruk dümeni veri kümelerinin üst üste çizdirilmiş grafiği.



Şekil 4.7 : Sapma açısı veri kümesine ait grafik.

Yanal modelleme için olarak kanatçık ve kuyruk dümeni çift manevra girdileri kullanılmıştır. Örnek olarak şekil 4.8’da sol kanatçık veri kümesine ait çift manevra girdisi görülmektedir.



Şekil 4.8: Sol kanatçık veri kümesindeki doublets (çift manevra) girdisi.

4.2.1.1 Filtreleme

Uçuş verilerinin doğru şekilde filtrelenmemesi uçuş dinamiğini değiştirebilir, verilerde faz gecikmesi üretebilir veya salınımların genliğini değiştirebilir. Veri kalitesini ve tutarlılığı sağlamak için, filtrelenmiş verilere gecikme getirmeyen nötr fazlı filtre kullanılması daha uygun olur. Alçak geçirgen filtreleme (low-pass filtering), yüksek frekanslı gürültüyü azaltır ve verileri düzgünleştirir. Yapılan incelemelerde girdi manevraların düşük frekanslarda yapıldığı ve cevapların (çıkı) da aynı şekilde düşük frekans aralığında olduğu görülmüştür. Dolayısıyla girdi-çıkı verilerine dinamikleri etkilemeyecek nitelikte alçak geçirgen filtre uygulanabilir. Böylece ilgilenilen dinamikler filtrelenmemiş olur.

Eldeki veriler incelendiğinde ise gürültülü oldukları görülmektedir. Tespit edilen bu gürültüler dış bozulardan veya veri ölçüm sistemindeki sensörlerin ölçüm gürültülerinden kaynaklanmış olması muhtemeldir. Bu gürültülerin de giderilmesi ve daha gürültüsüz verilerin elde edilmesi gerekliliğinden dolayı eldeki verilere filtre uygulanmıştır.

4.2.1.2 ARX modeli ile yanal sistem tanılama

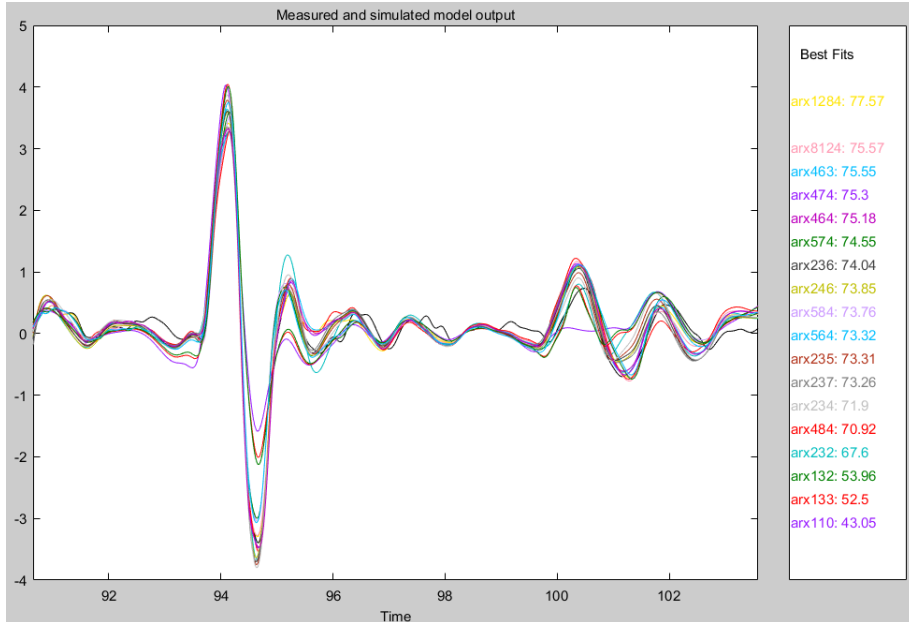
Modelleme için MATLAB programının Sistem Tanılama Araç Kutusu (System Identification Toolbox) kullanılmıştır. Arx modeli ile parametre kestirimi yapılırken önce dereceler belirlenir. Arx modelinde n_a ve n_b , A ve B polinomlarının derecesi, n_k ise girdi gecikme değeridir. MATLAB’da arx modeli ile parametre kestirimi yapılırken n_a , n_b ve n_k için bir başlangıç değeri belirlenip onunla kestirime başlanır.

Başlangıç değeri olarak $n_a=1$, $n_b=1$, $n_k=0$ belirlenmiştir. Bu başlangıç değerlerinden kestirime başlanır ve optimum bir değer elde edilinceye kadar bu şekilde devam edilir. Aşağıda şekil 4.9’da sistem tanılama araç kutusunda yapılan modelleme çalışmalarına ait örnek bir grafik görülmektedir.



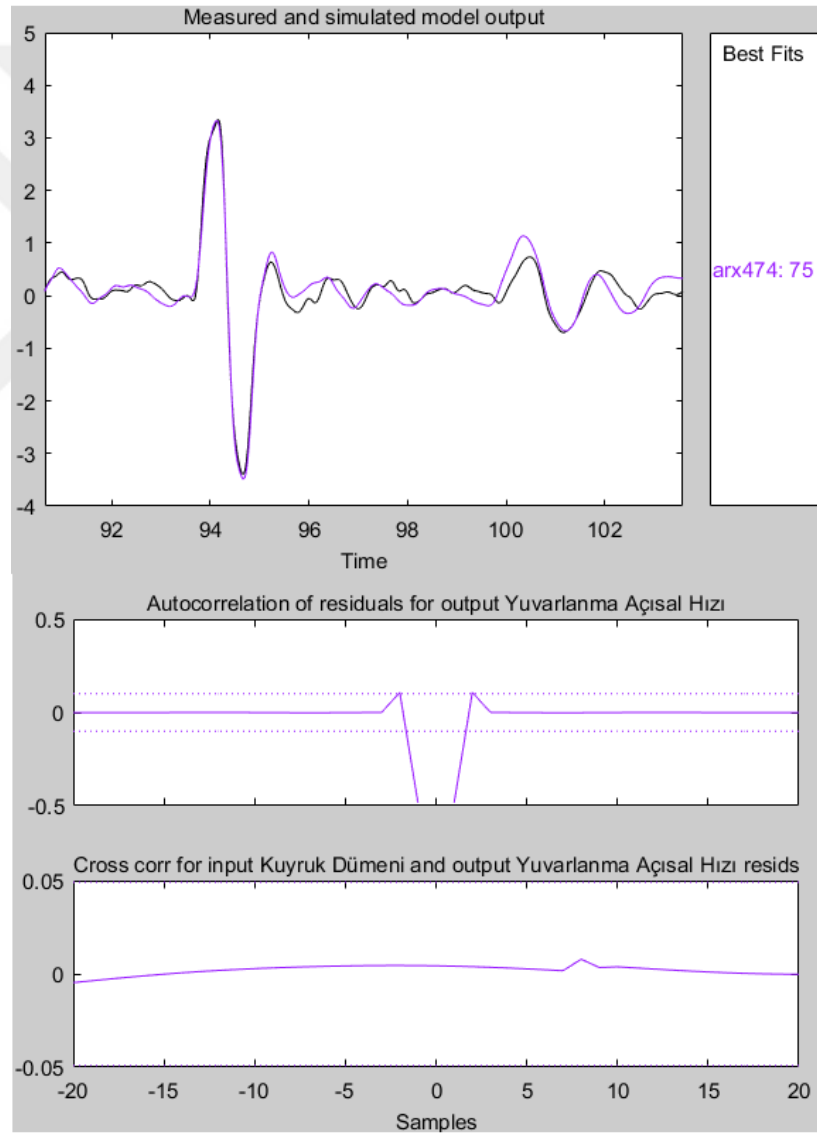
Şekil 4.9: Sistem Tanılama Araç Kutusu Arayüzü.

Şekil 4.9’da da görüldüğü üzere arx yöntemi ile birçok deneme yapılmıştır.



Şekil 4.10: Arx yöntemi ile elde edilen modellere ait zaman cevap grafiği.

Arx yöntemi ile sistem tanımlama yapılırken birçok farklı n_a , n_b ve n_k değeri denenmiş ve birçok model elde edilmiştir. Bununla birlikte n_a , n_b ve n_k değerleri rastgele şekilde arttırılırken belli bir değerden sonra kayde değer bir iyileşme sağlanmadığı görülmüştür. Örnek olarak $arx1284$ modeli ile $arx474$ modeli arasında küçük bir fark vardır ($\sim 2\%$). Fakat bu iki model arasında yüksek miktarda mertebe farkı bulunmaktadır. MIMO sistemlerde bu yüksek mertebe farkı, elde edilecek olan sistem matrislerini çok büyütebilmektedir. Bu durum ilerleyen süreçlerde sorun yaratabilir (kontroledilebilirlik). Sonuç olarak $arx474$ modelinin ölçülmüş verilere kabul edilebilir bir yaklaşım sağladığı görülmüştür. Modele ait zaman cevabı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri şekil 4.11’de bir arada görülmektedir.

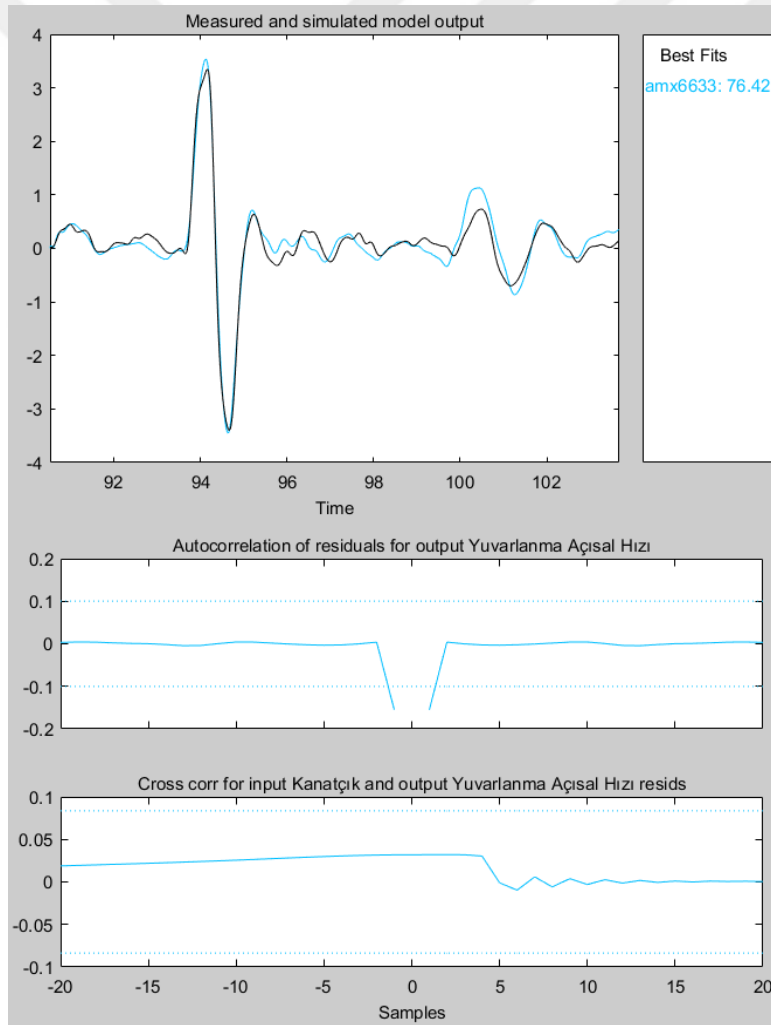


Şekil 4.11: $arx474$ modeline ait zaman cevabı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri.

4.2.1.3 ARMAX modeli ile yanal sistem tanılama

Armax modeli ile parametre kestirimi yapılırken arx modeli ile yapılan kestirim işlemine benzer bir yol izlenir. Armax modelinde n_a , n_b ve n_c , A, B ve C polinomlarının derecesi, n_k gecikme değeridir. Parametre kestirimi yapılırken arx model kestirimindeki gibi n_a , n_b , n_c ve n_k için bir başlangıç değeri belirlenip kestirime başlanır. Başlangıç değeri olarak $n_a=1$, $n_b=1$, $n_c=1$, $n_k=0$ belirlenmiştir. Bu başlangıç değerlerinden kestirime başlanır ve en iyi değerler elde edilinceye kadar bu şekilde devam edilir.

Yapılan denemeler sonucunda amx6633 modelinin ölçülmüş verilere kabul edilebilir bir yaklaşım sağladığı görülmüştür. Şekil 4.12’de amx6633 model çıktısı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafiği bir arada görülmektedir.



Şekil 4.12: amx6633modeline ait zaman cevabı ile otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri.

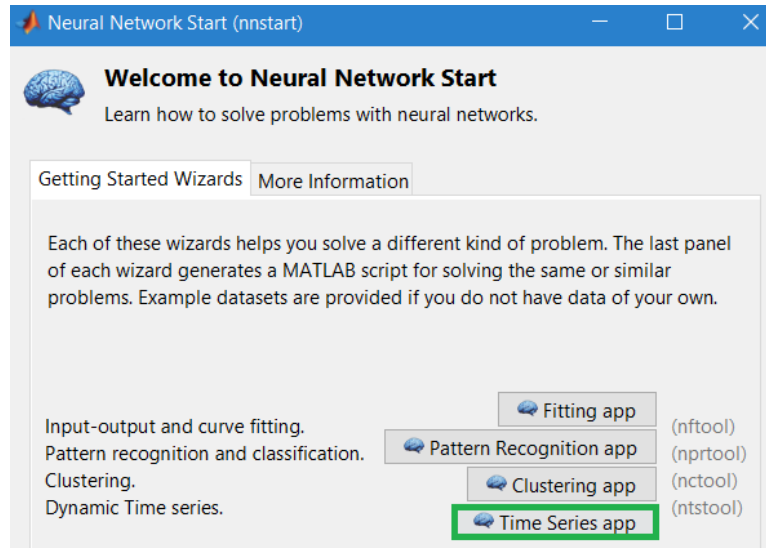
Matlab programının araç kutularından biri olan Model Küçültme Araç Kutusu (Model Reducer Toolbox) ile elde edilen modeller incelenebilir ve bu arayüzden modelin mertebesi, model dinamiklerini etkilemeyecek şekilde düşürülebilir.

4.2.1.4 Yapay sinir ağları ile yanal sistem tanılama

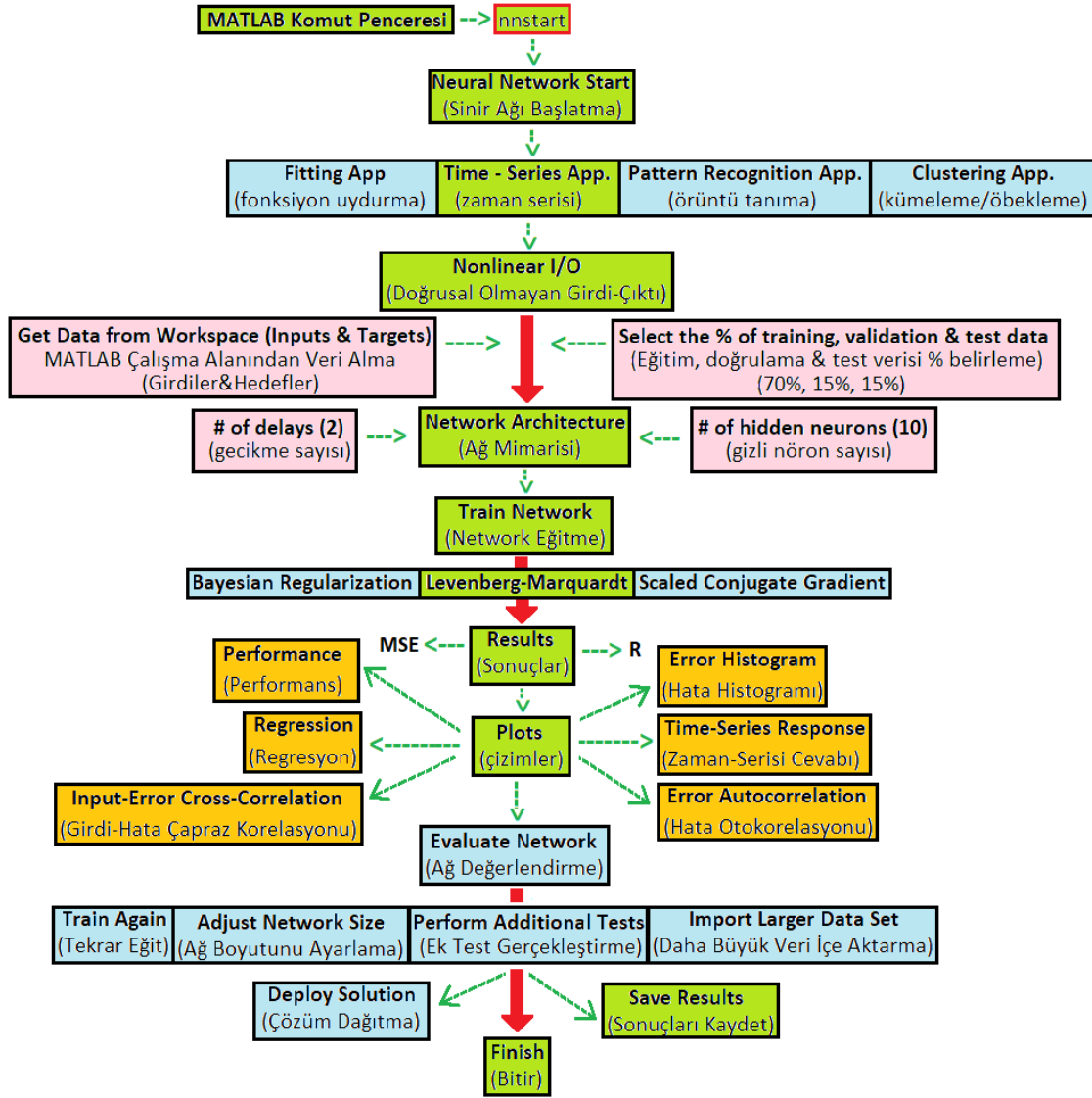
MATLAB R2016b programında yapay sinir ağlarıyla parametre kestirimi yapmak için komut penceresinde 'nnstart' komutu yazılır ve şekil 4.13'teki Yapay Sinir Ağları Araç Kutusu (Neural Network Toolbox) penceresi açılır. Burada YSA araç kutusu dört adet seçenek sunmaktadır;

- 1) Girdi-çıkı ve eğri uydurma.
- 2) Örüntü tanıma ve sınıflandırma.
- 3) Gruplama/kümeleme.
- 4) Dinamik zaman serisi.

Bu çalışma için en uygunu dördüncü sıradaki dinamik zaman serisi seçeneğidir. Daha sonra giriş/çıkış veri seçimi yapılır ve ardından eldeki verinin yüzde kaçının eğitim, doğrulama ve test verisi olacağı belirlenir. Program varsayılan olarak eğitim, doğrulama ve test verileri için sırasıyla 70%, 15% ve 15% oranlarını vermektedir. Bu oranlar kabul edilip bir sonraki adımda YSA mimarisinin oluşturulması için gizli katman sayısı ve gecikme ile ilgili değerler ilgili alanlara girilir.



Şekil 4.13 : YSA araç kutusu penceresi.



Şekil 4.14 : YSA Araç Kutusu ile İHA doğrusal yanal sistem tanılama için başlangıç kabulleri ve adım adım yapılan işlemler.

Bundan sonra oluşturulan YSA'nın eğitim aşamasına geçilir. Eğitime başlamadan önce Levenberg-Marquardt, Bayesian Regularization ve Scaled Conjugate Gradient eğitim algoritmalarından biri seçilir. Eğitim algoritması seçildikten sonra 'Train' tuşuna tıklanır ve YSA eğitilir. Eğitim işlemi tamamlandıktan sonra eğitim penceresinin Sonuçlar (Results) kısmında çıktılar ve hedefler arasındaki 'ortalama karesel hata (Mean Squared Error-MSE)' ve çıktılar ve hedefler arasındaki ilişkiyi ölçen 'regresyon (regression-R)' değerleri gösterilir. MSE için değer ne kadar düşükse o kadar iyidir. 0, hata yok demektir. R için ise 1 yakın ilişki, 0 ise rasgele ilişki anlamlarına gelmektedir. Eğer sonuçlara göre ihtiyaç duyulursa bu penceredeki 'Retrain' sekmesine basarak YSA tekrar eğitilebilir.

Sonuçlar tatmin ediciyse bir sonraki sayfada YSA'ya ait MATLAB fonksiyonu oluşturma, Simulink diyagramı oluşturma ve YSA'nın grafiksel diyagramını oluşturma gibi işlemler yapılabilmektedir.

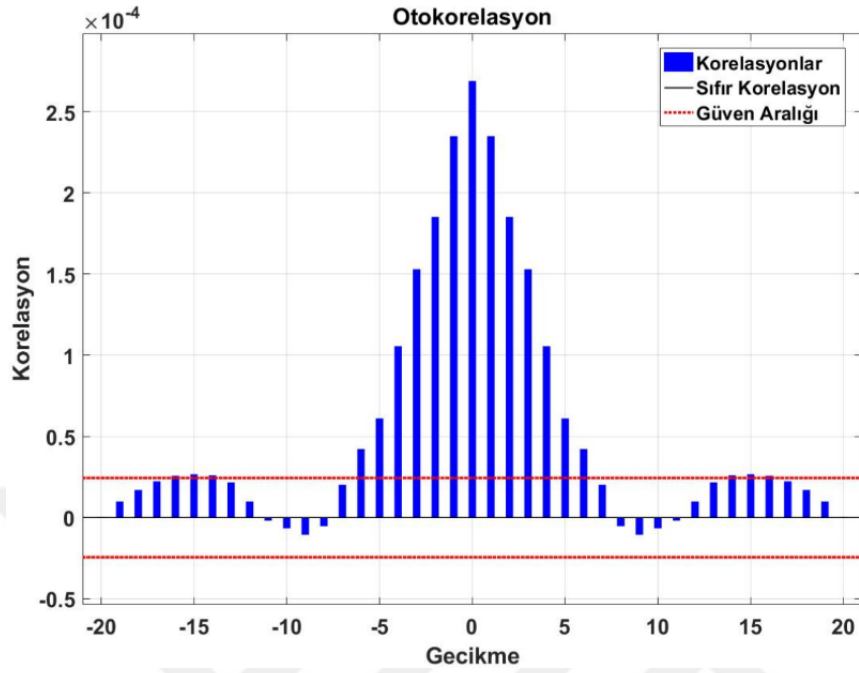
2 girişli (kanatçık, kuyruk dümeni) 2 çıkışlı (yunuslama açısal hızı, sapma açısı) bir sistem için YSA ile yanal sistem tanılama, yukarıda belirtilen işlemler icra edilerek gerçekleştirilmiştir. Ortalama karesel hata, regresyon değeri, otokorelasyon ve çapraz korelasyon verileri göz önünde bulundurularak YSA geliştirilmiştir. Şekil 4.14'te YSA Araç Kutusu ile İHA doğrusal yanal sistem tanılama için başlangıç kabulleri ve yapılan işlemler adım adım gösterilmektedir. Yeşil kutucuklar, bu çalışma kapsamında YSA Araç Kutusuyla İHA sistem tanılama için izlenen yolu göstermektedir. Çizelge 4.3'te YSA eğitim çalışmaları ve elde edilen sonuçlar görülmektedir.

Çizelge 4.3: Ultrastick 25E'nin YSA ile yanal sistem tanılama çalışması.

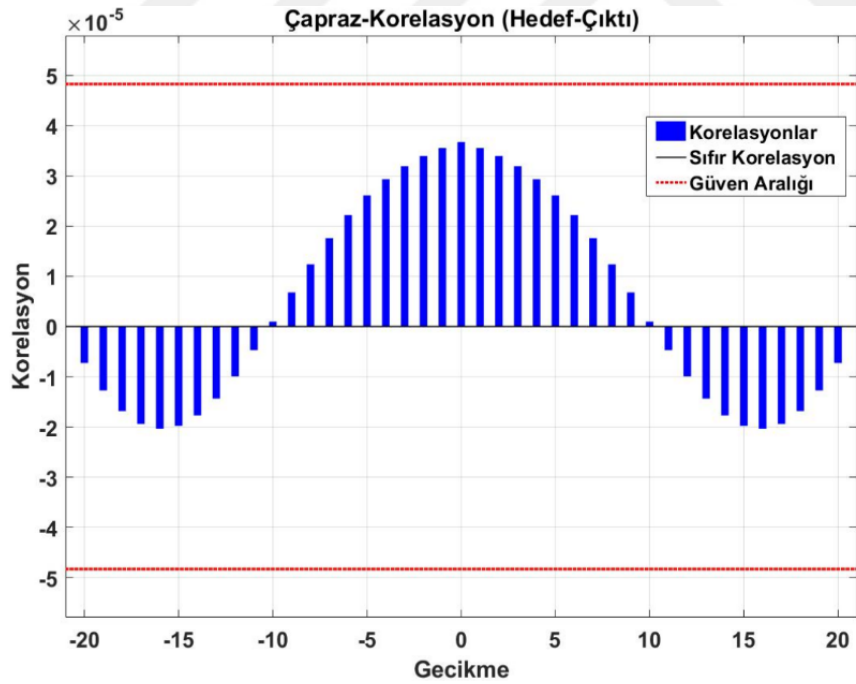
Yapay Sinir Ağı ile İHA Yanal Sistem Tanılama										
Veri Yüzdeleri --> eğitim, doğrulama, test = %70, %15, %15										
Eğitim Algoritması: Levenberg-Marquardt										
Katman Sayısı: 1										
deneme	gizli nöron sayısı	gecikme değeri	iterasyon sayısı	süre (sn)	MSE			R		
					eğitim (training)	doğrulama (validation)	test (testing)	eğitim (training)	doğrulama (validation)	test (testing)
1	10	2	84	8	0.128	0.121	0.165	0.9201	0.9207	0.9208
2	20	2	41	7	0.104	0.100	0.122	0.9287	0.9301	0.9311
3	20	4	48	7	0.095	0.085	0.116	0.9397	0.9488	0.9472
4	30	4	133	35	0.058	0.078	0.082	0.9684	0.9553	0.964
5	30	8	207	114	0.039	0.067	0.057	0.9766	0.968	0.965
6	40	12	81	140	0.037	0.049	0.04	0.9777	0.975	0.975

Çizelge 4.3'te de görüldüğü gibi regresyon değeri iyi bir değere (burada 0.97 ve üstü) ulaşınca kadar YSA'daki nöron sayısının ve gecikme değerinin arttırılmasına devam edilmiştir. Burada gizli nöron sayısı 40 ve gecikme değeri 12 olan en son denemede iyi bir regresyon değeri elde edilmiştir. Bu aşamada otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri de incelenmiş ve güven aralığında oldukları

görülmüştür. Aşağıda şekil 4.15'te hata otokorelasyon grafiği ve 4.16'da girdi-hata çapraz korelasyon grafiği görülmektedir.



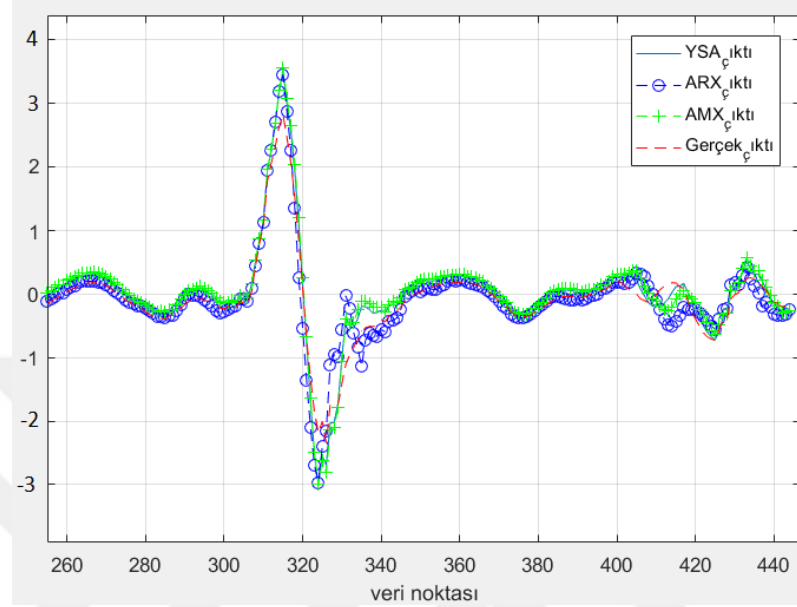
Şekil 4.15 : Hata otokorelasyon grafiği.



Şekil 4.16 : Girdi-hata çapraz-korelasyon grafiği.

4.2.1.5 Elde edilen modellerin karşılaştırması

Arx, armax ve ysa ile elde edilen modeller üst üste çizdirilmiş ve test verisi performansları karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.4'te MSE ve NRMSE değerleri verilmiştir.



Şekil 4.17 : Arx, armax ve YSA ile elde edilmiş modellerin ölçülmüş veri ile karşılaştırma grafiği.

Çizelge 4.4: Elde edilen modellerin MSE ve NRMSE değerleri.

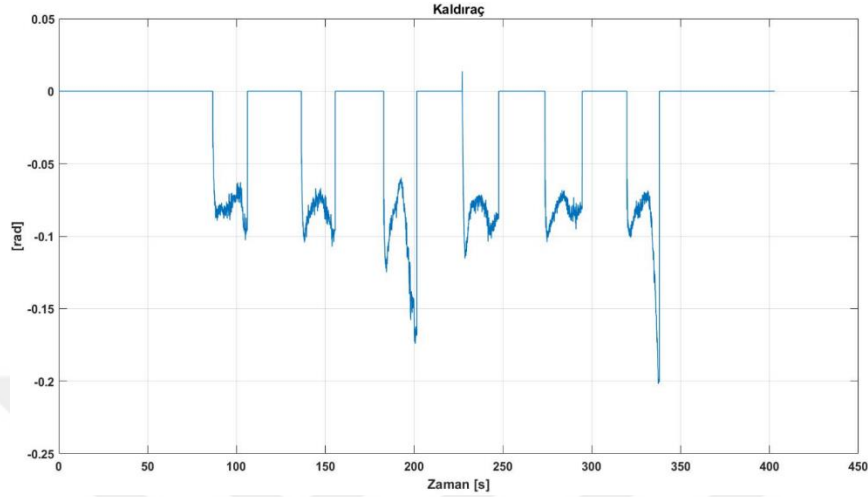
Model Yapısı	Veri	Çıktı	MSE	NRMSE
YSA (1 katman, 40 nöron, ak. fonk= purelin)	Test	yuvarlanma oranı (roll rate)	0.043	0.87
ARX (na=4, nb=7, nk=4)	Doğrula	yuvarlanma oranı (roll rate)	0.656	-0.252
ARMAX (na=6, nb=6, nc=3, nk=3)	Doğrula	yuvarlanma oranı (roll rate)	0.509	-0.203

Yukarda da görüldüğü üzere modellerin zaman cevapları birbirlerine benzemektedir. MSE ve NRMSE değerleri incelendiğinde ise yapay sinir ağı ile elde edilen modelin diğer iki modele göre daha iyi olduğu görülmektedir.

4.2.2 Boylamsal Sistem Tanılama

Boylamsal sistem tanılama için seçilen veri kümesinde sistem zaman adımı 0.02 sn.'dir ve dolayısıyla sistemin örnekleme frekansı 50 Hz'dir.

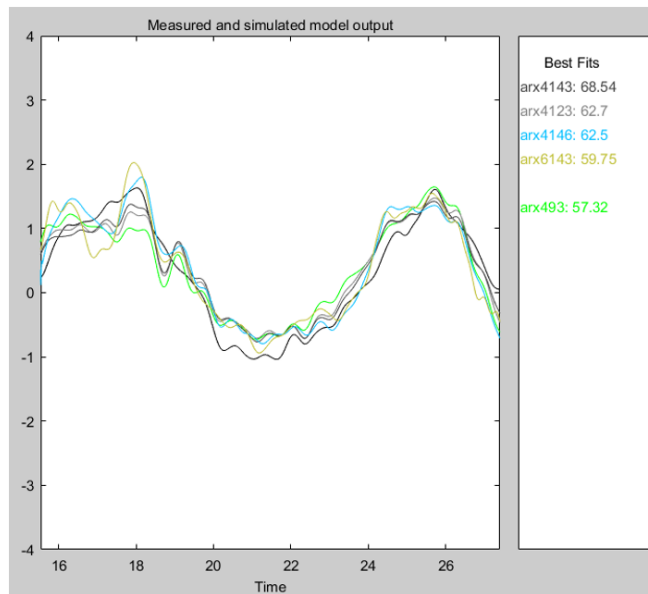
Boylamsal sistem tanılama için kaldırma ve gaz keleşuği olmak üzere iki girdi, yunuslama açısı ve hava hızı olmak üzere iki çıktı seçilmiştir. Örnek olarak şekil 4.18’de kaldırma girdisi grafiği görölmektedir. Boylamsal sistem tanılama işlemleri, bir önceki yanal sistem tanılamada izlenen yol izlenerek gerçekleştirilmiştir.



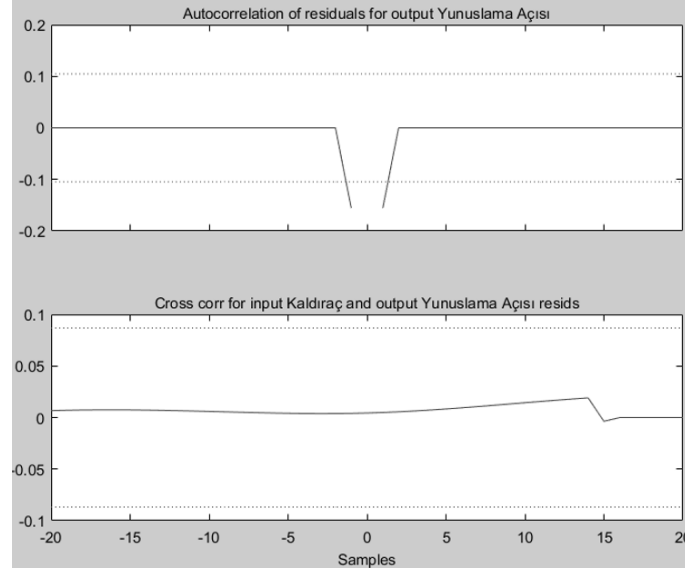
Şekil 4.18 : Kaldırma (elevator) veri kümesine ait grafik.

4.2.2.1 ARX modeli ile boylamsal sistem tanılama

Boylamsal sistem tanılama için de Sistem Tanılama Araç Kutusu kullanılmıştır. n_a , n_b , n_k için 1–1–0 değerleri seçilip kestirime başlanmış ve optimum değer elde edilinceye kadar devam edilmiştir. Sonuçta arx4143 modelinin ölçölmüş verilere kabul edilebilir bir yaklaşım sağladığı görölmüştür. Şekil 4.19’da arx4143 çıktısı, şekil 4.20’de otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafiği görölmektedir.



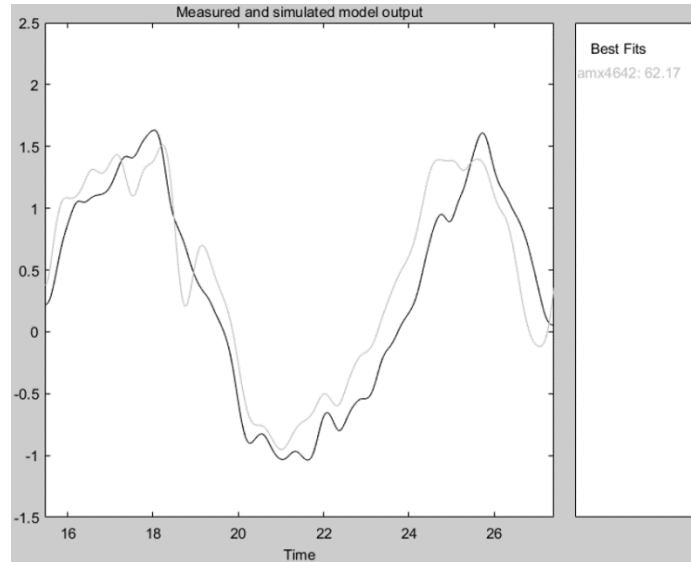
Şekil 4.19 : arx4143 modeline ait zaman cevabı.



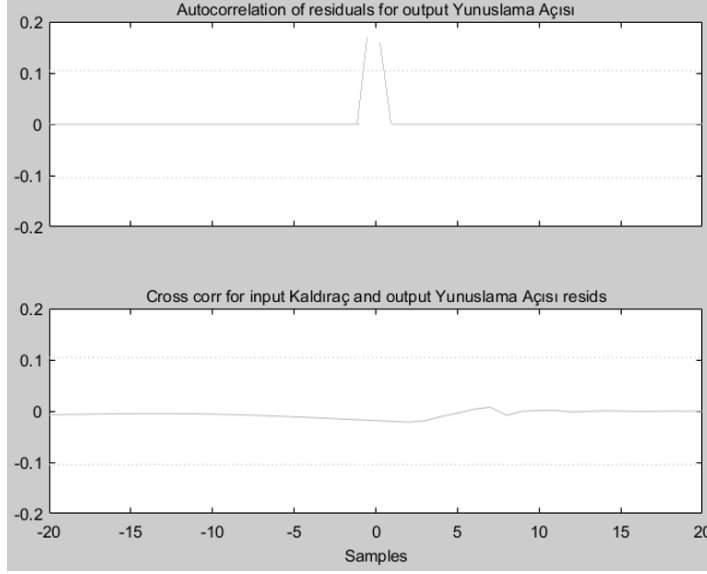
Şekil 4.20 : arx4143 modeline ait otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri.

4.2.2.2 ARMAX modeli ile boylamsal sistem tanılama

Armax modeli için başlangıç değeri olarak $n_a=1$, $n_b=1$, $n_c=1$, $n_k=0$ belirlenmiştir. Bu başlangıç değerlerinden kestirime başlanmış ve kabul edilebilir değerler elde edilinceye kadar bu şekilde devam edilmiştir. Yapılan denemeler sonucunda amx4642 modelinin ölçülmüş verilere kabul edilebilir bir yaklaşım sağladığı görülmüştür. Şekil 4.21’de amx4642 model çıktısı ile şekil 4.22’de otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri görülmektedir.



Şekil 4.21 : amx4642 modeline ait zaman cevabı.

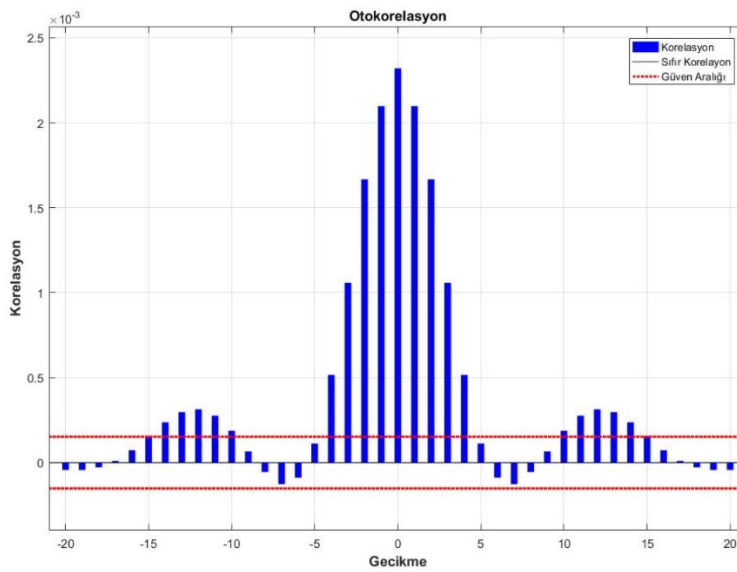


Şekil 4.22 : amx4642 modeli otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri.

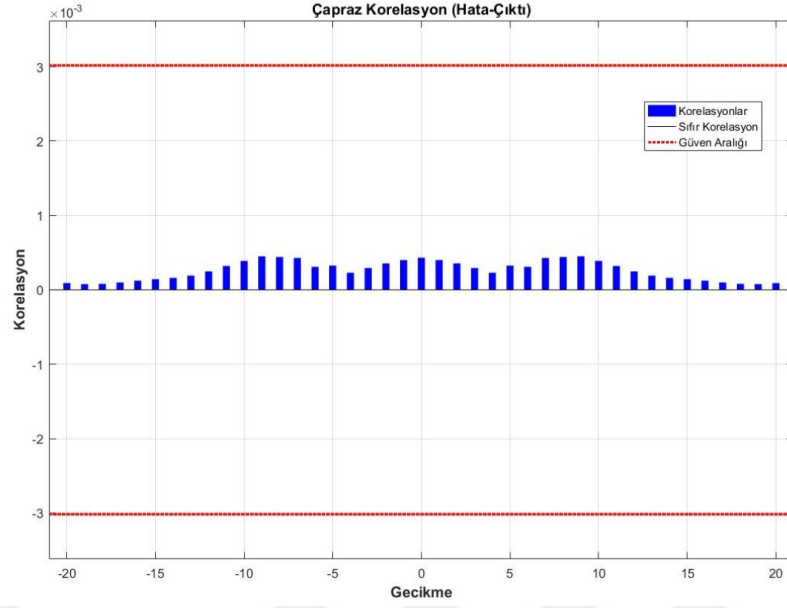
4.2.2.3 Yapay sinir ağları ile boylamsal sistem tanılama

Yanal sistem tanılamada izlenen yola benzer bir yol izlenerek boylamsal sistem tanılama yapılır. 2 girişli (kaldıraç, gaz keleşbeği) 2 çıkışlı (yunuslama açısı, hava hızı) bir sistem için YSA ile boylamsal sistem tanılama, YSA Araç Kutusu ile yukarıda belirtilen işlemler icra edilerek gerçekleştirilmiştir.

Bu aşamada otokorelasyon ve çapraz korelasyon grafikleri de incelenmiş ve güven aralığında oldukları görülmüştür. Aşağıda şekil 4.23'te hata otokorelasyon grafiği ve 4.24'de girdi-hata çapraz korelasyon grafiği görülmektedir.



Şekil 4.23 : Hata otokorelasyon grafiği.

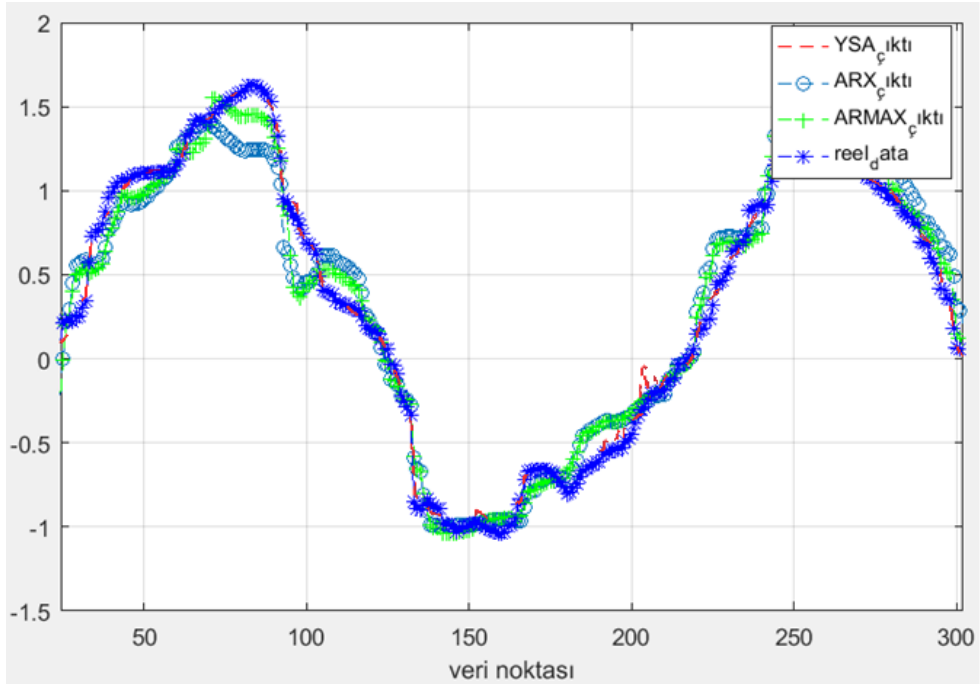


Şekil 4.24 : Girdi-hata çapraz-korelasyon grafiği.

Ayrıca elde edilen YSA'nın regresyon grafiği şekil 4.25'teki gibi elde edilmiştir.

4.2.2.4 Elde edilen modellerin karşılaştırması

Arx, armax ve ysa ile elde edilen modeller üst üste çizdirilmiş ve test verisi performansları karşılaştırılmıştır. Çizelge 4.5'te MSE ve NRMSE değerleri verilmiştir.



Şekil 4.17 : Arx, armax ve YSA ile elde edilmiş modellerin ölçülmüş veri ile karşılaştırma grafiği.

Çizelge 4.5: Elde edilen modellerin MSE ve NRMSE değerleri.

Model Yapısı	Veri	Çıktı	MSE	NRMSE
YSA (1 katman, 42 nöron, ak. fonk= purelin)	Test	yunuslama açısı (pitch angle)	0.25	0.93
ARX (na=4, nb=14, nk=3)	Doğrula ma	yunuslama açısı (pitch angle)	1.523	-1.51
ARMAX (na=4, nb=6, nc=4, nk=2)	Doğrula ma	yunuslama açısı (pitch angle)	2.07	-2.23

Modellerin zaman cevapları birbirlerine benzemekle birlikte arx ve armax modelleri ysa modeli kadar gerçek verilerle örtüşmemektedir. MSE ve NRMSE değerleri incelendiğinde ise yapay sinir ağı ile elde edilen modelin diğer iki modele göre daha iyi olduğu görülmektedir.

5. KONTROLCÜ TASARIMI

Güvenilir ve sağlam İHA kontrol sistemlerinin geliştirilebilmesi, iyi karakterize edilmiş dinamik sistem modelleri gerektirir.

Bu bölümde önceki bölümden elde edilen yanal arx modeli için kontrolcü tasarımı yapılacaktır. Kontrolcü yardımı ile sistem davranışının aşağıdaki şekilde olması beklenmektedir.

- Yükselme zamanının hızlı olması (Fast Rise Time)
- Minimum aşma (Minimal Overshoot)
- Kalıcı durum hatasını sıfır olması (Zero Steady-State Error)

5.1 Kutup Atama Yöntemi ile Kontrolcü Tasarımı

Kutup atama yöntemi literatürde de geçtiği gibi modern kontrol yöntemidir. Bu yöntemle oluşturulacak olan kontrolcü zaman alanında tasarlanır ve durum-uzay denklemleri bu yönteminin temelini oluşturur. Durum-uzay modeli denklem 5.1 ve 5.2'deki gibidir.

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{B} \cdot \underline{u} \quad (5.1)$$

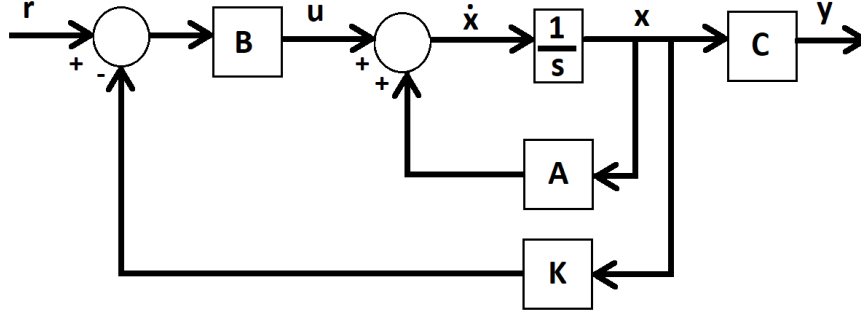
$$\underline{y} = \underline{C} \cdot \underline{x} \quad (5.2)$$

Kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımı, kapalı çevrim sistem kutuplarının istenen sistem performansı doğrultusunda seçilen kutuplara eşleştirilmesi sonucu geri besleme kazançlarının elde edilmesiyle yapılır. Durum geri besleme olarak bilinen bu yönteme ait işlemler aşağıdaki gibi yapılır.

$$\underline{u} = -\underline{K} \cdot \underline{x} \quad (5.3)$$

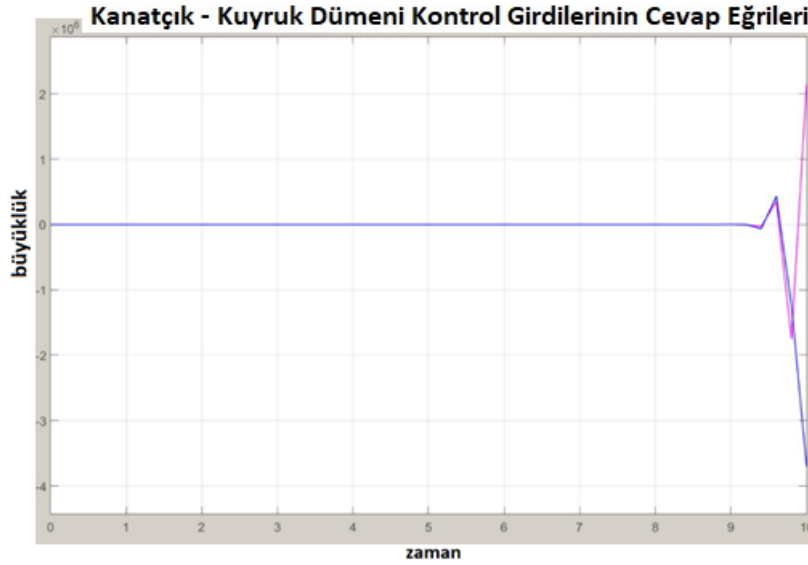
$$\dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \cdot \underline{K}) \cdot \underline{x} \quad (5.4)$$

Şekil 5.1'de kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımına ait blok diyagramı görülmektedir.



Şekil 5.1 : Durum geri besleme ile kutup atama yöntemi blok diyagramı.

Kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımı yapmadan sistemin durumlarındaki değişimlere sistem girdileri şekil 5.2’deki gibi kararsız bir şekilde tepki vermiştir. Durum geri besleme yapılmadığı durumda bu sistemin kararlı olmadığı görülmektedir.



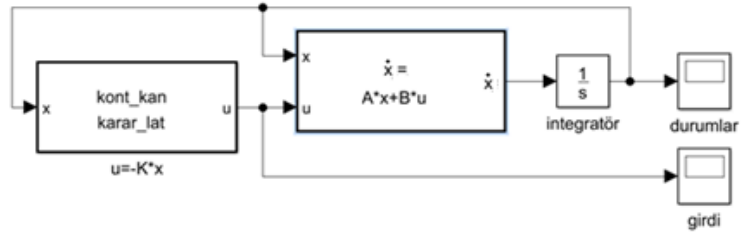
Şekil 5.2 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin cevap grafiği.

5.1.1 Kutup atama yöntemi ile sistemin kararlı hale getirilmesi

Sistem için sanal eksenin sağ tarafında olacak şekilde keyfi kutuplar belirlenir. Bu çalışma için başlangıç olarak $p=[-4,-5,-5,-6,-6,-8]$ şeklinde keyfi kökler belirlenmiştir. Seçilen bu köklerden aşağıda belirtilen K kazanç matrisi elde edilmiştir.

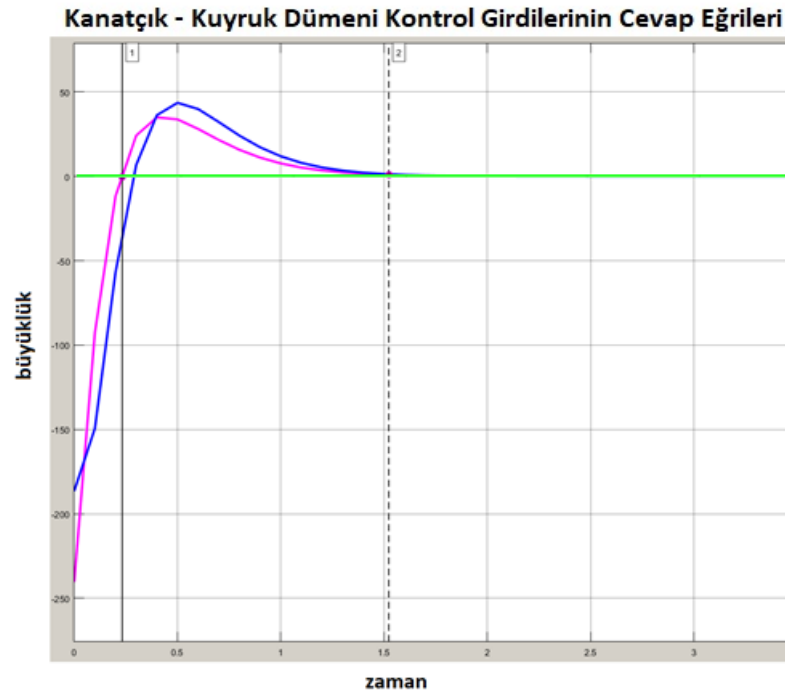
$K=[80.1265 \ -88.2900 \ -128.2775 \ -89.7427 \ -40.1236 \ 31.4959; \ 62.1580 \ -59.0890 \ -90.9283 \ -67.8604 \ -14.7639 \ 25.3263];$

Kararlılığın test edilmesine yönelik sistemin kutup atama yöntemi ile kontrolü için Matlab Simulink ortamında blok diyagramı şekil 5.3'te görüldüğü gibi oluşturulmuştur.

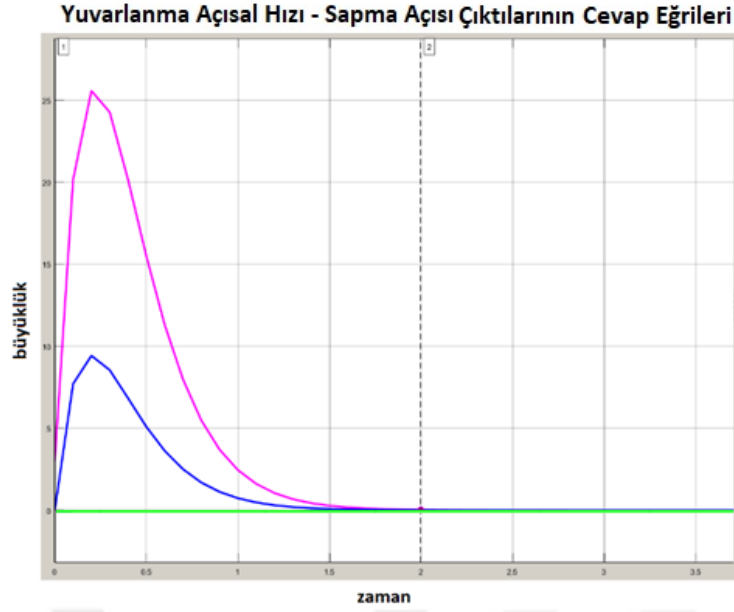


Şekil 5.3 : Kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımı blok diyagramı.

Elde edilen K matrisi $u = -K \cdot x$ durum geri-besleme (state feedback) çarpımı olarak sisteme geri beslendiğinde sistem giriş ve çıkışlarının tepkileri şekil 5.4 ve şekil 5.5'teki gibi elde edilmiştir. Başlangıç değerleri birinci çıkış sinyali için 3 radyan/saniye, ikinci çıkış sinyali için 0 radyandır. Girdi sinyallerinin birimleri radyan, çıktı sinyallerinden birinci sinyalin birimi rad/s ikinci sinyalin birim radyandır. Bu çalışmanın devamındaki grafiklerde girdi ve çıktı sinyallerinin genlikleri “büyüklük” olarak ifade edilecektir. Tüm grafiklerdeki zaman ekseninde birimler saniyedir.



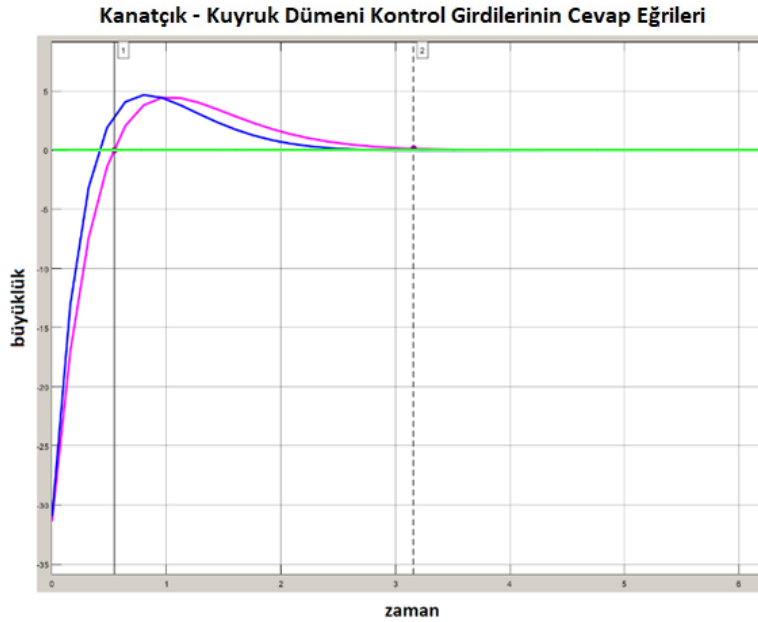
Şekil 5.4 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin ilk durumda verdikleri cevap grafiği.



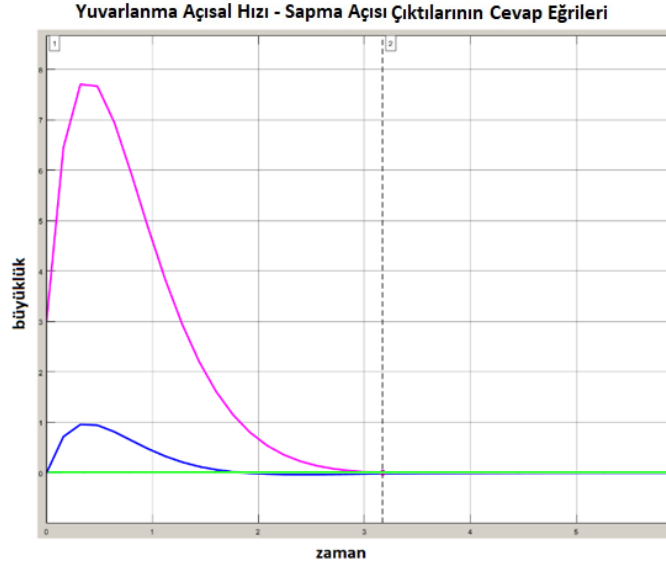
Şekil 5.5 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının ilk durumda verdikleri cevap grafiği.

Sistemin cevaplarını daha da iyileştirmek için yeni kökler belirlenir ve istenilen durum elde edilinceye kadar kökler değiştirilir. Kök olarak $p = [-2-1i, -2+1i, -4, -2, -3, -3]$ vektörü seçildiğinde aşağıdaki K matrisi elde edilmiştir. Bu matrise bağlı olarak girdi ve çıktı cevapları şekil 5.6 ve 5.7'deki gibi elde edilmiştir.

$$K = \begin{bmatrix} 10.4593 & -9.3521 & 11.8646 & -9.3455 & 19.2075 & 10.1974; & 10.3327 & 1.3660 \\ 6.5976 & -9.8912 & 24.6246 & 9.3242 \end{bmatrix};$$



Şekil 5.6 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin yeni K matrisine göre verdikleri cevap grafiği.



Şekil 5.7 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktıların yeni K matrisine göre verdikleri cevap grafiği.

Yukarıda şekil 5.4, 5.5, 5.6 ve 5.7’de görüldüğü üzere kutupları negatif olarak büyük seçtiğimizde sistem kararlı hale gelmek için agresif tavır sergilemiştir. Girdi genliklerinde artış olmuş, oturma zamanı girdi sinyalleri için 1.5 saniye civarı, çıktı sinyalleri için ise 1.7 saniye civarı olmuştur. Kutuplar daha küçük seçildiğinde ise girdi sinyallerindeki büyük genlikler azalmış, bununla birlikte sistemin oturma zamanı girdi sinyalleri için 3.5 ve çıktı sinyalleri için 2.7 saniye civarında gerçekleşmiştir. Bu durumda fazla aşma olmadan gerçekleşen ikinci kontrolcü ile elde edilen cevap makul gözükmemektedir. Bununla birlikte girdi sinyallerinin yine de genlik değerleri yüksek olmuştur.

5.1.2 Kutup atama yöntemi ile sistemin bir referans değeri takip etmesi

Sisteme girilecek bir referans değerin sistem tarafından takibi için kutup atama yöntemi kullanılabilir. Bunu yapmak için sisteme yeni bir durum (hata sinyali) tanıtmak gerekir. Bu durumda kutup sayısı artacaktır. Bu durum aşağıda matematiksel olarak gösterilmektedir. Sisteme ait durum-uzay modelini aşağıdaki gibidir.

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{B} \cdot \underline{u} \quad (5.5)$$

Sisteme $\underline{u} = -\underline{K} \cdot \underline{x}$ şeklinde durum geri besleme yapılmaktadır. Bu durumda sistemin durum-uzay gösterimi aşağıdaki gibi olur.

$$\dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \cdot \underline{K}) \cdot \underline{x} \quad (5.6)$$

Sistemin takip etmesi gereken referans değeri $\underline{e}_{ref} = \underline{x} - \underline{x}_{ref}$ şeklinde belirlenebilir. Bu ifadenin türevi de $\underline{\dot{e}}_{ref} = \underline{\dot{x}} - \underline{\dot{x}}_{ref}$ şeklinde olacaktır. Bu hata ifadesi durum-uzay gösteriminde yeni bir state olarak eklenirse yeni durum-uzay aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\underline{\dot{x}}_{yeni} = \underline{A}_{yeni} \cdot \underline{x}_{yeni} + \underline{B}_{yeni} \cdot \underline{u} + \underline{E}_{ref} \cdot \underline{x}_{ref} \quad (5.7)$$

Burada yeni durum vektör türevi,

$$\underline{\dot{x}}_{yeni} = \begin{bmatrix} \underline{\dot{x}} \\ \underline{\dot{e}} \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

Yeni durum vektörü,

$$\underline{x}_{yeni} = \begin{bmatrix} \underline{x} \\ \underline{e} \end{bmatrix} \quad (5.9)$$

Yeni B matrisi,

$$\underline{B}_{yeni} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ \vdots & \vdots \\ B_{n1} & B_{n2} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

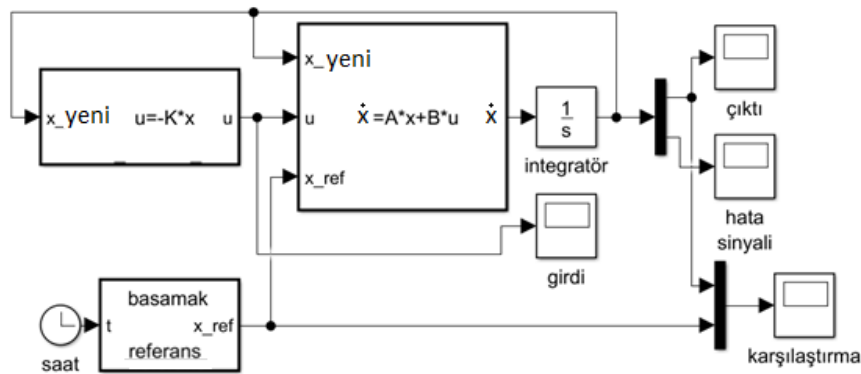
Yeni A matrisi,

$$\underline{A}_{yeni} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ A_{n1} & A_{n2} & \dots & 0 \\ 0 & 1 & \dots & 0 \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

şeklinde olur. $\underline{E}_{ref}$ matrisinin satır sayısı A matrisinin satır sayısı kadar, sütun sayısı ise girdi sayısı kadar olur. Bu durumda durum-uzay sistemi aşağıdaki gibi olacaktır.

$$\underline{\dot{x}}_{yeni} = (\underline{A}_{yeni} - \underline{B}_{yeni} \cdot \underline{K}) \cdot \underline{x}_{yeni} + \underline{E}_{ref} \cdot \underline{x}_{ref} \quad (5.12)$$

Sistemin referans değeri takip etmesine yönelik kutup atama yöntemi ile kontrolü için Matlab Simulink ortamında blok diyagramı şekil 5.8'deki gibi oluşturulmuştur.

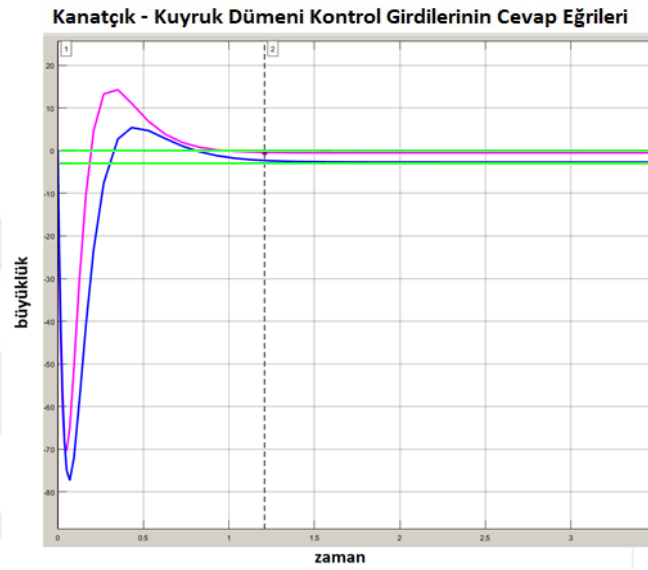


Şekil 5.8 : Kutup atama yöntemi ile referans takibi yapan kontrolcü tasarımı blok diyagramı.

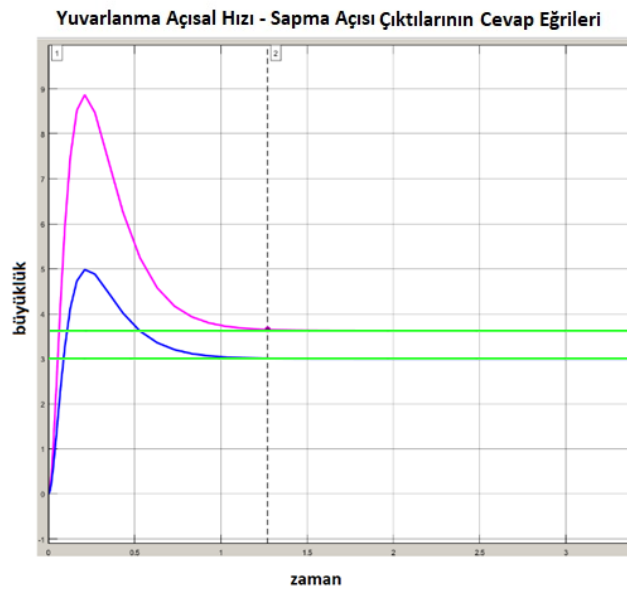
Sistem için sanal eksenin sağ tarafında olacak şekilde keyfi kutuplar belirlenir. Bu çalışma için başlangıç olarak $p=[-5,-6,-8,-10,-15,-20,-22]$ şeklinde keyfi kökler belirlenmiştir. Seçilen bu köklerden aşağıda belirtilen K kazanç matrisi elde edilmiştir.

$$K=10^3 \begin{bmatrix} -1.3682 & 1.4178 & 2.3871 & 1.5518 & 0.7420 & -0.1974 & -1.2707; & -1.2270 & 1.2576 \\ 2.1590 & 1.3915 & 0.7032 & -0.2153 & -1.0453 \end{bmatrix};$$

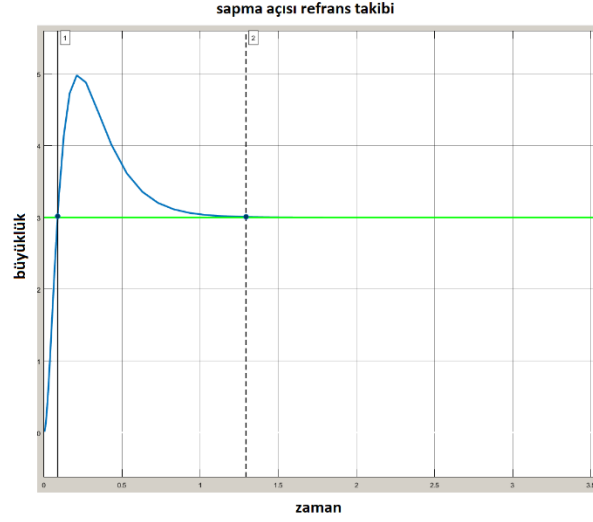
Elde edilen K matrisi $u=-K*x$ durum geri-besleme olarak sisteme girildiğinde sistemin girdi ve çıktı cevapları şekil 5.9, 5.10 ve 5.11'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5.9 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumuna göre verdikleri cevap grafiği.



Şekil 5.10 : Yuvarlanma Açısız Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumuna göre verdikleri cevap grafiği.

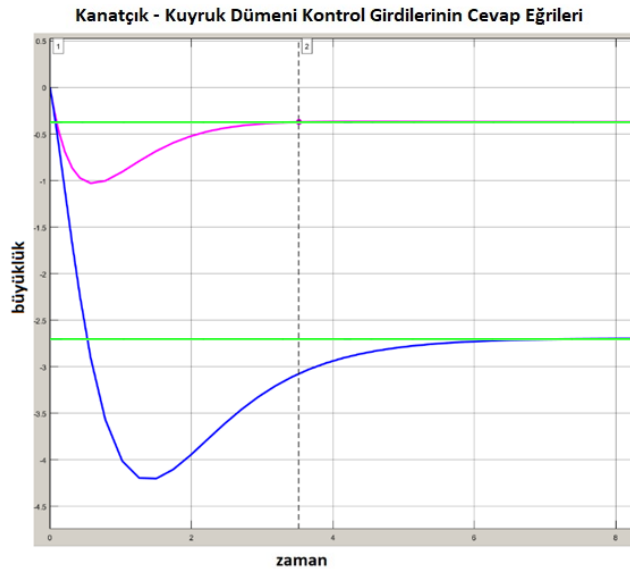


Şekil 5.11 : Sapma açısı sinyalinin referans değeri takibini gösterir grafik.

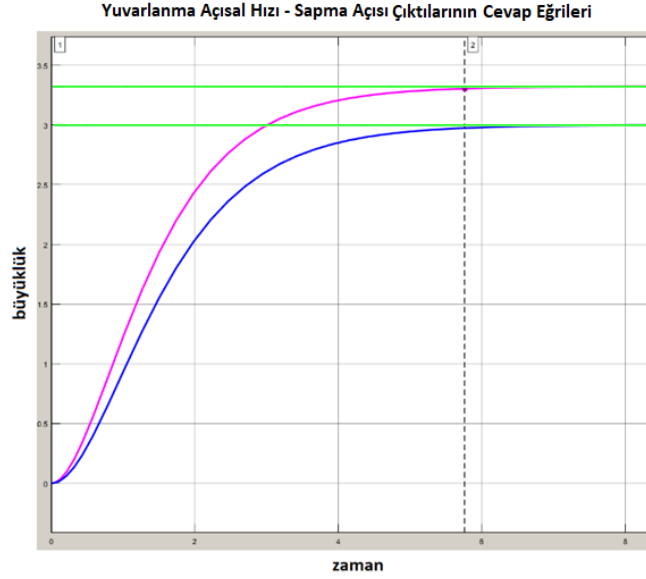
Veilen referans değerini takip etmek için girdi değerleri yüksek genliklere çıkmaktadır. Sapma açısı değeri de oturması gereken değer yarı değerinden biraz fazla bir aşma yapmaktadır.

Sistemin cevaplarını daha da iyileştirme adına yeni kökler belirlenir ve istenilen durum elde edilinceye kadar kökler değiştirilir. Kök olarak $p = [-1, -1, -2, -3, -2.5, -1.5, -2.5]$ vektörü seçildiğinde aşağıdaki K matrisi elde edilmiştir. Bu matrise buna bağlı olarak girdi ve çıktı cevapları şekil 5.12, 5.13 ve 5.14'teki gibi elde edilmiştir.

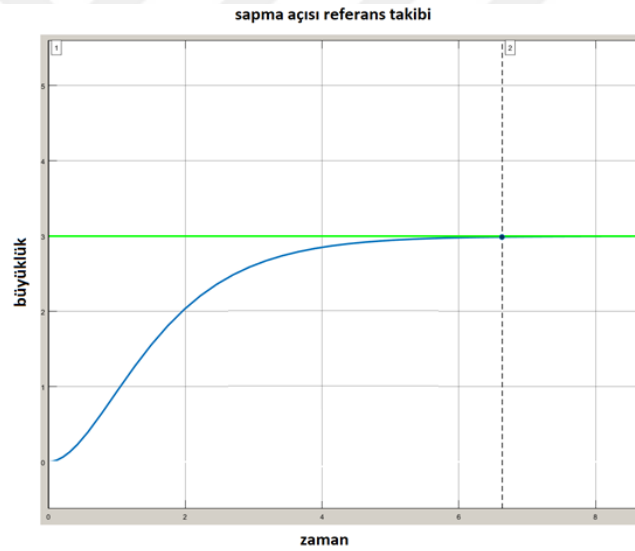
$K = \begin{bmatrix} 10.9685 & -8.0698 & 12.0933 & -9.8925 & 21.2712 & 10.5967 & -1.5719; \\ 10.9005 & 2.3124 & 5.2582 & -10.7511 & 25.3316 & 9.5450 & -1.4589 \end{bmatrix};$



Şekil 5.12 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumuna göre yeni K için verdikleri cevap grafiği.



Şekil 5.13 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumuna göre yeni K için verdikleri cevap grafiği.



Şekil 5.14 : Sapma açısı sinyalinin yeni K matrisine göre referans değeri takibini gösterir grafik.

Kökleri negatif yönde büyüttükçe sistem verilen referans değere daha hızlı ulaşmakta fakat bunun için daha agresif davranış göstermektedir. Sistem kökleri küçültüldüğünde ise giriş sinyallerinin cevabı agresiflikten çıkıp daha makul düzeye gelmektedir. Başka bir deyişle giriş sinyallerinin genlikleri azalmıştır. Bununla birlikte sistemin cevap verme süresi de uzamıştır. Sistem cevabı kontrol edildiğinde, tasarlanan kontrolörün istenilen referans değeri izleme fonksiyonunu yerine getirdiği söylenebilir. Çizelge 5.1’de kutup atama yöntemi ile yapılan kararlılık ve referans takibi çalışmaları görülmektedir. Çizelgeden de anlaşılacağı üzere aşma ve genlik

değerleri karşılaştırıldığında kökler küçültüldüğünde sistem daha az aşma ile ve daha az genlik miktarı ile kararlı hale gelmektedir. Bu durumda yükselme zamanı ve oturma zamanlarında artışlar gözlenmektedir.

Çizelge 5.1 : Kutup atama yöntemi ile yapılan kontrolcü tasarımına yönelik çalışmalar.

		KUTUP ATAMA			
		Giriş		Çıkış	
kutuplar	kriter	1. sinyal (sn)	2. sinyal (sn)	1. sinyal (sn)	2. sinyal (sn)
Kararlılık	Yükselme Zamanı	{0.168}	{0.208}	{0.52}	{0.52}
	{-4 -5 -5 -6 -6 -8}	Oturma Zamanı	{1.52}	{1.56}	{1.77}
		Aşım	14.36	22.84	{25.5}
		Genlik	{-240,39}	{-186,43}	{0,+25.5}
	Yükselme Zamanı	{0.39}	{0.30}	0.23	0.21
	{-2-1i,-2+1i,-4,-2,-3,-3}	Oturma Zamanı	{3.5}	{2.7}	{3.2}
		Aşım	{14.36}	{14.36}	{7.76}
		Genlik	{-31,+44}	{-31,+46}	{0,+7.7}
Referans Takibi	Yükselme Zamanı	{0.09}	{0.16}	{0.1}	{0.6}
	{-5 -6 -8 -10 -15 -20 -22}	Oturma Zamanı	{1.2}	{1.43}	{1.27}
		Aşım	agresif	agresif	{138.38}
		Genlik	{-70,+14}	{-77,+5.4}	{8.86}
	Yükselme Zamanı	{-0.3, 1.5}	{-0.4}	{2.5}	-
	{-1,-1,-2,-3,-2.5,-1.5,-2.5}	Oturma Zamanı	{3.51}	{6.64}	{5.57}
		Aşım	{-57.9}	{-55.4}	-
		Genlik	{-1,-0.3}	{-4.2,2.7}	{3.32}

5.2 Lineer Kuadratik Regülatör Yöntemi İle Kontrolcü Tasarımı

Optimal kontrol, dinamik bir sistemin arzu edilen bir başarımlı ölçütünü, verilen koşullarda en iyi değerine ulaştıran kontrol kuralı olarak bilinmektedir. Optimal kontrol teorisi, minimum maliyet ile sistemlerin devamlılığını sağlama temeline dayanmaktadır. Farklı bir kontrolcü tasarımı adına bu bölümde Lineer Kuadratik Regülatör (Linear Quadratic Regulator/LQR) yöntemi ile kontrolcü tasarımı yapılacaktır.

Durum geri besleme (state feedback) yöntemi ile denetim sağlayan kontrol tekniklerinden biri olan LQR kontrolcü tasarımında amaç, sistem için belirlenen performans kriterlerini yerine getirecek geri besleme katsayılarının değerlerinin belirlenmesidir. LQR yöntemi ile sistemin karakteristiğini optimize edecek şekilde elde edilen K değeri, kutup atama yöntemindeki gibi bir işleme gerek kalmadan belirlenmektedir. Burada esas olan, belirlenen maliyet fonksiyonunun/başarımlı ölçütünün (cost function/performance index) hesaplanacak olan kontrol girdisi ile minimize edilmesidir.

Bir sistemin durum-uzayı modeli ile durum geri besleme eşitlikleri denklem 5.1, 5.2 ve 5.3'te gösterildiği gibidir. K optimal kontrol kazancına ilişkin eşitlik aşağıda denklem 5.13'te verilmektedir.

$$J = \int_0^{\infty} (x^T \cdot Q \cdot x + u^T \cdot R \cdot u) \cdot dt \quad (5.13)$$

J maliyet fonksiyonunda belirtilen Q sistemin durumları (states) ile ilgili maliyet, R ise sistemin kontrol girdileri ile ilgili maliyettir. Bir başka deyişle Q , sistemde harcanan enerjinin maliyetini belirlerken, R , sistemimizde kontrolü sağlayacak olan kontrol sinyali ait maliyeti ifade eder. Q ve R 'ye ağırlık matrisleri de denir. Tasarımcı tarafından sistemden beklenen performansa göre bu matrisler seçilir. R matrisinin Q matrisinden büyük olması durumunda sistem daha az enerji harcayacak fakat istenilen kararlı hal durumuna ise uzun sürede ulaşabilecektir. Eğer Q matrisi R matrisinden büyük olursa, bu durumda sistem daha az zamanda fakat daha fazla enerji harcayarak kararlı hale ulaşabilecektir. Matrislerin eşitliğinde zaman ve enerji sarfiyatının eşit önemde olduğu anlaşılır.

Q ve R 'nin belirlenmesi işlemi kontrolcünün tasarlanması anlamına gelir. Q ve R 'nin belirlenmesi için bariz bir yöntem/izlenecek yol olmamakla beraber istenilen cevaba deneme-yanılma ile ulaşılmaya çalışılır. LQR yöntemi ile kontrolcü tasarımı için sistemimizin kontrol edilebilir olması gerekmektedir.

Denklem 5.3, denklem 5.1'de yerine konursa denklem 5.14 elde edilir.

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot (-K \cdot x) = (A - B \cdot K) \cdot x \quad (5.14)$$

Denklem 5.3, denklem 5.13'te yerine konursa denklem 5.15 elde edilir.

$$\begin{aligned} J &= \int_0^{\infty} (x^T \cdot Q \cdot x + x^T \cdot K^T \cdot R \cdot K \cdot x) \cdot dt \\ J &= \int_0^{\infty} x^T \cdot (Q + K^T \cdot R \cdot K) \cdot x \cdot dt \end{aligned} \quad (5.15)$$

J fonksiyonu zaman içinde minimize edildiği durumda x 'in ve u 'nun kararlı olacağı ve Q ve R ile x ve u 'nun ayarlanabileceği söylenebilir.

K matrisini bulma amacıyla $(-x^T \cdot P \cdot x)$ şeklinde bir çarpımın J 'ye eşit olduğu varsayımı yapıldığında denklem 5.16 elde edilir.

$$x^T \cdot (Q + K^T \cdot R \cdot K) \cdot x = -\frac{d}{dt} \cdot (x^T \cdot P \cdot x) \quad (5.16)$$

Denklem 5.16'nın çözümü denklem 5.17'deki gibi olacaktır.

$$\begin{aligned}
x^T \cdot (Q + K^T \cdot R \cdot K) \cdot x &= -\dot{x}^T \cdot P \cdot x - x^T \cdot P \cdot \dot{x} \\
x^T \cdot (Q + K^T \cdot R \cdot K) \cdot x &= -x^T \cdot [(A - B \cdot K)^T \cdot P + P \cdot (A - B \cdot K)] \cdot x \\
(A - B \cdot K)^T \cdot P + P \cdot (A - B \cdot K) &= -(Q + K^T \cdot R \cdot K) \quad (5.17)
\end{aligned}$$

J maliyet fonksiyonunun $-x^T \cdot P \cdot x$ 'e eşit olduğu durum için çözüm yapılırsa, denklem 5.18'deki gibi sonuç elde edilir.

$$J = -x^T(\infty) \cdot P \cdot x(\infty) + x^T(0) \cdot P \cdot x(0) \quad (5.18)$$

$x(\infty)$ 'un 0'a gitiği kabul edildiğinde $((A - B \cdot K)$ 'nın tüm özdeğerlerinin negatif gerçek kısımlarının olduğu durum) denklem 5.19 elde edilecektir.

$$J = x^T(0) \cdot P \cdot x(0) \quad (5.19)$$

Böylece, J başarımlı ölçütü $x(0)$ başlangıç koşulu ve P cinsinden elde edilmiş olur. Kuadratik optimal kontrol probleminin çözümünü elde etmek için, R 'nin gerçekte simetrik bir matris olduğu varsayımında denklem 5.20'deki eşitlik yazılabilir. Burada T tekil olmayan bir matristir.

$$R = T^T \cdot T \quad (5.20)$$

Bu durumda denklem 5.17 denklem 5.21'deki gibi olacaktır.

$$\begin{aligned}
A^T \cdot P + P \cdot A + [T \cdot K - (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P]^T \cdot [T \cdot K - (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P] \\
-P \cdot B \cdot R^{-1} \cdot B^T \cdot P + Q = 0 \quad (5.21)
\end{aligned}$$

J 'nin K ile minimize edilmesi, aşağıdaki ifadenin K ile minimize edilmesini gerektirir.

$$x^T \cdot [T \cdot K - (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P]^T \cdot [T \cdot K - (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P] \cdot x$$

Bu ifade sıfırdan farklı olmak zorunda olduğundan minimum, bu ifadenin sıfır olması durumunda ortaya çıkar. Bu ifadenin sıfır olması aslında denklem 5.22'nin sıfıra eşit olması demektir.

$$T \cdot K = (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P \quad (5.22)$$

Bu durumda K matrisi denklem 5.23'ün çözülmesi ile elde edilebilir.

$$K = T^{-1} \cdot (T^T)^{-1} \cdot B^T \cdot P = R^{-1} \cdot B^T \cdot P \quad (5.23)$$

Görüldüğü üzere K matrisinin elde edilmesi için P matrisinin elde edilmesi yeterli olacaktır.

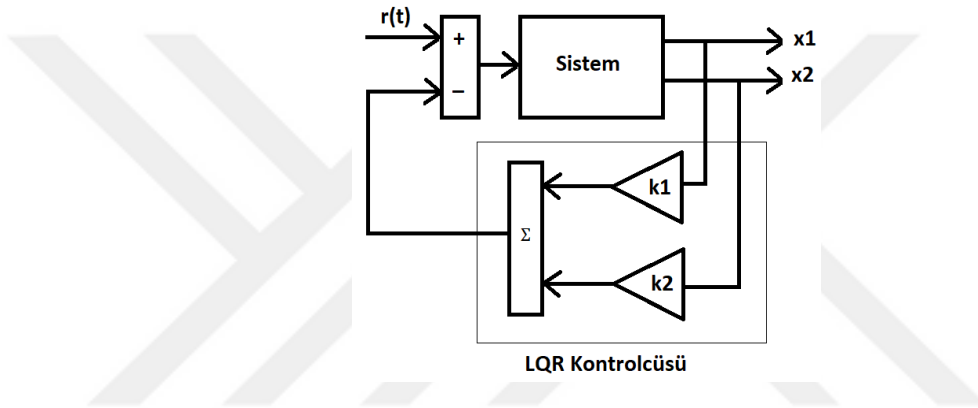
Böylece denklem 5.15'teki gibi bir başarımlı ölçütü verildiğinde, kuadratik optimal kontrol problemine uygulanan kontrol kanunu denklem 5.24'teki gibi doğrusal olur.

$$u(t) = -K \cdot x(t) = -R^{-1} \cdot B^T \cdot P \cdot x(t) \quad (5.24)$$

Denklem 5.23'deki P matrisi denklem 5.17'yi veya aşağıda denklem 5.25'te belirtilen indirgenmiş eşitliği sağlamalıdır. Bu denkleme indirgenmiş matrisli Riccati denklemi denir.

$$A^T \cdot P + P \cdot A - P \cdot B \cdot R^{-1} \cdot B^T \cdot P + Q = 0 \quad (5.25)$$

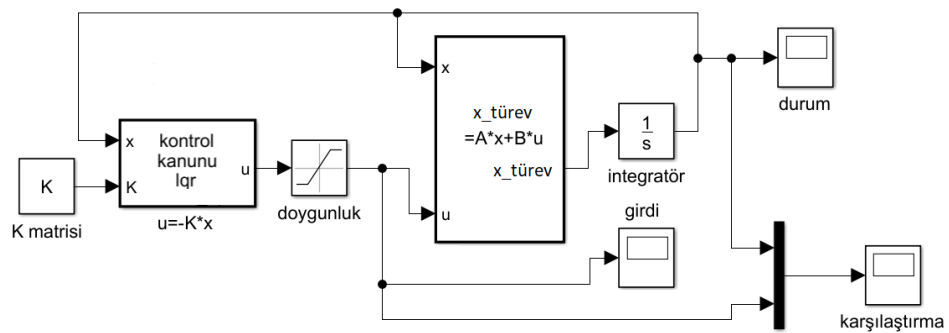
Aşağıda şekil 5.15'te LQR kullanılarak oluşturulan sistemin genel gösterimi verilmektedir.



Şekil 5.15 : LQR kontrolcünün temel blok diyagramı

5.2.1 LQR Yöntemi ile Sistemin Kararlı Hale Getirilmesi

Başlangıç olarak maliyet fonksiyonunun katsayıları Q ve R için sırasıyla 100 ve 10 başlangıç değerleri verilerek bir kontrolcü tasarlanmıştır. Kararlılığın test edilmesine yönelik sistemin LQR yöntemi ile kontrolü için Matlab Simulink ortamında blok diyagramı şekil 5.16'daki gibi oluşturulmuştur.



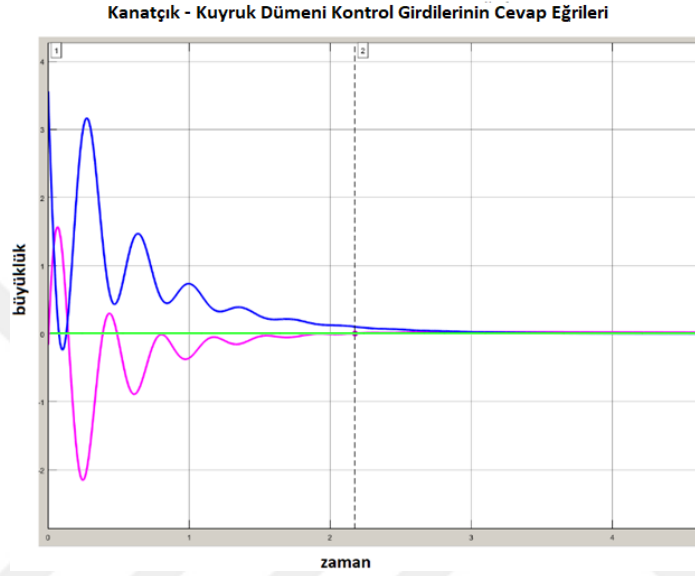
Şekil 5.16 : LQR yöntemi ile kontrolcü tasarımı blok diyagramı.

Verilen Q ve R değerleri için aşağıdaki kökler ve K matrisi elde edilmiştir.

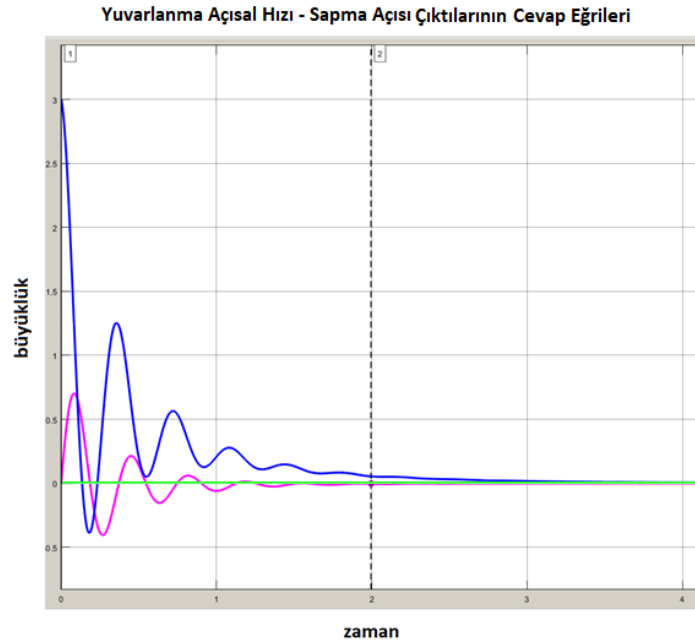
Kökler = [-2.9691 +17.1581i, -2.9691 -17.1581i, -3.1100 + 0.0000i, -2.5636 + 0.0000i, -1.4303 + 0.0000i, -0.4139 + 0.0000i]

$K = [-2.5361 \quad 0.0538 \quad 0.4325 \quad 0.0920 \quad -0.4497 \quad 0.1597; -0.4428 \quad -1.1871 \quad -0.4222 \quad -0.4788 \quad 1.4713 \quad 0.6227]$

Bu kök değerleri, verilen Q ve R değerlerinden dolayı modelin köklerinin oturduğu yerlerdir. Sistemin girdi ve çıktı cevapları şekil 5.17 ve 5.18'deki gibi elde edilmiştir.

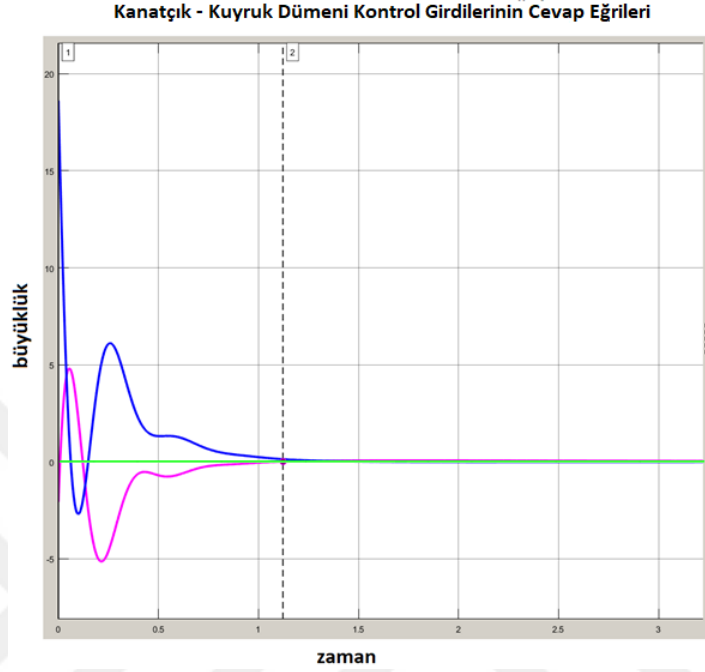


Şekil 5.17 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=100, R=10).

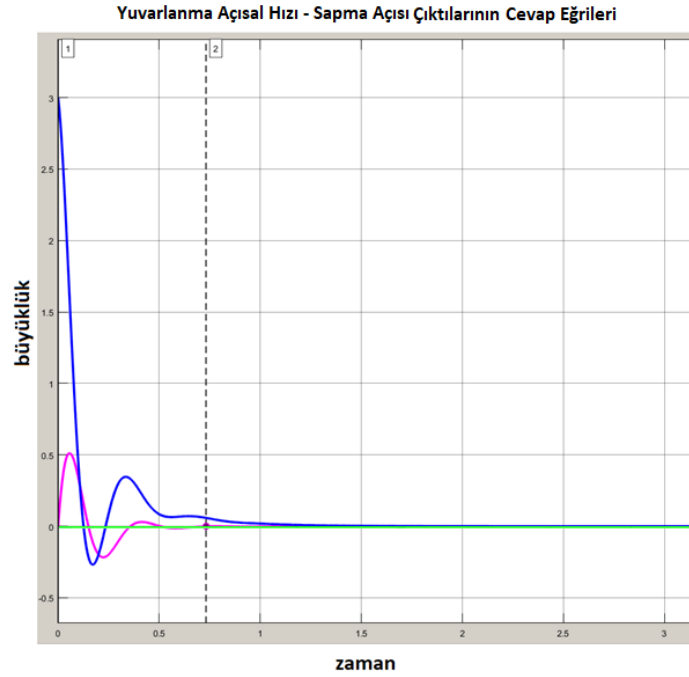


Şekil 5.18 : Yuvarlanma Açısız Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktıların LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=100, R=10).

$Q=100$ ve $R=10$ için sistem istenmeyen şekilde fazla salınımlı cevap vermiştir. İkinci aşamada tasarımı biraz daha iyileştirmek adına Q ve R değerleri 1000 ve 10 seçilmiştir. Bu durumda sistemdeki sinyaller şekil 5.19 ve 5.20'deki gibi elde edilmiştir.

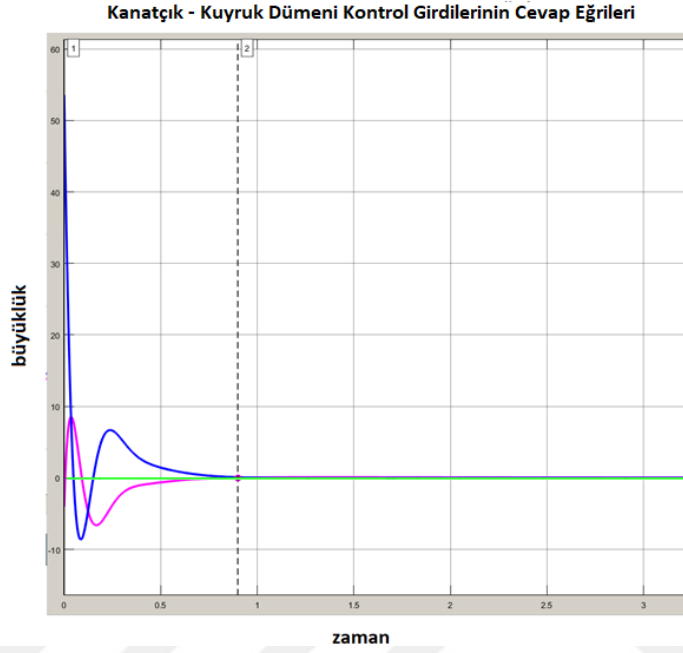


Şekil 5.19 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği ($Q=1000$, $R=10$).

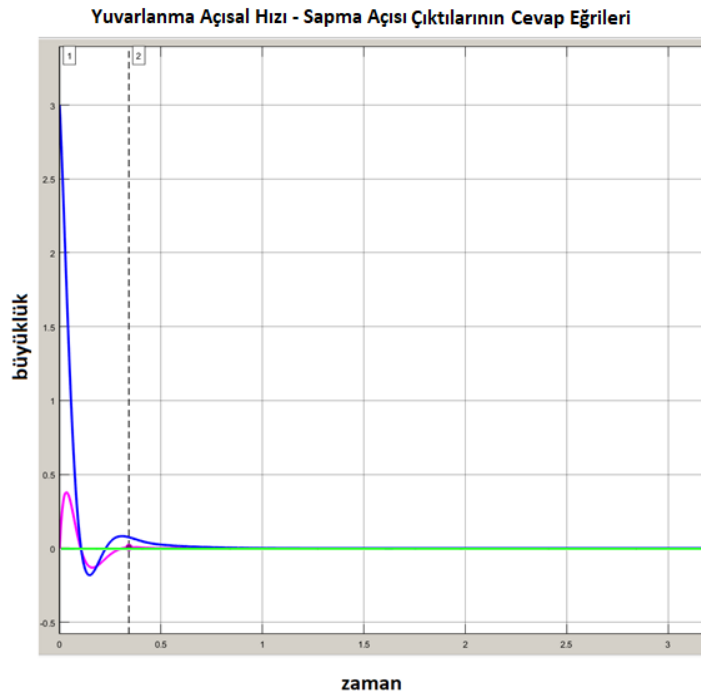


Şekil 5.20 : Yuvarlanma Açısız Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktıların LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği ($Q=1000$, $R=10$).

Q arttırıldığında girdi salınımlarında azalma, genliklerde bir miktar artma gözlenmiştir. Sistem çıkış sinyallerinin oturma zamanlarında iyileşme gözlenmiş, sırasıyla 2-3.5 sn civarından 0.7-1.2 sn'ye düşmüştür. Sapma açısı kararlılık değerine inmiş ve biraz salınımla sıfır olmuştur. Q değeri biraz daha arttırıldığında (Q=5000) ve R sabit kaldığında aşağıdaki şekil 5.21 ve 5.22'deki grafikler elde edilmiştir.

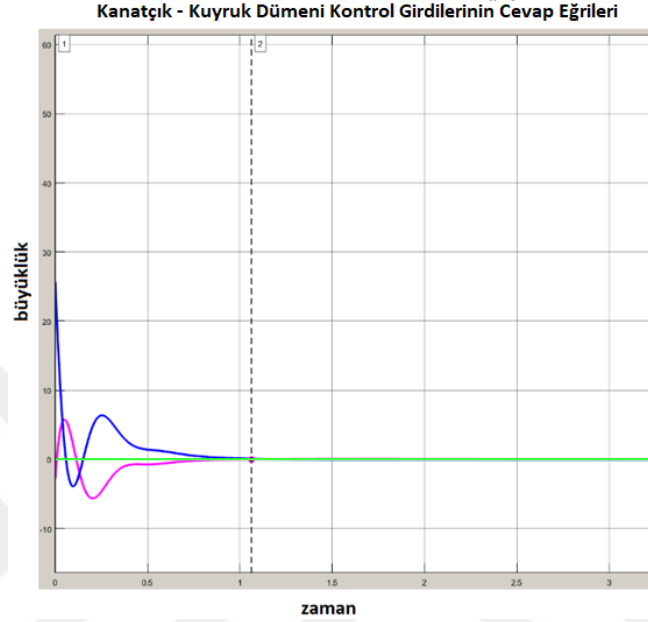


Şekil 5.21 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=5000, R=10).

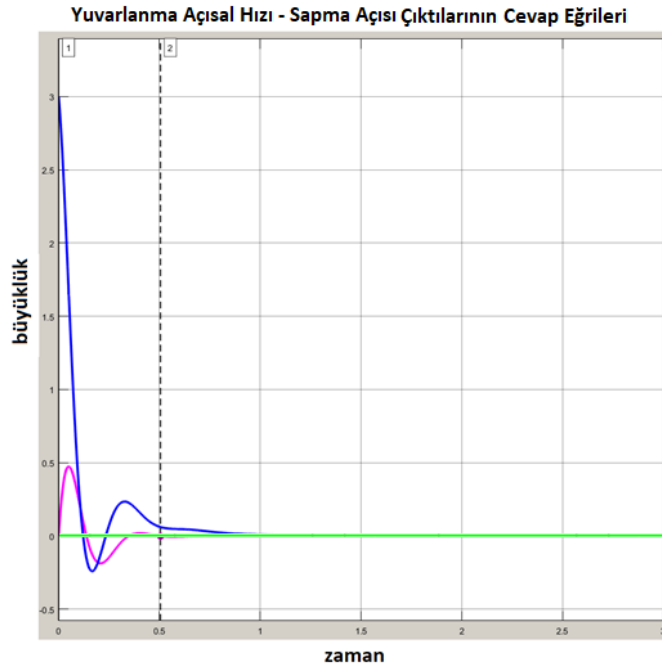


Şekil 5.22 : Yuvarlanma Açısı Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktıların LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=5000, R=10).

Bu durumda giriş sinyallerindeki genliğin çok arttığı görülmektedir. Bununla birlikte çıkış sinyallerinin hem genlik miktarlarında hem de oturma zamanlarında düşüş gözlenmektedir. 2. Sinyalin (mavi) genliğindeki artış miktarı tasarım açısından uygun değildir. Q değeri 1600 seçildiğinde ve R değeri sabit kaldığında aşağıdaki şekil 5.23 ve 5.24'teki grafikler elde edilmiştir.



Şekil 5.23 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1600, R=10).



Şekil 5.24 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktıların LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=1600, R=10).

Q değerinin çok artırılması sistem giriş sinyallerini olumsuz etkilemiştir. Bu sebeple Q değeri, hem giriş sinyallerinin daha uygulanabilir olduğu bir aralığa gelmesi için hem de çıkış sinyallerinin istenilen hız ve genlikte kararlı hale gelmesi için 1600 seçilmiştir. Bu durumda sistemin kökleri ve K matrisi aşağıdaki gibi elde edilmiştir.

Kökler = [-9.6685 +17.6023i, -9.6685 -17.6023i, -10.6805 + 0.0000i, -3.4095, + 0.5335i, -3.4095 - 0.5335i, -0.4120 + 0.0000i]

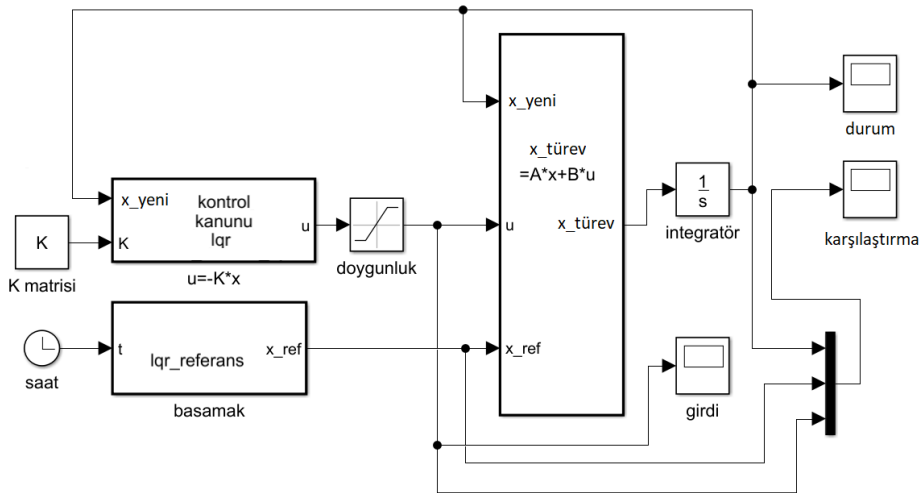
K = [-12.0855 0.9269 1.2076 0.6056 -1.6817 0.1274; -0.6609 -8.5553 -0.4857 -2.4800 6.1785 2.3685]

5.2.2 LQR Yöntemiyle Sistemin Bir Referans Değeri Takip Etmesi

Sisteme girilecek bir referans değerin sistem tarafından takibi için LQR yöntemi de sık kullanılan yöntemlerden biridir. Bir önceki bölümde bahsedildiği üzere sisteme referans değer takibi yapabilmesi için yeni bir durum tanıtılmıştır. Bu durumda yine kutup sayısı artmıştır. Yeni durum-uzayı modeli aşağıda verildiği şekliyle denklem 5.7'deki gibi olacaktır.

$$\dot{x}_{yeni} = A_{yeni} \cdot x_{yeni} + B_{yeni} \cdot u + E_{ref} \cdot x_{ref}$$

Bu bilgiler ışığında sistemin LQR yöntemi ile kontrolü için Matlab Simulink ortamında blok diyagramı şekil 5.25'teki gibi oluşturulmuştur.



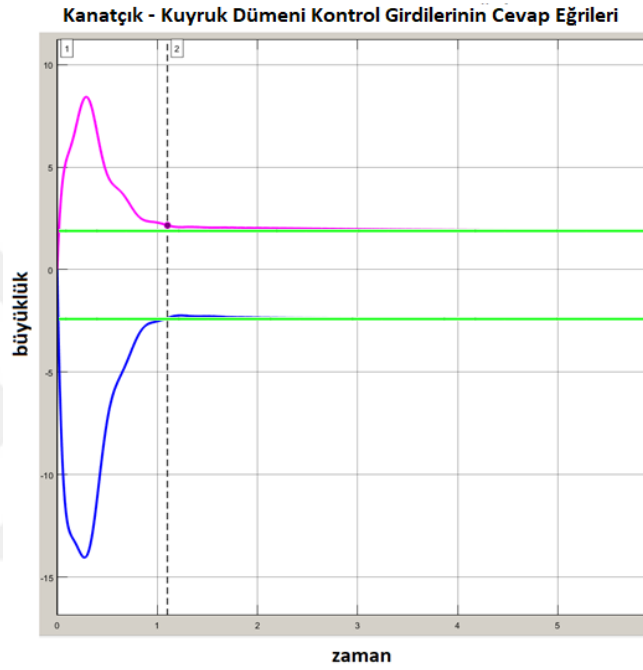
Şekil 5.25 : LQR ile referans takibi yapan kontrolcü tasarımı blok diyagramı.

Başlangıç olarak maliyet fonksiyonunun katsayıları Q ve R için sırasıyla 10⁵ ve 10 başlangıç değerleri verilerek bir kontrolcü tasarlanmıştır. Verilen Q ve R değerleri için aşağıdaki kökleri ve K matrisi elde edilmiştir.

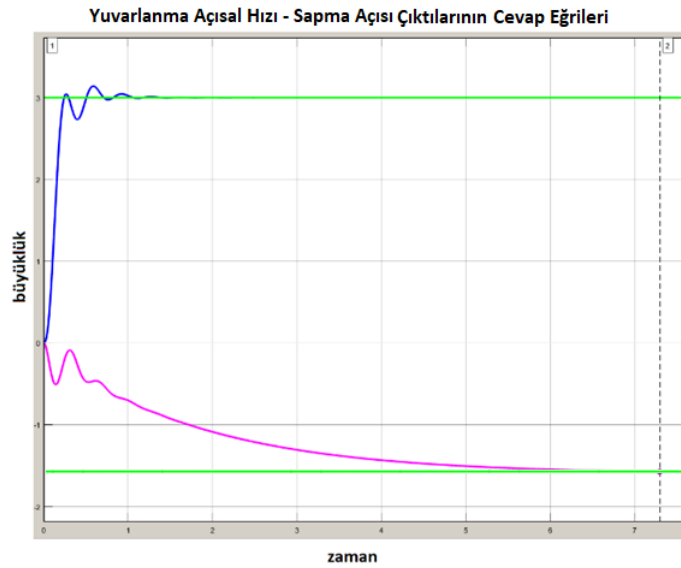
Kökler = [-3.9584 +18.2033i, -3.9584 -18.2033i, -3.4758 + 0.0000i, -5.3638, +2.0444i, -5.3638 - 2.0444i, -0.5231 + 0.0000i, -0.4273 + 0.0000i]

K = [-1.1657 2.8112 0.8608 1.1901 -3.1643 -0.7547 43.6812; 1.5671 -6.7592 -2.2884 -1.9046 5.1734 1.4019 -89.9553]

Bu kök değerleri, verilen Q ve R değerlerinden dolayı modelin köklerinin oturduğu yerlerdir. Bu tasarımın sonucu olarak girdi ve çıktı değerlerinin grafikleri şekil 5.26 ve 5.27'deki gibi elde edilmiştir.

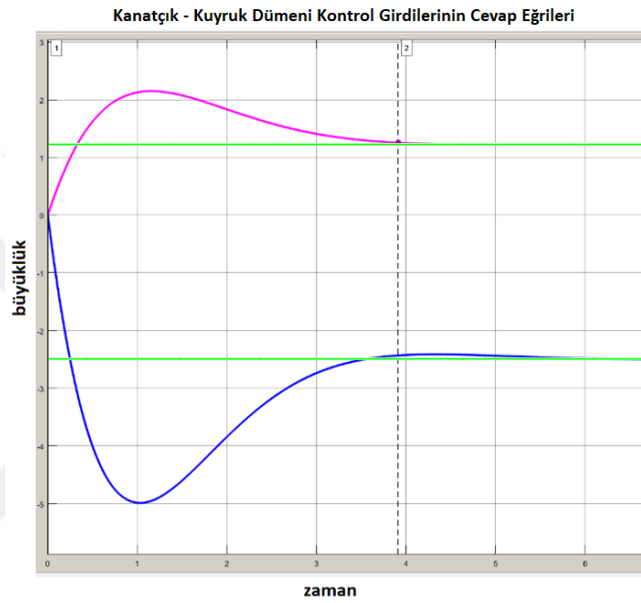


Şekil 5.26 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=10⁵, R=10).

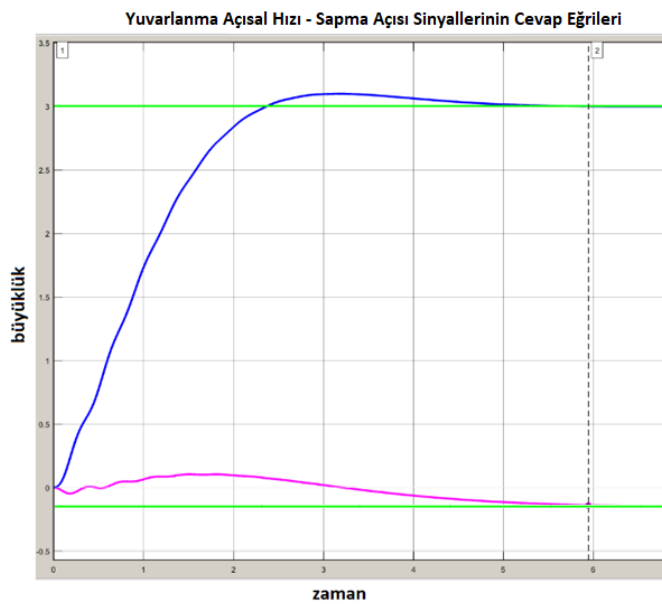


Şekil 5.27 : Yuvarlanma Açısız Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği (Q=200, R=10).

$Q=10^5$ ve $R=10$ olduğunda giriş sinyalleri yüksek genliklere çıkmamakla birlikte kararlı hale geldikleri değerlere oranla fazlaca aşım yaparak agresif bir davranış sergilemiştir. Bununla birlikte referans takibi yapılan sapma açısı küçük bir salınımla 1 saniyede referans değerine oturmuştur. Sistemin cevaplarını daha da iyileştirme adına yeni Q ve R değerleri belirlenir ve istenilen durum elde edilinceye kadar bu değerler değiştirilir. Yapılan Q ve R denemeleri sonunda $Q=200$, $R=10$ için girdi ve çıktı cevapları şekil 5.28 ve 5.29'daki gibi elde edilmiştir. Sistemin köklerinin ve K matrisinin de aşağıdaki gibi oldukları Matlab programı yardımıyla hesaplanmıştır.



Şekil 5.28 : Kanatçık (pembe) – Kuyruk dümeni (mavi) girdilerinin referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği ($Q=200$, $R=10$).



Şekil 5.29 : Yuvarlanma Açısal Hızı (pembe)-Sapma Açısı (mavi) çıktılarının referans takibi durumunda LQR kontrolle verdikleri cevap grafiği ($Q=200$, $R=10$).

Kökler = $[-1.4226 + 17.0901i, -1.4226 - 17.0901i, -3.1016 + 0.0000i, -1.0303, +0.9415i, -1.0303 - 0.9415i, -0.5232 + 0.0000i, -0.4273 + 0.0000i]$

K = $[-0.1082 \quad 0.3158 \quad 0.3594 \quad -0.0527 \quad -0.2516 \quad -0.0061 \quad 1.6060; -0.0513 \quad -1.1391 \quad -1.3014 \quad -0.0236 \quad 0.6537 \quad 0.2061 \quad -4.1738]$

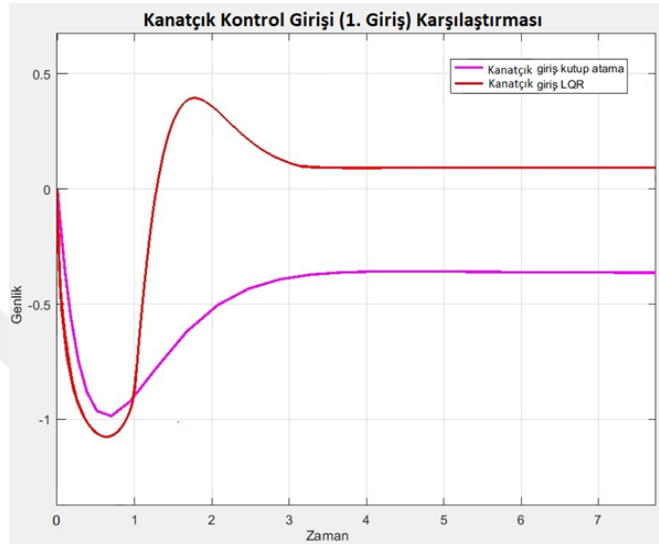
Sonuç olarak sistemden referans değere bir an önce gelmesi istendiğinde Q'nun arttırılması gerekmektedir. Bu durum giriş genliklerinde artışa ve salınımlı davranışa neden olmaktadır. Çoğu zaman bu agresif davranış sebebiyle oluşan genlikler sistemin uygulayamayacağı değerlerdir. Bununla birlikte sistemin oturma zamanı performansının 5 saniye civarı olduğu durum tasarım açısından bir problem teşkil etmediği durum için Q ve R için 200 ve 10 değerleri verildiğinde sistemin giriş ve çıkış sinyallerinin cevapları uygun görülmüştür. Çizelge 5.2'de yukarda bahsedilen çalışmanın özeti görülmektedir.

Çizelge 5.2 : LQR yöntemi ile yapılan kontrolcü tasarımına yönelik çalışmalar.

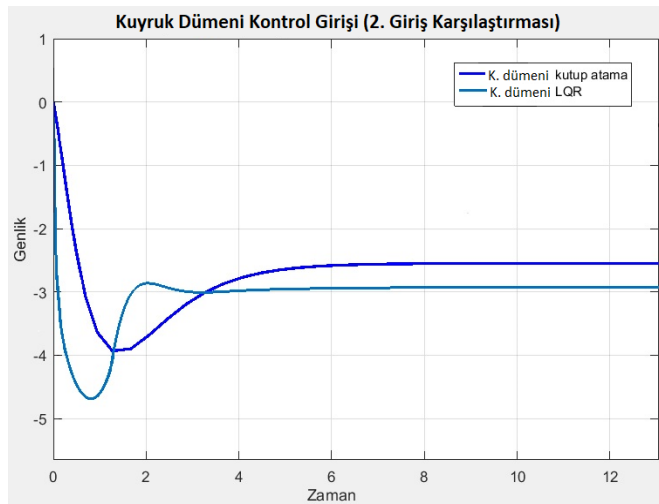
		LQR			
		Giriş		Çıkış	
	Q ve R	kriter	1. sinyal (sn)	2. sinyal (sn)	1. sinyal (sn) 2. sinyal (sn)
Kararlılık (LQR)	{Q=100, R=10}	Yükselme Zamanı	{0.42}	{0.09}	{0.03} -
		Oturma Zamanı	{2.17}	{2.92}	{2} {3.5}
		Aşım	salın. davr.	salın. davr.	salın. davr. salın. davr.
		Genlik	{-2.15,1.56}	{-2.38,3.56}	{-0.4,+0.7} {-0.38,+3}
	{Q=1000, R=10}	Yükselme Zamanı	{0.02}	-	0.03 -
		Oturma Zamanı	{1.12}	{1.33}	{0.73} {1.16}
		Aşım	salın. davr.	salın. davr.	salın. davr. salın. davr.
		Genlik	{-4.1,+5.8}	{-2.7,+18.6}	{-0.21,0.5} {-0.26,+3}
	{Q=5000, R=10}	Yükselme Zamanı	{0.02}	-	{0.02} -
		Oturma Zamanı	{0.9}	{0.93}	{0.34} {0.75}
		Aşım	salın. davr.	salın. davr.	salın. dvr. salın. davr.
		Genlik	{-6.6,+8.5}	{-8.6,+53.5}	{-0.13,0.4} {-0.18,+3}
Referans Takibi (LQR)	{Q=1600, R=10}	Yükselme Zamanı	-	-	{0.03} -
		Oturma Zamanı	{1.06}	{0.94}	{0.5} {1}
		Aşım	salın. davr.	salın. davr.	salın. davr. salın. davr.
		Genlik	{-5.6,+5.7}	{-3.9,+25}	{-0.18,0.4} {-0.24,+3}
	{Q=10^5, R=10}	Yükselme Zamanı	{0.2}	{0.1}	- {0.14}
		Oturma Zamanı	{1.1}	{1.3}	{7.3} {1.2}
		Aşım	salın. davr.	salın. davr.	- {4.7}%
		Genlik	{0,+8.4}	{0,-14}	{0,-1.6} {0,+3.14}
	{Q=200, R=10}	Yükselme Zamanı	{0.4}	-	- {1.56}
		Oturma Zamanı	{3.9}	{4}	{5.9} {5.2}
		Aşım	96%	-	- 3.64%
		Genlik	{0,+2.15}	{0,-5}	{-0.16,0.1} {-0.24,+3}

5.3 Tasarlanan Kontrolcülerin Karşılaştırması

Bu bölümde hem kutup atama yönteminin hem de LQR yönteminin uygulandığı aynı referans çıkış değerleri için giriş sinyallerinin değişimi incelenecektir. Referans değer olarak yuvarlanma oranı için 2.8 rd/s sapma açısı için 3.5 rd belirlenmiştir. Aşağıda şekil 5.30 ve 5.31’de bu referans değerlere kontrol girişlerin verdiği cevaplar görülmektedir.



Şekil 5.30 : Kanatçık girişinin kutup atamalı kontrol ve LQR kontrolde cevabı.



Şekil 5.31 : Kuyruk dümeni girişinin kutup atamalı ve LQR kontrolde cevabı.

Burada birinci kontrol girişinin kutup atamalı kontrol ile daha az salınımla fakat LQR kontrole göre daha uzun sürede denge durumuna geldiği söylenebilir (4.12 sn). Bununla birlikte LQR kontrol uygulandığında birinci kontrol girişi, kutup atamalı kontrole göre daha fazla salınım yapmış fakat daha kısa sürede denge durumuna gelmiştir (3.7 sn). Çizelge 5.4’teki kontrol eforları

$\left(\int_0^{t_{son}} (u(t))^2 . dt\right)$ incelendiğinde LQR kontrol ile toplamda sistemin daha az enerjiyle daha çabuk dengeye geldiği görülmektedir.

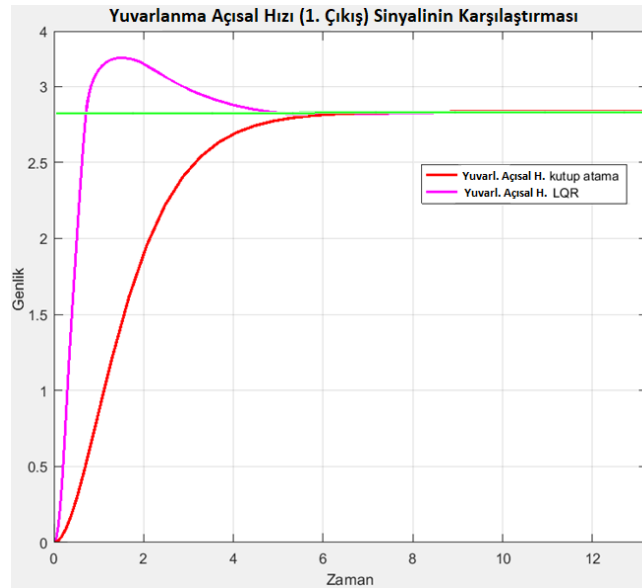
Çizelge 5.3 : Giriş sinyallerine ait oturma zamanı değerleri.

	Giriş-1		Giriş-2	
	kutup atama	LQR	kutup atama	LQR
Oturma zamanı	4.12 sn	3.71 sn	7.52 sn	3.12 sn

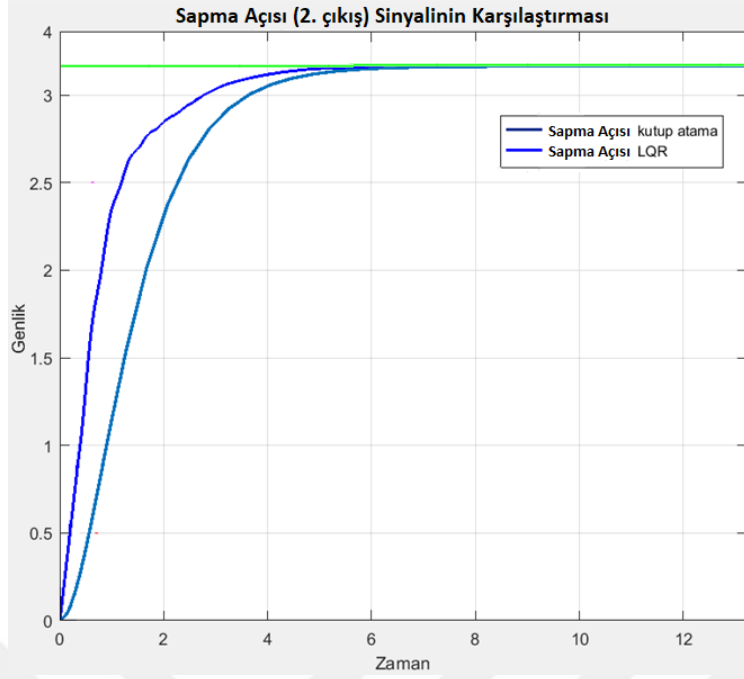
Çizelge 5.4 : Giriş sinyallerine ait kontrol eforu değerleri.

	Giriş-1		Giriş-2	
	kutup atama	LQR	kutup atama	LQR
Kontrol Eforu	3.962	2.532	10.035	11.394

İkinci kontrol girişinin kutup atamalı kontrolünde ise az salınımla fakat LQR kontrole göre daha fazla sürede (7.52 sn) denge durumuna geldiği görülmektedir. Bununla birlikte LQR kontrol ile ikinci kontrol girişi, kutup atamalıya göre daha fazla salınım yapmış fakat daha kısa sürede denge durumuna gelmiştir (3.12 sn). Fakat LQR kontrole ait kontrol eforu incelendiğinde kutup atamalıya göre daha fazla olduğu görülmüştür. Bunun nedeni Q ağırlık matrisinin çok büyük seçilememesidir. Q'nun büyük değerlerinde sistem aşırı salınımlı davranış göstermiş, sistem çalışma marjlarının dışına çıkmıştır. Bunu engelleme adına Q ağırlık matrisi daha küçük seçilmiştir. Böylece LQR kontrol eforu kutup atamalıya göre daha büyük çıkmıştır. Q matrisi ile yapılacak daha hassas çalışma ile bu durum iyileştirilebilir.



Şekil 5.32 : Yuvarlanma açısal hızı çıkışının kutup atamalı kontrol ver LQR kontrolde cevabı.



Şekil 5.33 : Sapma açısı kutup atamalı kontrol ve LQR kontrolde cevabı.

Çizelge 5.5 : Çıkış sinyallerine ait oturma zamanı değerleri.

	Çıkış-1		Çıkış-2	
	kutup atama	LQR	kutup atama	LQR
Oturma zamanı	7.19 sn	6.61 sn	7.23 sn	5.45 sn

Çizelge 5.6 : Çıkış sinyallerine ait RMS değerleri.

	Çıkış-1		Çıkış-2	
	kutup atama	LQR	kutup atama	LQR
RMS	2.429	2.016	2.732	1.826

Şekil 5.32 ve 5.33'te çıkış sinyallerinin cevapları görülmektedir. Burada birinci çıkış sinyalleri incelendiğinde kutup atamalı kontrolde sinyalin salınım yapmadan fakat LQR kontrole göre biraz fazla zamanda denge durumuna geldiği görülmektedir. LQR kontrol durumunda birinci çıkış sinyali çok kısa sürede referans değere ulaşmış, biraz geçmiş ve kutup atamalı kontrole göre daha kısa sürede denge durumuna gelmiştir. Aynı şekilde ikinci çıkış sinyali de incelendiğinde yine LQR kontrol durumunda sistem çıkış sinyalleri daha hızlı şekilde referans değere ulaşmıştır. Çizelge 5.5 incelendiğinde LQR kontrolcü marifetiyle sistemin daha az enerjiyle daha çabuk dengeye geldiği görülmektedir. Oturma zamanı yönünden incelendiğinde LQR kontrolcünün çıkış sinyallerinin referans değere oturmaları kutup atmalıya göre daha kısa sürede gerçekleşmiştir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

6.1 Sonuçlar

Bu tez çalışmasında İHA'nın modellenmesi ve kontrolü amacıyla sistem tanılama işlemi gerçekleştirilmiş ve elde edilen parametrik bir İHA modeline kontrol uygulanmıştır. Özellikle analitik çözümlerin yetersiz kaldığı, rüzgâr tüneli testlerinin yapılamadığı veya CFD yöntemleri ile belki de çok zaman harcandığı durumlar göz önünde bulundurulduğunda sistem tanılamasının insanlı ve insansız hava araçları için önemli olduğu daha iyi anlaşılmaktadır.

Bu çalışmada temel amaç, küçük, düşük maliyetli, sabit kanatlı İHA'ların uçuş dinamiklerini modelleme ve tanımlama için sistematik bir prosedür geliştirmektir. Öncelikle İHA dinamiği temel kavramlarıyla ele alınarak açıklanmış, doğrusal olmayan İHA denklemleri türetilmiş ve belli kabuller altında doğrusallaştırılmış ifadeleri ortaya konmuştur. Ataletsel bağlaşım ve aerodinamik bağlaşım durumlarında doğrusal olmayan yapıdaki İHA, belli bazı kabullerle yanal ve boylamsal olarak iki farklı düzlemde doğrusallaştırılmış denklemlerle ifade edilmiştir. Her iki düzlem için giriş ve çıkış değişkenleri ve bunların doğrudan ve dolaylı olarak etkilediği İHA durumları göz önünde bulundurularak doğrusal model kabulü yapılmış ve arx ve armax gibi doğrusal sistem tanılama yöntemleri ile İHA parametrik modelleri elde edilmiştir. Ayrıca yapay sinir ağları ile de modelleme yapılmış ve elde edilen modelle yapılan doğrulama işleminin daha iyi simülasyon sonuçları verdiği görülmüştür. Bununla birlikte, sinir ağı yapısının karmaşıklığı, büyük olması ve yapay sinir ağı ile çalışılması durumunda hesaplama yükünün artması, işlem zamanı, yazılımsal zorluklar vb. hususlardan dolayı nispeten daha basit, mertebesi düşük ve yeterli doğruluğu olan arx modeli kullanılarak kontrolcü tasarımı gerçekleştirilmiştir. İleriki çalışmalar için nöro-fuzzy sistem tanılama ve nöro-PID kontrol çalışmaları planlanmıştır.

Sonraki aşamada doğrusal arx modeli için kutup atama ve lineer kuadratik regülatör yöntemleri ile kontrolcü tasarlanmıştır. Tasarımda sisteme ait aşım değeri, yükselme zamanı, oturma zamanı vb. karakteristik özellikler dikkate alınmıştır. Bazı durumlarda giriş sinyali genliklerinin sistem kısıtlarının dışında değerler aldığı görülmüş ve tasarım bu durumu düzeltmeye yönelik olarak iyileştirilmeye çalışılmıştır.

Kutup atama yöntemi ile kontrolcü tasarımında, kararlılık durumu için, kutuplar negatif yöne götürüldüğünde sistem oturma zamanı azalmış, giriş genlikleri artmıştır. Sistem manevra kısıtlarından dolayı bu artışın mümkün olmamasından dolayı giriş limitlerinin aşılmayacağı şekilde bir kontrolcü tasarlanmaya çalışılmıştır. Aynı durum referans takibi için de geçerlidir. Yükselme zamanı, oturma zamanı ve aşım değerleri kutuplar nispeten ilk seçilen kutuplara nazaran daha küçük negatif kökler olarak belirlendiğinde daha kabul edilebilir değerler aldıkları görülmüştür.

LQR yöntemi ile yapılan tasarım çalışmalarında da maliyet fonksiyonundaki Q matrisi için verilen yüksek değerlerin sistem girdi sinyallerinde salınımlı davranışa sebep olduğu ve bu salınımlı davranışın da genliğinin büyük olduğu görülmüştür. Kutup atamada olduğu gibi burada da tasarım giriş sinyallerinin genliklerinin daha makul olduğu duruma göre yapılmaya çalışılmıştır.

Kutup atama ve LQR yöntemlerini oturma zamanı ve genlikler üzerinden karşılaştırıldığında hem kararlılık durumu için hem de referans takibi için LQR yönteminin daha iyi sonuçlar verdiği, sistemi daha hızlı ve daha az enerji harcayarak kararlılığa ulaştırdığı görülmüştür. Bunun sebebi ise, kutup atama yönteminde tasarımcının sadece kutupların yerlerini belirleyebiliyor olmasıdır. Sisteme yeni kutuplar atamak kolay olmakla birlikte uygun olanın atamasını yapmak zordur. Sonuç olarak LQR yönteminin hem uygulanabilirlik bakımından hem de sonuçların daha makul olması bakımından kutup atama yönteminden daha üstün olduğu söylenebilir.

6.2 Öneriler

Bu tez kapsamında sistem tanılama yapılırken bir veri kümesi seçilmiş, bu veri kümesi kestirim ve doğrulama için iki farklı veri kümesine bölünmüş ve bir kısım

veri ile parametre kestirimi yapılmış ve diğer kısmı ile de elde edilen parametrik modelin doğrulaması yapılmıştır.

Ayrıca farklı girdi türleri kullanılarak sistem tanılama için veri toplaması yapılabilir (örn; frekans taraması, doublet, singlet, 3-2-1-1, 1-1-2-3, 1-1-2 vb.) ve bu şekilde farklı girdi türlerine sistemin verdiği cevapların kayıt altına alınmasıyla farklı girdilerle sistem tanılama yapılabilir ve elde edilen modeller karşılaştırılabilir. Hangi girdi yönteminin belirli bir parametre kestirim yöntemiyle (örn; arx, armax vs.) daha iyi modelleme sağladığı tespit edilebilir.

Bunula birlikte sistem tanılama prosesi birden çok yöntemle yerine getirilebilir. Örnek olarak, farklı veri kümesi ile kestirim yapıp birkaç farklı model elde edilebilir ve modeller üçüncü bir veri kümesiyle doğrulanabilir. Burada doğrulama performansları karşılaştırılıp daha uygun modelle tasarıma devam edilebilir. Ayrıca farklı veri kümeleri ile ve farklı modelleme yöntemleri kullanarak aynı sistem için farklı modeller üretilebilir.

Kontrol aşamasında ise, elde edilen modellere aynı kontrol algoritması uygulanıp model performansları veya aynı modele farklı kontrol algoritmaları uygulanıp kontrolcü performansları karşılaştırılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Torun., A.,** (2017). İnsansız Hava Aracı (İHA) Sektörü ve İHA Fotogrametrisinin Ölçme Bağlamında Konumlandırılması, TMMOB Harita ve Kadastro Mühendisleri Odası, 16. Türkiye Harita Bilimsel ve Teknik Kurultayı, Ankara, Türkiye 3-6 Mayıs.
- [2] **M., Kahveci, N., Can.** (2017). İnsansız Hava Araçları: Tarihçesi, Tanımı, Dünyada ve Türkiye'deki Yasal Durumu, S.Ü. Müh. Bilim ve Tekn. Derg., c.5, s.4, ss. 511-535, 2017. Türkiye: Selçuk Üni., Ağustos 2017.
- [3] **Crassidis, J. L., Junkins, J. L.** (2011). Optimal Estimation of Dynamic Systems, Second Edition, CRC Press, NewYork, USA.
- [4] **Wang, L. X.,** Design and Analysis of Fuzzy Identifiers Of Nonlinear Dynamic Systems. IEEE Transactions on Automatic Control, 40(1), 1995.
- [5] **Salman, S., Puttige, V., Anavatti, S.,** (2006). Real-Time Validation and Comparison Of Fuzzy Identification and State-Space Identification For a UAV Platform. In IEEE International Conference on Control Applications, pages 2138–2143, Munich, November, 2006.
- [6] **Elfes, A., Montgomery, J. F., Hall, J. L., Joshi, S. S., Payne, J., Bergh, C. F.,** (2005). Autonoous Flight Control For A Titan Exploration Aerobot, University of California, Davis, California, USA.
- [7] **Khalil, B., Yesildirek, A.,** (2010). System Identification of UAV Under an Autopilot Trajectory Using ARX and Hammerstein-Wiener Methods, Proceeding of the 7th International Symposium on Mechatronics and its Applications (ISMA10), Sharjah, UAE, April 20-22.
- [8] **Paw, Y. C.** (2009). Synthesis and Validation of Flight Control for UAV. (Yüksek Lisans Tezi). Minnesota Üniversitesi Yüksek Lisans Fakültesi, Minnesota.
- [9] **Raemaekers, A. J. M.** (2007). Design of a Model Predictive Controller to Control UAVs. (Doktora Tezi). Eindhoven Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Fakültesi, Eindhoven.
- [10] **Yuan, W., Katupitiya, J.** (2011). A Time-Domain Grey-Box System Identification Procedure for Scale Model Helicopters, Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation. Monash University, Melbourne, Australia, December 7-9.
- [11] **Kim, B., Chang, Y., Lee, M. H.,** (2004). System Identification and 6-DOF Hovering Controller Design of Unmanned Model Helicopter, JSME International Journal, Series C, Vol. 49, No. 4., 2006.

- [12] **Puttige, V., Anavatti, S.,** (2008). Real-Time System Identification Techniques Based on Neural Networks for a Low-Cost UAV, Journal of Engineering, Computing and Architecture, Volume 2, Issue 1.
- [13] **Stanculeanu, I., Borangiu, T.,** (2011). Quadrotor Black-Box System Identification, World Academy of Science, Engineering and Technology, 78, 2011.
- [14] **Billings, S. A.,** (2013). Nonlinear System Identification NARMAX Methods in The Time, Frequency and Spatio-Temporal Domains, Wiley Press, West Sussex, U.K.
- [15] **Nelles, O.,** (2000). Nonlinear System Identification from Classical Approaches to Neural Networks and Fuzzy Models, Springer Press, Kronberg, Germany.
- [16] **Tischler, M. B., Remple R. K.,** (2006). Aircraft and Rotorcraft System Identification, AIAA Press, Virginia, U.S.A.
- [17] **Pintelon, R., Schoukens, J.** (2012). System Identification A Frequency Domain Approach, Second Edition, Wiley-IEEE Press, New Jersey, USA.
- [18] **Jategaonkar, R. V.,** (2006). Flight Vehicle System Identification A Time Domain Methodology, AIAA Press, Virginia, U.S.A.
- [19] **Lauer, F., Bloch G.,** (2018). Hybrid System Identification Theory and Algorithms for Learning Switching Models, Springer Press, Cham, Switzerland.
- [20] **Kızılarıslan, K.,** (2004). Çimento Endüstrisinde Hammadde Harmanlama Prosesinin Klasik ve Akıllı Yöntemler Kullanarak Modellenmesi. (Y. Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye.
- [21] **Boutalis, Y., Theodoridis, D., Kottas, T., Christodoulou, M. A.,** (2014). System Identification and Adaptive Control Theory and Applications of the Neurofuzzy and Fuzzy Cognitive Network Models, Springer Press, Switzerland.
- [22] **Klein, V., Morelli, E. A.,** (2006). Aircraft System Identification Theory and Practice, AIAA Press, Virginia, U.S.A.
- [23] **Fahlstrom, P. G., Gleason, T. J.,** (2012). Introduction to UAV Systems, Fourth Edition, Wiley Press, West Sussex, England.
- [24] **Kumar, N., Jain, S.,** (2014). Identification, Modeling and Control of Unmanned Aerial Vehicles, International Journal of Advanced Science and Technology Vol.67 (2014), pp.1-10.
- [25] **Padayachee, K.** (2016). Aerodynamic Parameter Identification for an Unmanned Aerial Vehicles. (Yüksek Lisans Tezi). Witwatersrand Üniversitesi, Mekanik, Endüstriyel ve Havacılık Mühendisliği Fakültesi, Johannesburg.
- [26] **Hoffer, N. V.** (2014). System Identification of Small Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle Using Flight Data From Low-Cost Sensors. (Yüksek Lisans Tezi). Utah State Üniversitesi Makine-Havacılık ve Uzun Mühendisliği Bölümü, Logan, Utah, U.S.A.

- [27] **Lee, R., Shen, L.,** (2008). System Identification of Cessna 182 Model UAV, Dept. of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, U.S.A.
- [28] **Puttige, V., Anavatti, S.,** (2008). Real-Time System Identification of Unmanned Aerial Vehicles: A Multi-Network Approach, Journal of Computers, Vol. 3, No. 7, July 2008.
- [29] **Hemakumara, P., Sukkarieh, S.,** (2006). Non-Parametric UAV System Identification with Dependent Gaussian Processes, Australian Center for Field Robotics, The University of Sydney, Sydney, NSW 2006, Australia.
- [30] **Carnduff, S.,** (2008). System Identification of Unmanned Aerial Vehicles. (Doktora Tezi). Cranfield Üniversitesi, Dinamik, Simülasyon ve Kontrol Grubu, Havacılık Bilimleri Bölümü, Mühendislik Okulu, Cranfield, U.K.
- [31] **Narendra, K. S., Parthasarathy, K.,** (1990). Identification and Control of Dynamical Systems Using Neural Networks, IEEE Transactions on Neural Networks, Vol. 1, No. 1, March 1990.
- [32] **Hoffer, N. V., Coopmans, C., Jensen A. M., Chen, Y. Q.,** (2013). A Survey and Categorization of Small Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle System Identification, J Intell Robot Syst (2014) 74:129–145.
- [33] **Dorobantu, A., Murch, A. M., Mettler, B., Balas, G. J.,** (2011). Frequency Domain System Identification for a Small, Low-Cost, Fixed-Wing UAV, AIAA A Guidance, Navigation, and Control Conference, 06-11 August 2011, Portland, Oregon, U.S.A.
- [34] **Sartori, D.,** (2014). Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-wing UAVs. (Doktora Tezi). Torino Politeknik Üniversitesi, Makine ve Havacılık Mühendisliği Bölümü, Doktora Okulu, Torino.
- [35] **Stengel, R. F.,** (2004). Flight Dynamics, Princeton University Press, New Jersey, USA.
- [36] **Chu, J. Z., Tsai P. F., Tsai, W. Y., Jang, S. S., Shieh, S. S., Lin, P. H., Jiang, S. J.,** (2003). Multistep Model Predictive Control Based on Artificial Neural Networks, Industrial Engineering and Chemical Research, 42, 5215-5228.
- [37] **Anderson, J. D., Jr.,** (1989). Introduction to Flight, Third Edition, McGraw Hill Press, Maryland, USA.
- [38] **Stevens, B. L., Lewis, F. L., Johnson, E. N.,** (2016). Aircraft Control and Simulation, Third Edition, John Wiley & Sons, Inc, New Jersey, USA.
- [39] **Lewis, F. L., Pei, H. L.,** (2016). Dynamics and Control of Fixed-Wing UAV, Moncrief-O'Donnell Chair, UTA Research Institute (UTARI) The University of Texas at Arlington, USA, South China University of Technology, Guangzhou, China, Research Paper.

- [40] **Url-1** <<https://www.spektrumrc.com/Products/Default.aspx?ProdID=EFL4025>>, erişim tarihi: 22.04.2019
- [41] **Ülker, H.**, (2016). Model Predictive Control of a Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles. (Doktora Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı, İstanbul, Türkiye.
- [42] **Beard, R. W., McClain, T. W.**, (2012). Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, Princeton University Press, New Jersey, USA.
- [43] **Url-1** <<https://www.pbs.org/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [44] **Url-19** <https://se.mathworks.com/?s_tid=gn_logo>, erişim tarihi 28.04.2019.
- [45] **Url-18** <<http://www.ni.com/en-tr.html>>, erişim tarihi 27.03.2019.
- [46] **Url-2** <<https://www.airplane-pictures.net/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [47] **Url-3** <<http://www.airplanesandrockets.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [48] **Url-4** <<https://ww2db.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [49] **Url-5** <<https://www.flickr.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [50] **Url-6** <<https://www.skytamer.com/>>, erişim tarihi 21.03.2019.
- [51] **Url-7** <<http://www.israeli-weapons.com/>>, erişim tarihi 23.04.2019.
- [52] **Url-8** <<https://fas.org/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [53] **Url-9** <<https://www.aeronef.net/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [54] **Url-10** <<https://www.nasa.gov/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [55] **Url-11** <<https://www.cnet.com/>>, erişim tarihi 22.04.2019.
- [56] **Url-12** <<https://www.ainonline.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [57] **Url-13** <<https://www.ssb.gov.tr/>>, erişim tarihi 21.02.2019.
- [58] **Url-14** <<https://defense-update.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [59] **Url-15** <<http://baykarsavunma.com/>>, erişim tarihi 22.03.2019.
- [60] **Url-16** <<https://www.donanimhaber.com/>>, erişim tarihi 22.04.2019.
- [61] **Url-17** <<https://www.tai.com.tr/urun/anka>>, erişim tarihi 22.03.2019.

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Lokman ATİK
Doğum Tarihi ve Yeri : 09/07/1985 - DÜZCE
E-posta : latik@itu.edu.tr



ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2008, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği