

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**F-16 HAVA ARACININ DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME
TABANLI DAYANIKLI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı

ŞUBAT 2023

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**F-16 HAVA ARACININ DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME
TABANLI DAYANIKLI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU
(504181133)**

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Anabilim Dalı

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mehmet Turan SÖYLEMEZ

ŞUBAT 2023

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**CONTROL OF F-16 AIRCRAFT WITH NONLINEAR DYNAMIC
INVERSION BASED ROBUST CONTROL METHODS**

M.Sc. THESIS

**Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU
(504181133)**

Department of Control and Automation Engineering

Control and Automation Engineering Programme

Thesis Advisor: Prof. Dr. Mehmet Turan SÖYLEMEZ

FEBRUARY 2023

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 504181133 numaralı Yüksek Lisans öğrencisi Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “F-16 HAVA ARACININ DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME TABANLI DAYANIKLI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE KONTROLÜ” başlıklı tezini aşağıdaki imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Mehmet Turan SÖYLEMEZ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Şeref Naci ENGİN**
Yıldız Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. İlker ÜSTOĞLU
İstanbul Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **30 Aralık 2022**
Savunma Tarihi : **9 Şubat 2023**





Eşime ve aileme,



ÖNSÖZ

Öncelikle, hayatımın her döneminde olduğu gibi, yüksek lisans sürecimde de her zaman yanımda olan, her koşulda beni destekleyen, moralimi yüksek tutmak için çabalayan, benim için her türlü fedakarlıkta bulunan ve bir telefonlarıyla bile iyi hissetmemi sağlayan başarılarımın en büyük pay sahibi annem Dilek DURMAZ ve babam Cengiz DURMAZ'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ardından, tanıştığımız günden beri en büyük destekçilerimden biri olan sevgili eşim Alp ÇALICIOĞLU'na sadece yüksek lisans sürecimde değil, hayatımın her anında elimden tuttuğu, motivasyonumu kaybetmemem için elinden gelenin fazlasını yaptığı, beni cesaretlendirdiği, stresli anlarımda beni sakinleştirdiği, ihtiyacım olduğunda yardıma koştuğu, her zaman yanımda olduğu ve varlığıyla hayatımı kolaylaştırdığı için çok teşekkür ederim.

Son olarak da, danışman hocam Prof. Dr. Mehmet Turan SÖYLEMEZ'e tez sürecim boyunca gösterdiği destek ve anlayış için, ayrıca yol göstericiliği ve değerli görüşleri ile yaptığı katkılar için teşekkürlerimi borç bilirim.

Şubat 2023

Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU
(Kontrol ve Otomasyon Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR.....	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET	xxiii
SUMMARY	xxvii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	7
1.2 Tarihsel Gelişim ve Literatür Özeti	8
1.2.1 Uçuş kontrol sistemleri.....	9
1.2.2 Doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi.....	11
1.2.3 Artırımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi	12
1.2.4 Kayan kipli kontrol yöntemi	13
1.3 Tezin Organizasyonu	15
2. HAVA ARACI UÇUŞ DİNAMİKLERİ VE MODELLEMESİ	17
2.1 Eksen Sistemleri	17
2.1.1 Dünya eksen sistemi	18
2.1.2 Gövde eksen sistemi	19
2.1.3 Kararlılık eksen sistemi.....	19
2.1.4 Rüzgar eksen sistemi.....	19
2.1.5 Eksen sistemi dönüşümleri	20
2.2 F-16 Hava Aracı	22
2.3 Doğrusal Olmayan F-16 Hava Aracı Matematiksel Modeli	23
2.3.1 Kontrol girişleri.....	24
2.3.2 Eyleyici modeli	24
2.3.3 Aerodinamik model	25
2.3.4 Hareket denklemleri.....	32
2.3.5 Atmosfer modeli	37
2.3.6 Motor modeli	39
3. DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME KONTROL SİSTEMİ TASARIMI	43
3.1 NDI Kontrol Algoritması Yapısı.....	44
3.2 Kontrol Değişkenleri	46
3.2.1 Açısal hızlar	47
3.2.2 Harmanlanmış (blended) kontrol değişkenleri.....	47
3.3 İstenen Referans Dinamikler	48
3.3.1 İstenen dinamiklerin tasarımı.....	50

3.3.2 İstenen dinamiklerin parametrelerinin seçimi.....	51
3.4 Yerleşik (Onboard) Model.....	54
3.5 Zaman Ölçeği Ayrımı (Time Scale Separation)	55
3.5.1 Hızlı dinamiklerin kontrolü.....	57
3.5.2 Yavaş dinamiklerin kontrolü	57
3.6 Dayanıklılık	58
3.7 PI Dış Döngülü NDI Kontrol Algoritması	59
3.8 Simülasyon Sonuçları.....	59
4. ARTIRIMLI DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME KONTROL SİSTEMİ TASARIMI.....	67
4.1 INDI Kontrol Algoritması	68
4.2 Dayanıklılık	69
4.3 Simülasyon Sonuçları	70
5. KAYAN KIPLİ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI	75
5.1 SMC Kontrol Algoritması	76
5.2 Çatırdama Fenomeni	79
5.3 Farklı Kayan Kipli Kontrol Yöntemleri	80
5.3.1 İdeal kayan kipli kontrol algoritması	80
5.3.2 Sürekli kayan kipli kontrol algoritması.....	82
5.3.3 İntegralli kayan kipli kontrol algoritması	83
5.4 NDI Tabanlı SMC Kontrol Algoritması	84
5.5 Simülasyon Sonuçları	85
6. KONTROL YÖNTEMLERİNİN KARŞILAŞTIRMASI	95
6.1 Açısal Hız Referans Takip Yanıtlarına Göre Kontrolörlerin Karşılaştırılması. 96	
6.2 Parametre Belirsizliklerine Karşı Kontrolörlerin Karşılaştırılması	97
6.2.1 Aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılık sonuçları.....	99
6.2.2 Eylemsizlik momenti belirsizliklerine karşı dayanıklılık sonuçları.....	108
6.2.3 Farklı aerodinamik veritabanı kullanıldığında dayanıklılık sonuçları	113
7. SONUÇ	115
KAYNAKLAR.....	119
ÖZGEÇMİŞ	125

KISALTMALAR

BSC	: Geri Adımlamalı Kontrol (Backstepping Control)
CAS	: Komut Artırıcı Sistem (Command Augmentation System)
CV	: Kontrol Değişkeni (Control Variable)
DOF	: Serbestlik Derecesi (Degree of Freedom)
FBW	: Fly by Wire
FL	: Bulanık Mantık (Fuzzy Logic)
INDI	: Artırımlı Doğrusal Olmayan Dinamik Tersleme (Incremental Nonlinear Dynamic Inversion)
ISE	: Tümlenik Karesel Hata (Integral Square Error)
ISMC	: İntegralli Kayan Kipli Kontrol (Integral Sliding Mode Control)
LCV	: Yanal Kontrol Değişkeni
LEF	: Leading Edge Flap
LQR	: Doğrusal Karesel Düzenleyici (Linear Quadratic Regulator)
LQG	: Doğrusal Karesel Gaussian (Linear Quadratic Gaussian)
MCV	: Boylamsal Kontrol Değişkeni
MRAC	: Model Referans Uyarlamalı Kontrol (Model Reference Adaptive Control)
NASA	: Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi (National Aeronautics and Space Administration)
NCV	: Yönsel Kontrol Değişkeni
NDI	: Doğrusal Olmayan Dinamik Tersleme (Nonlinear Dynamic Inversion)
NN	: Yapay Sinir Ağları (Neural Network)
OBM	: Yerleşik Model (On-board Model)
P	: Oransal (Proportional)
PI	: Oransal İntegral (Proportional Integral)
RSS	: Rahat Statik Kararlı (Relaxed Static Stability)
SAS	: Kararlılık Artırıcı Sistem (Stability Augmentation System)
SMC	: Kayan Kipli Kontrol (Sliding Mode Control)
VSC	: Değişken Yapılı Kontrol (Variable Structure Control)



SEMBOLLER

A	: Sistem Matrisi
B	: Kontrol Etkinlik Matrisi
b	: Kanat Açıklığı
$\bar{c}$	: Ortalama Veter Uzunluğu
C_l, C_m, C_n	: Aerodinamik Moment Katsayıları
C_x, C_y, C_z	: Aerodinamik Kuvvet Katsayıları
e	: Hata
F_x, F_y, F_z	: Toplam Kuvvetler
f	: Doğrusal Olmayan Sistem Dinamikleri Fonksiyonu
g	: Yerçekimi İvmesi
g₀	: Standart Yerçekimi İvmesi
g_{atm}	: Atmosferik Yerçekimi İvmesi
h	: İrtifa
h_{eng}	: Motor Açısal Momentum
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}	: Hava Aracı Eylemsizlik Momentleri
K	: Kelvin
L, M, N	: Toplam Momentler
M	: Mach Sayısı
m	: Hava Aracı Kütlesi
N_z	: Normal İvme
P	: Basınç
P₀	: Deniz Seviyesi Hava Basıncı
p, q, r	: Gövde Eksenî Açısal Hızları
P_a	: Motor Gücü
P_r	: Referans Güç
p_s	: Statik Basınç
R	: Havanın Gaz Sabiti
R_e	: Dünyanın Yarıçapı
S	: Kanat Yüzey Alanı
S(x)	: Kayma Yüzeyi
T	: Sıcaklık
T₀	: Deniz Seviyesi Sıcaklık
u, v, w	: Gövde Eksenî Hızları
u	: Kontrol İşareti
u_{eq}	: Eş Değer Kontrol İşareti
u_{sw}	: Anahtarlama Kontrol İşareti
V_T	: Gerçek Hava Hızı
$\bar{q}$	: Dinamik Basınç
τ	: Zaman Sabiti
w_n	: Doğal Frekans

$\mathbf{x}_{cg}$	: Ağırlık Merkezi Konumu
$\mathbf{x}$	: Hava Aracı Durumları
$\mathbf{x}_{des}$	: İstenen Dinamikler
$\mathbf{x}_{ref}$	: Referans
α	: Hücüm Açısı
β	: Yana Kayma Açısı
δ_a	: Aleron Kontrol Yüzeyi Sapması
δ_e	: Elevatör Kontrol Yüzeyi Sapması
δ_r	: Dümen Kontrol Yüzeyi Sapması
δ_t	: Gaz Kolu Seviyesi
γ	: Uçuş Yolu Açısı
γ_e	: İzotropik Genişleme Faktörü
ρ	: Hava Yoğunluğu
ρ_0	: Deniz Seviyesi Hava Yoğunluğu
ϕ, θ, ψ	: Euler Açıları
ζ	: Sönümleme Katsayısı

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : F-16 hava aracının kütle ve geometrik parametreleri [78].	23
Çizelge 2.2 : F-16 hava aracı modelinin girişleri.	24
Çizelge 2.3 : Kontrol yüzeyleri ve limitleri.	25
Çizelge 2.4 : Atmosfer parametreleri.	38
Çizelge 2.5 : İtme kuvvetinin (T_{idle}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.	40
Çizelge 2.6 : İtme kuvvetinin (T_{mil}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.	40
Çizelge 2.7 : İtme kuvvetinin (T_{max}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.	41
Çizelge 3.1 : Seçilen kontrol değişkenleri.	47
Çizelge 3.2 : Harmanlanmış kontrol değişkenleri seti - 1 [14].	48
Çizelge 3.3 : Harmanlanmış kontrol değişkenleri seti - 2 [23].	48
Çizelge 3.4 : Hava aracı sınıfları.	51
Çizelge 3.5 : Uçuş fazları.	51
Çizelge 3.6 : Uçuş kalitesi seviyeleri.	52
Çizelge 3.7 : Yuvarlanma modu zaman sabiti gereksinimleri.	52
Çizelge 3.8 : Kısa periyot modu sönümleme oranı limitleri.	52
Çizelge 3.9 : Kısa periyot modu doğal frekans limitleri.	52
Çizelge 3.10: Dutch-roll modu gereksinimleri.	53
Çizelge 3.11: İstenen dinamik parametreleri.	53
Çizelge 3.12: NDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	61
Çizelge 3.13: Belirsizlik durumunda NDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	63
Çizelge 3.14: NDI+PI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	64
Çizelge 3.15: Belirsizlik durumunda NDI+PI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	66
Çizelge 4.1 : INDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	71
Çizelge 4.2 : Belirsizlik durumunda INDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	73
Çizelge 5.1 : İdeal SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.	85
Çizelge 5.2 : Sürekli SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.	86
Çizelge 5.3 : İntegralli SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.	86
Çizelge 5.4 : NDI+SMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	89
Çizelge 5.5 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	90
Çizelge 5.6 : NDI+ISMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	92
Çizelge 5.7 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.	93
Çizelge 6.1 : Nominal model için L2-norm metriği ve ISE performans kriteri ile referans takibi karşılaştırması.	96
Çizelge 6.2 : Parametre belirsizlikleri.	98

Çizelge 6.3 : Yanal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.	99
Çizelge 6.4 : Yanal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.	100
Çizelge 6.5 : Boylamsal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.	103
Çizelge 6.6 : Boylamsal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.	103
Çizelge 6.7 : Yönsel eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.	105
Çizelge 6.8 : Yönsel eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.	106
Çizelge 6.9 : Eylemsizlik momentleri belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.	109
Çizelge 6.10: Eylemsizlik momentleri belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.	109
Çizelge 6.11: Global doğrusal olmayan aerodinamik model kullanıldığında L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.	114

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1	: Wright Flyer [5].	2
Şekil 1.2	: Mekanik uçuş kontrol sistemi [8].	4
Şekil 1.3	: Hidromekanik uçuş kontrol sistemi [8].	5
Şekil 1.4	: FBW uçuş kontrol sistemi [9].	6
Şekil 2.1	: Dünya eksen sistemi [70].	18
Şekil 2.2	: Gövde, kararlılık ve rüzgar eksen sistemleri [7].	20
Şekil 2.3	: Dünya ve gövde eksen sistemi dönüşümü.	21
Şekil 2.4	: Kararlılık ve gövde eksen sistemi dönüşümü.	21
Şekil 2.5	: Kararlılık ve rüzgar eksen sistemi dönüşümü.	22
Şekil 2.6	: F-16 hava aracı Simulink modeli.	24
Şekil 2.7	: Eyleyici modeli.	25
Şekil 2.8	: Aerodinamik model.	26
Şekil 2.9	: $\delta_e = 0$ için C_X .	29
Şekil 2.10	: C_Y .	30
Şekil 2.11	: $\delta_e = 0$ için C_Z .	30
Şekil 2.12	: $\delta_e = 0$ için C_l .	31
Şekil 2.13	: $\delta_e = 0$ için C_m .	31
Şekil 2.14	: $\delta_e = 0$ için C_n .	32
Şekil 2.15	: Uçak gövdesi genel Simulink modeli.	33
Şekil 2.16	: Hareket denklemleri Simulink modeli.	36
Şekil 2.17	: Atmosfer modeli.	38
Şekil 2.18	: Gaz kolu konumuna göre güç komutu değişimi.	39
Şekil 2.19	: Motor modeli.	41
Şekil 3.1	: Doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yönteminin genel blok diyagramı.	45
Şekil 3.2	: Sistemin integratöre indirgenmesi.	46
Şekil 3.3	: Yuvarlanma eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.	50
Şekil 3.4	: Yunuslama eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.	50
Şekil 3.5	: Sapma eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.	51
Şekil 3.6	: İstenen dinamikler.	53
Şekil 3.7	: Hava aracı ve yerleşik modelin karşılaştırması.	55
Şekil 3.8	: İki kademeli NDI kontrol sistemi blok diyagramı.	56
Şekil 3.9	: Dayanıklı NDI kontrol sistemi blok diyagramı.	59
Şekil 3.10	: Uygulanan referanslar.	60
Şekil 3.11	: NDI referans takip yanıtları.	60
Şekil 3.12	: NDI kontrol işaretleri.	61
Şekil 3.13	: Belirsizlik durumunda NDI referans takip yanıtları.	62
Şekil 3.14	: Belirsizlik durumunda NDI kontrol işaretleri.	62

Şekil 3.15 : PI dış döngülü NDI referans takip yanıtları.....	63
Şekil 3.16 : PI dış döngülü NDI kontrol işaretleri.	64
Şekil 3.17 : Belirsizlik durumunda PI dış döngülü NDI referans takip yanıtları.....	65
Şekil 3.18 : Belirsizlik durumunda PI dış döngülü NDI kontrol işaretleri.	65
Şekil 4.1 : INDI kontrol sistemi blok diyagramı.....	69
Şekil 4.2 : INDI referans takip yanıtları.....	70
Şekil 4.3 : INDI kontrol işaretleri.	71
Şekil 4.4 : Belirsizlik durumunda INDI referans takip yanıtları.....	72
Şekil 4.5 : Belirsizlik durumunda INDI kontrol işaretleri.	72
Şekil 5.1 : Kayan kipli kontrol ulaşma ve kayma fazları [36].	75
Şekil 5.2 : Kayan kipli kontrol blok diyagramı.....	78
Şekil 5.3 : İdeal kayan kipli kontrol blok diyagramı.	81
Şekil 5.4 : Sürekli kayan kipli kontrol blok diyagramı.....	82
Şekil 5.5 : İntegralli kayan kipli kontrol blok diyagramı.....	83
Şekil 5.6 : NDI tabanlı SMC referans takip yanıtları.....	87
Şekil 5.7 : NDI tabanlı SMC kontrol yüzeyi sapmaları.	87
Şekil 5.8 : NDI+SMC referans takip yanıtları.	88
Şekil 5.9 : NDI+SMC kontrol işaretleri.....	88
Şekil 5.10 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC referans takip yanıtları.	89
Şekil 5.11 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC kontrol işaretleri.....	90
Şekil 5.12 : NDI+ISMC referans takip yanıtları.....	91
Şekil 5.13 : NDI+ISMC kontrol işaretleri.....	91
Şekil 5.14 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC referans takip yanıtları.....	92
Şekil 5.15 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC kontrol işaretleri.....	93
Şekil 6.1 : Referanslar.....	95
Şekil 6.2 : Nominal model referans takip yanıtları karşılaştırması.....	96
Şekil 6.3 : $Cl_{\delta a}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	100
Şekil 6.4 : $Cl_{\delta r}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	101
Şekil 6.5 : Cl_p parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	101
Şekil 6.6 : Cl_r parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	102
Şekil 6.7 : $Cm_{\delta e}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	104
Şekil 6.8 : Cm_q parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	104
Şekil 6.9 : $Cn_{\delta a}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	106
Şekil 6.10 : $Cn_{\delta r}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	107
Şekil 6.11 : Cn_p parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	107
Şekil 6.12 : Cn_r parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	108
Şekil 6.13 : I_{xx} parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	110

Şekil 6.14 : I_{yy} parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	110
Şekil 6.15 : I_{zz} parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	111
Şekil 6.16 : I_{xz} parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	111
Şekil 6.17 : I_m parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.	112
Şekil 6.18 : Global doğrusal olmayan aerodinamik model kullanıldığında açısal hız referans takip yanıtları.	113





F-16 HAVA ARACININ DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME TABANLI DAYANIKLI KONTROL YÖNTEMLERİ İLE KONTROLÜ

ÖZET

Uçuş kontrol sistemleri, uçağın güvenli bir şekilde uymasını sağladığından bir hava aracının en önemli parçalarından biridir. Wright Kardeşler'in uçağı ile birlikte uçuş kontrol alanındaki gelişmeler başlamış, uçuş kontrol sistemlerinin uçuş performansını iyileştirme konusunda önemli bir etkiye sahip olması uçuş kontrol sistemlerinin hızla gelişmesine yol açmıştır. İlk uçuş kontrol sistemleri mekanik veya hidro-mekanik sistemlerden oluşurken, uçaklar geliştikçe elektrik motorları, dijital bilgisayarlar veya fiber optik kabloların kullanımına geçilmiştir.

1990'lardan önce, sabit kanatlı uçakların uçuş kontrol sistemlerinin büyük çoğunluğu klasik ve doğrusal kontrol yöntemleri ile geliştirilmekteydi. Doğrusal kontrol yöntemleri, uçuş zarfının bir bölgesinde elde edilen doğrusal bir model için tasarlanmaktadır. Tüm uçuş zarfında geçerli bir kontrolör elde etmek için ise, uçuş zarfı parçalara bölünerek zarfın her bir parçası için ayrı ayrı doğrusal kontrolörler tasarlanır, ardından da bu doğrusal kontrolörlerin enterpolasyonu ile kazanç çizelgeleri elde edilir. Kazanç ayarlama (gain scheduling) yöntemi doğrusal olmayan sistemlere doğrusal kontrolör tasarlamada oldukça yaygın olsa da, kontrolörün başarısı tasarlandığı alanın dışında garanti edilememektedir. Ayrıca, pratikte karşılaşılan doğrusal olmama durumları veya belirsizlikler gibi sebepler de performans düşüşüne neden olmaktadır.

Klasik yöntemler, uçuş kontrol sistemlerinde uzun yıllar boyunca kullanılmış ve başarılı sonuçlar vermiş olsa da, kazanç ayarlama yönteminin maliyetli olması ve performansının sınırlı olması nedeniyle, kazanç ayarlama prosedüründen kaçınmak için, son yıllarda doğrusal olmayan kontrol yapıları üzerine çalışmalar yapılmıştır. Bu yapılar, uçuş zarfının çok daha geniş bir bölgesinde geçerli olmalarını sağlayan doğrusal olmayan denklemleri kullanırlar. Özellikle yüksek performanslı ve yüksek manevra kabiliyetli hava araçları için doğrusal olmayan kontrol yöntemleri modeli ve doğrusal olmama durumlarını daha iyi temsil etmektedirler. Doğrusal olmayan kontrol yaklaşımlarına, doğrusal olmayan dinamik tersleme (NDI: Nonlinear Dynamic Inversion), kayan kipli kontrol (SMC: Sliding Mode Control), geri adımlamalı kontrol (BSC: Back Stepping Control), sinir ağları (NN: Neural Networks) ve bulanık mantık (FL: Fuzzy Logic) kontrolü örnek verilebilir.

Bu tez çalışmasında, F-16 hava aracı için tüm uçuş zarfında geçerli olan doğrusal olmayan dinamik tersleme tabanlı dayanıklı kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda F-16 hava aracının doğrusal olmayan benzetim modeli Simulink ortamında oluşturulmuş, ardından uçuş kontrol uygulamalarında popüler bir yöntem olan doğrusal olmayan dinamik tersleme, artırılmış doğrusal olmayan dinamik tersleme ve dayanıklı bir kontrol yöntemi olan kayan kipli kontrol algoritmaları kullanılarak hava aracı için farklı kontrol sistemleri geliştirilmiştir.

Birinci bölümde, uçuşun kısa bir tarihçesi verilmiş ve Wrigth kardeşler'den günümüze kadar uzanan uçuş kontrol gelişmelerinden bahsedilmiştir. Ardından, uçuş kontrol sistemleri, doğrusal olmayan dinamik tersleme, artırımı doğrusal olmayan dinamik tersleme ve kayan kipli kontrol yöntemleri ile ilgili literatür özeti sunulmuştur. Yöntemlerin dayanıklılığı, havacılık alanındaki uygulamaları ve farklı kontrol yöntemleri ile birlikte kullanımları ile ilgili çalışmalara yer verilmiştir.

İkinci bölümde, F-16 hava aracı hakkında özet bir bilgi paylaşılmış, sonrasında hava aracı eksen sistemleri açıklanmıştır. Dünya, gövde, kararlılık ve rüzgar eksen sistemleri tanıtılmış, ardından da eksen sistemleri arasındaki dönüşümler, hava aracı modellemeye başlamadan önce temel bilgi olması amacıyla verilmiştir. Sonrasında, MATLAB/Simulink ortamında doğrusal olmayan F-16 hava aracı modeli oluşturulmuştur. F-16 hava aracı modeli aerodinamik model, hareket denklemleri, atmosfer modeli, motor modeli ve eyleyici modeli gibi beş temel alt sistemden oluşmaktadır. Her bir alt modelinin önce matematiksel denklemleri elde edilmiş, sonrasında Simulink modelinin görsellerine yer verilmiştir. Aerodinamik model, NASA Langley Araştırma Merkezi tarafından yapılan rüzgar tüneli test verileri kullanılarak oluşturulmuştur. Motor modeli de yine aynı çalışma temel alınarak elde edilmiştir. Hareket denklemleri altı serbestlik dereceli sistem için elde oluşturulmuştur. Eyleyici ise birinci dereceden bir transfer fonksiyon şeklinde modellenmiştir.

Üçüncü bölümde, havacılık alanında kullanımı giderek yaygınlaşan doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi detaylı bir şekilde anlatılmıştır. NDI, doğrusal olmayan bir kontrol yöntemi olduğu için özellikle yüksek performanslı ve geniş uçuş zarfına sahip modern hava araçları için kullanışlı bir yöntemdir. Doğrusal olmayan sistemi, kazanç ayarlama yapmadan doğrudan kontrol edebildiği için tercih edilen bir kontrol yöntemidir. NDI kontrol algoritmasının yapısı matematiksel denklemleri ile birlikte anlatılmış ve blok şeması verilmiştir. NDI kontrol yapısını oluşturan alt sistemler de bu bölümde açıklanmıştır. Bu kontrol yöntemi kapsamında, kontrol değişkeni seçimi, istenen referans dinamikler, yerleşik model, zaman ölçeği ayrımı ve dayanıklılık konuları değerlendirilmiştir. Kolay ve hızlı uygulanabilen ve tüm uçuş zarfı için geçerli bir yöntem olmasına rağmen, modele bağımlılığı sebebiyle NDI kontrol yöntemi tek başına dayanıklı bir yöntem değildir ve yöntemin en büyük dezavantajı da budur. Fakat doğrusal kuadratik regülatör (LQR: Linear Quadratic Regulator), H_∞ optimal kontrol, μ sentezi, P kontrol, PI kontrol, uyarlamalı (adaptive) kontrol gibi farklı kontrol yöntemleri ile birlikte kullanılarak dayanıklılık probleminin üstesinden gelinen birçok çalışma mevcuttur. Bu bölümde, NDI kontrol algoritmasının dayanıklılığını artırmak için PI kontrolör kullanılmıştır. NDI kontrol yönteminin tek başına ve PI kontrolör ile birlikte kullanımının referans takip sonuçları bölüm sonuna eklenmiştir.

Dördüncü bölümde, NDI temelli bir kontrol yöntemi olan artırımı doğrusal olmayan dinamik tersleme (INDI: Incremental Nonlinear Dynamic Inversion) yöntemi anlatılmıştır. Bu yöntem, NDI kontrol yönteminin dayanıklılık problemine alternatif çözüm olarak üretilmiştir. INDI kontrol yöntemi, NDI yönteminin avantajlarını korurken modele bağımlılığını azaltarak dayanıklılığını artırmaktadır. INDI kontrol yasasının yapısı matematiksel olarak anlatılıp, blok şeması paylaşılmıştır. Bu yöntem elde edilirken zaman ölçeği ayrımı kavramından ve Taylor serisi açılımından yararlanılmıştır. Son olarak INDI kontrol yönteminin dayanıklılığı incelenmiş,

dayanıklılık konusunda NDI ile farkı belirtilmiş ve ardından simülasyon sonuçları paylaşılmıştır.

Beşinci bölümde, doğası gereği dayanıklı bir yöntem olmasıyla bilinen kayan kipli kontrol yöntemi anlatılmıştır. Yöntemin amacı, çalışma mantığı ve tasarım adımları verildikten sonra, kontrol algoritmasının elde edilişi detaylandırılmıştır. Kayan kipli kontrol yöntemi, eşdeğer ve anahtarlama kontrol girişi olmak üzere iki farklı kontrol girişinden oluşmakta olup her ikisinin de tasarım detayı verilmiştir. Kayan kipli kontrol yönteminin hem süreksiz hem de sürekli bir anahtarlama girişi ile tasarımı anlatılmış, ardından da integral içeren bir SMC kontrol yapısı verilmiştir. NDI kontrol yönteminin dayanıklı hale getirmek için SMC yöntemi ile birlikte kullanıldıkları bir yapı açıklanmıştır. NDI-SMC yapısı için hem sürekli SMC hem de integarllı SMC yöntemleri kullanılmıştır. SMC yönteminin bilinen en temel problemi olan çatırdama fenomeninden ve çözüm önerilerinden bahsedilmiştir. Son olarak, F-16 hava aracı modeli üzerinde tasarlanan her iki NDI-SMC yöntemi uygulanmış ve simülasyon sonuçları paylaşılmıştır.

Altıncı bölümde, tez çalışması kapsamında tasarlanan kontrol yöntemlerinin referans takip sonuçları ve parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılıkları kıyaslanmıştır. Belirsizlikler aerodinamik katsayılar pozitif ve negatif yönde maksimum yüzde 40 ve eylemsizlik momentlerine pozitif ve negatif yönde maksimum yüzde 20 olacak şekilde uygulanmıştır. Ayrıca, kontrolör tasarımlarında yerleşik model içersinde literatürde yer alan farklı bir aerodinamik model kullanılarak da dayanıklılık incelenmiştir. Kontrolörlerin karşılaştırılmasında L2-norm metriği ve ISE performans kriteri kullanılmıştır. Karşılaştırma sonuçları simülasyon grafikleri ile desteklenmiştir.

Son bölümde ise, çalışmalar özetlenmiş, elde edilen sonuçlar verilmiş, gelecekte yapılabilecek çalışmalar ve önerilere değinilmiştir.



CONTROL OF F-16 AIRCRAFT WITH NONLINEAR DYNAMIC INVERSION BASED ROBUST CONTROL METHODS

SUMMARY

Flight control systems are one of the most important parts of an aircraft, as they provide the aircraft to fly safely. With the Wright Brothers' aircraft, developments in the field of flight control began, and the fact that flight control systems had a significant effect on improving flight performance led to the rapid development of flight control systems. While the first flight control systems consisted of mechanical or hydro-mechanical systems, as aircrafts are developed, electric motors, digital computers or fiber optic cables are used.

Prior to the 1990s, the majority of fixed-wing aircraft flight control systems are developed using classical and linear control methods. Linear control methods are designed for a linear model obtained in a specific region of the flight envelope. In order to obtain a valid controller in the entire flight envelope, the flight envelope is divided into parts and linear controllers are designed separately for each part of the envelope, and then gain charts are obtained by interpolating these linear controllers. Although the gain scheduling method is very common in designing linear controllers for nonlinear systems, the success of the controller cannot be guaranteed outside of the area where it is designed. In addition, reasons such as nonlinearity or uncertainties encountered in practice also cause performance degradation.

Although classical methods have been used in flight control systems for many years and have given successful results, studies on nonlinear control structures have been carried out in recent years to avoid the gain scheduling procedure, due to the cost of the gain scheduling method and its limited performance. These control structures use nonlinear equations that allow them to be valid over a much larger region of the flight envelope. Especially for high performance and highly maneuverable aircrafts, nonlinear control methods represent the model and nonlinearities better. Examples of nonlinear control approaches are nonlinear dynamic inversion (NDI), sliding mode control (SMC), back stepping control (BSC), neural networks (NN) and fuzzy logic (FL) control.

In this thesis, it is aimed to develop nonlinear dynamic inversion based robust control systems which are valid for the entire flight envelope for the F-16 aircraft. For this purpose, the nonlinear six degrees of freedom simulation model of the F-16 aircraft is created in Simulink environment, and then different control systems are developed for the F-16 aircraft by using nonlinear dynamic inversion, incremental nonlinear dynamic inversion (INDI), and sliding mode control algorithms.

In the first chapter, a brief history of flight is given and flight control developments from the Wright brothers to the present are mentioned. Then, a literature review on flight control systems, nonlinear dynamic inversion, incremental nonlinear dynamic

inversion and sliding mode control methods is presented. Studies on the robustness of the control methods, their applications in aviation and their use with different control methods are included.

In the second chapter, a brief information about the F-16 aircraft is shared, and then the aircraft axis systems are explained. Earth, body, stability and wind axis systems are introduced, and then the transformations between these axis systems are given before starting the aircraft modeling. Afterwards, a nonlinear F-16 aircraft model is created in the MATLAB/Simulink environment. This model covers five basic subsystems such as aerodynamic model, equations of motion, atmosphere model, engine model and actuator model. First, the mathematical equations of each submodel are derived, and then the figures of the Simulink model are given. The aerodynamic model is created by using wind tunnel test data from NASA Langley Research Center. The engine model is also obtained based on the same study. The equations of motion are obtained for the six degree of freedom system. The actuator is modeled as a first-order transfer function.

In the third chapter, the nonlinear dynamic inversion control method, which is a special case of feedback linearization method, is explained in detail. Since NDI is a nonlinear control method, it is a useful method for modern aircrafts with high performance and large flight envelopes. INDI is increasingly preferred and popular control method in aviation as it can directly control the nonlinear system without the need of gain scheduling. The structure of the NDI control algorithm is explained together with its mathematical equations and the block diagram is given. The subsystems that form the NDI control system are also described in this section. Within the scope of this control method, control variable selection, desired reference dynamics, onboard model, time scale separation and robustness issues are evaluated. Different control variable options in the literature are introduced; however, for simplicity, in this study body axis roll rate (p), body axis pitch rate (q) and sideslip angle (β) are chosen as control variables. Also, different types of desired dynamics are explained. Although it is a method that can be applied easily and quickly, and is valid for the entire flight envelope, the NDI control method is not a robust method on its own due to its dependence on the model, and this is its biggest disadvantage. However, there are many studies that overcome the robustness problem by using different control methods together with NDI such as linear quadratic regulator (LQR), H_∞ optimal control, μ synthesis, P control, PI control, and adaptive control. In this section, NDI is used together with PI controller to increase its robustness. The reference tracking results of the NDI control method alone and together with the PI controller are added at the end of the section.

In the fourth chapter, incremental nonlinear dynamic inversion, which is an NDI-based control method, is explained. This method has been produced as an alternative solution to the robustness problem of the NDI control method. While preserving the advantages of the NDI method, INDI control method increases its robustness by reducing its dependence on the model. The structure of the INDI control algorithm is explained mathematically and the block diagram is shared. While obtaining this control law, the concept of time scale separation and Taylor series expansion are used. The robustness of the INDI method is examined and its difference with NDI in terms of robustness is stated. Finally, the simulation results are shared.

In the fifth chapter, the sliding mode control method, which is a variant of variable structure control (VSC) is explained. SMC is a nonlinear control method and known

as naturally robust method so that it is not sensitive to modeling and parameter uncertainties. While the main advantages of SMC are that it reduces the system order and is insensitive to uncertainties, it is known that it has disadvantages such as requiring great control effort and chattering. After the purpose, working logic and design steps of the method are given, the acquisition of the control algorithm is detailed. SMC basically consists of two design steps which are designing the sliding surface and designing the control law that will force the system states towards the sliding surface. The sliding surface is designed to bring the system to the equilibrium point. The controller, on the other hand, is designed in such a way as to bring the system to the sliding surface and keep it on the sliding surface. The sliding mode control method consists of two different control laws, which are named as equivalent control and switching control. The switching control is a discontinuous signal while the equivalent control is a continuous one. Equivalent control shifts the dynamics over the selected surface by bringing the error asymptotically close to zero while switching control forces the system back to the surface. The design of the sliding mode control method with both a discontinuous and a continuous switching input is explained, and then an integral SMC control structure is given. A structure in which the NDI control method is used with the SMC method to increase its robustness. Both continuous SMC and integral SMC methods are used for the NDI-SMC structure. The chattering phenomenon, which is the most known problem of this method, is mentioned and solution suggestions such as using saturation or sigmoid functions instead of sign function are mentioned. Finally, both NDI-SMC methods are applied on the F-16 aircraft model and the simulation results are shared.

In the sixth chapter, the reference tracking results and the robustness to parameter uncertainties of the control methods designed within the scope of the thesis study are compared. Uncertainties are applied to the aerodynamic coefficients and moments of inertia in positive and negative directions, up to a maximum of 40 percent and 20 percent, respectively. In addition, robustness is investigated by using a different aerodynamic model from the literature in the on board model in controller designs. The L2-norm metric and ISE performance criterion are used to compare the controllers. Comparison results are supported by simulation graphics.

In the last section, the study is summarized, the results are given, and future studies and suggestions are mentioned.



1. GİRİŞ

Uçma fikri, tarih boyunca insanların en büyük hayallerinden biri olmuştur. İnsanoğlunun uçma hayali, gökyüzündeki kuşları gözlemlemesiyle başlamıştır. İnsanlar uçabilmek için çağlar boyunca kuşları incelemiş ve uzun yıllar boyunca kuşların kanat çırpışını taklit eden uçaklar tasarlamaya çalışmışlardır, bu da ne yazık ki havacılık alanındaki ilerlemenin gecikmesine sebep olmuştur [1,2].

Leonardo da Vinci de kuşların kanat çırpma hareketini taklit edecek şekilde tasarlanan uçan makine çalışması yapan kişilerden biridir. Da Vinci'nin tasarladığı ornithopter isimli bu uçan makine, adını Yunanca kuş ve kanat kelimelerinden almaktadır. Da Vinci'nin ornitopteri önceki modeller gibi sadece insanın kollarına takılacak bir çift mekanik kanat içermemekte, makineyi yerden kaldırmak ve havaya çıkarmak için ayak pedalları ve manuel çalıştırılan kollar da içermektedir. Bilimsel gözlem ve mühendislik bilgisiyle desteklenen bir tasarım olmasına rağmen, Leonardo da Vinci'nin ornitopteri hiç uçmamıştır [3].

1783 yılı havacılık için önemli gelişmelerin olduğu, sıcak hava balonları gibi havadan hafif kavramlara dayanan çalışmaların yapıldığı bir yıl olmuştur. 1783'te haziran ayında Montgolfier kardeşler insansız sıcak hava balonlarını sergilemiş, ekim ayında ise tarihteki ilk insanlı balon uçuşunu gerçekleştirmiştir. Aynı yıl, Jacques Charles ve Robert kardeşler, ağustos ayında dünyanın ilk insansız hidrojen balonunu, aralık ayında ise ilk insanlı hidrojen balonunu fırlatmıştır. Uçan makine ve insanlı uçuş denemeleri yüzyıllar öncesine dayansa da, ilk insanlı yükselme ve güvenli inme 18. yüzyılda geliştirilen sıcak hava balonları ile gerçekleşmiştir [1,4].

19. yüzyılda havadan ağır uçuşla ilgili bilimsel çalışmalar ciddi bir şekilde başlamıştır. "Havacılığın babası" olarak anılan Sir George Cayley, 1799'da kaldırma, itme ve kontrol için ayrı sistemlere sahip sabit kanatlı bir uçan makine ile modern uçak kavramını ortaya koymuş ve uçağın temel şeklini belirlemiştir. 1804'te ilk modern havadan ağır uçan makine olan model planörü yapmış, 1810'da ise "On Aerial

Navigation" adlı yayınında bir uçağı etkileyen dört vektör kuvveti (itme, kaldırma, sürüklenme ve ağırlık) tanımlamıştır. Yaptığı çalışmalar ile havadan ağır kavramların tasarımına öncülük etmiştir.

19. yüzyılın sonlarında havacılık alanında yapılan çalışmalar kararlılık ve kontrole odaklanmıştır. Almanya'da "Planör Kralı" veya "Uçan Adam" olarak tanınan Otto Lilienthal, 1889'da araştırmalarını havacılık tarihinin en önemli eserlerinden biri olarak görülen "Birdflight as the Basis of Aviation"da yayınlamıştır. Seri üretimdeki ilk hava aracını üretmiş ve dünyadaki ilk uçak üretim şirketinin sahibi olmuştur. Otto Lilienthal, Sir George Cayley'in izinden giderek onlarca farklı planör modeli tasarlamış ve makinesinin yörüngesini kontrol ederek uçan ilk kişi olarak 1891 ve 1896 yılları arasında iki binden fazla başarılı uçuş gerçekleştirmiştir [1].

Orville ve Wilbur Wright kardeşler, uçağın kontrol edilebilirliği konusuna odaklanmış, 1898'den 1902'ye kadar birçok planör tasarımı yapmış ve test etmişlerdir. Wright kardeşler, uçuş fiziğine çalışmak için dünyanın ilk rüzgar tünellerinden birini inşa etmişler ve test ettikleri kanat tasarımlarında kaldırma ve sürüklemeyi ölçmek için cihazlar üretmişlerdir. Güç ve kontrol konularını aynı anda çözmek için ciddi çalışmalar yapmışlardır. 1903 yılında Wright Flyer adlı üç eksen (yunuslama, yuvarlanma, sapma) kontrolüne sahip ilk motorlu uçağı icat etmişler ve ilk defa havadan ağır uçakların sürekli ve kontrollü uçuşunu gerçekleştirmişlerdir. Wright Flyer'ın 17 Aralık 1903'te gerçekleşen ilk uçuşunda çekilen bir fotoğraf Şekil 1.1'de verilmiştir [1,5].



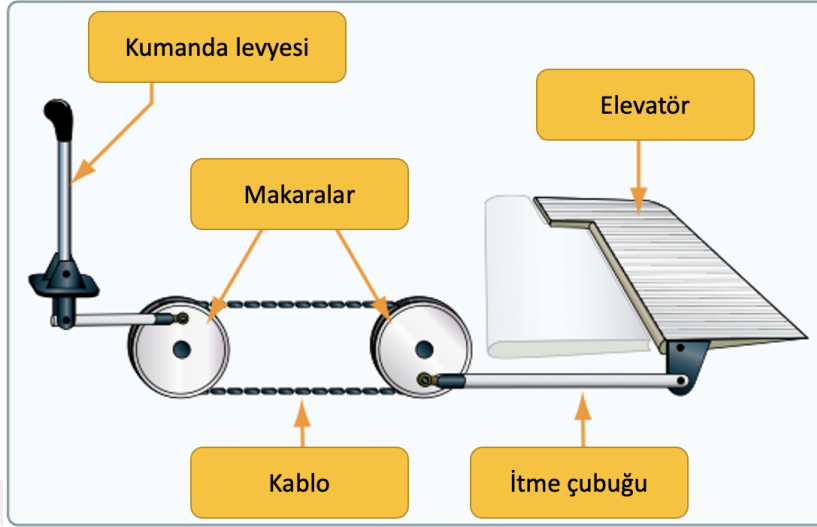
Şekil 1.1 : Wright Flyer [5].

Wright kardeşler uçuşlarına devam ederken, benzer dönemlerde, farklı mucitler de uçuş denemelerinde bulunmuştur. Wright kardeşlerinki gibi başarılı gelişmelerin olmasıyla uçak endüstrisi de dünyada ivme kazanmaya devam etmiştir. Bu gelişmelerin üzerinden çok zaman geçmeden Birinci Dünya Savaşı'nın da başlamasıyla, uçaklar askeri amaçla kullanılmaya başlanmıştır. Birinci Dünya Savaşı döneminde uçaklar savunma, saldırı ve keşif gibi amaçlarla kullanılmaya başlanmış, Birinci Dünya Savaşı ile İkinci Dünya Savaşı arasındaki yıllarda da havacılık endüstrisi büyümeye devam etmiş, İkinci Dünya Savaşı ile birlikte ise hava aracı geliştirme ve üretme konusunda büyük adımlar atılmıştır. İlk jet avcı uçağı ile ilk uzun mesafeli bombardıman uçağı bu dönemde geliştirilmiştir. Boeing, Lockheed, Northrop, ve Douglas gibi birçok uçak şirketi de bu yıllarda kurulmuştur. İkinci Dünya Savaşı'nın bitmesiyle, eski askeri uçaklar insan ve kargo taşımacılığı için kullanılmış ve ticari havacılık gelişmeye başlamıştır. Kısa bir süre içerisinde ise dünyanın farklı bölgelerinde uçuş yapan birçok şirket kurulmuştur [1,4].

Birinci Dünya Savaşı, hava aracı tasarımlarında büyük gelişmelerin yaşanmasını sağlamış, ancak tasarım konusunda yaşanan gelişmeler uçuş kontrol sistemlerinde görülmemiştir. Bu nedenle, bu dönemde hava araçlarının kontrolü ve kararlılığı pilotlar tarafından sağlanmıştır. İlk uçaklarda, uçuş kontrol sistemlerinde mekanik sistemler kullanılmıştır. Pilotun kontrol cihazları (kumanda kolu ve pedal) ile kontrol yüzeyleri arasında bulunan çubuk, kol, kablo, makara ve kasnak gibi sistemler ile doğrudan mekanik bağlantı sağlanmıştır. Fakat bu mekanik sistemlerde uçağı yönlendirmek ve manevra yapmak için gereken kumanda kolu (joystick) ve pedal kuvvetlerinin seviyeleri Wright kardeşler zamanından beri pilotun fiziksel yetenekleriyle sınırlı kalmıştır [6,7]. Mekanik uçuş kontrol sistemleri Şekil 1.2'de gösterilmiştir.

Birinci Dünya Savaşı ve İkinci Dünya Savaşı sırasında yaşanan gelişmeler ve sanayinin büyümesi ile uçakların yetenekleri de artmış, uçaklar daha yüksek hızlarda, daha yükseğe ve daha uzağa uçmaya başlamışlardır. Bununla birlikte, ilk uçakları kontrol etmenin zorlukları ve daha uzun uçuş sürelerine olan ihtiyaç otomatik kontrol sistemlerinin geliştirilmesine neden olmuştur. 1912'de Sperry Gyroscope Company tarafından "Sperry Aeroplane Stabilizer" isimli bir otopilot geliştirilmiştir. 1920'lerde kararlılık türevleri üzerine çalışılmış, hesaplanan türevler uçuş testleri ile doğrulanmıştır. 1930'ların sonlarına doğru klasik kontrol teorisi gelişmeye başlamış,

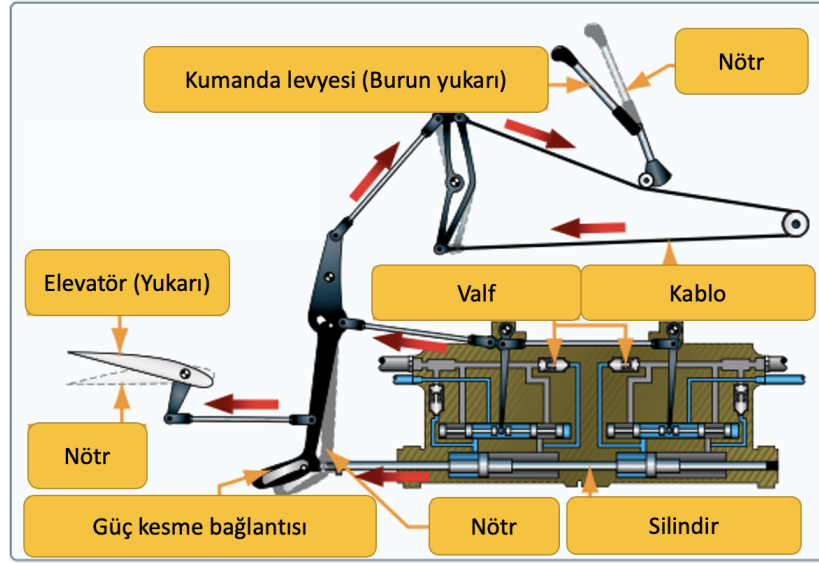
Nyquist, Bode ve Evans gibi bilinen isimler de bu dönemde önemli çalışmalar yapmıştır.



Şekil 1.2 : Mekanik uçuş kontrol sistemi [8].

İkinci Dünya Savaşı sırasında servo mekanizmaların geliştirilmesi ile kontrol teorisinde daha büyük gelişmeler yaşanmıştır. Gece ve kötü hava koşullarında uçuş ihtiyacı ve otomatik kontrolde yaşanan gelişmeler sayesinde, 1947 yılında Douglas C-54 uçağı kalkıştan inişe kadar tamamen otomatik pilotun kontrolünde bir transatlantik uçuş yapmıştır. Hız-irtifa zarfının genişlemesi ve büyük yüklerin taşınması gibi ihtiyaçlar, uçak dinamiklerinde büyük değişikliklere yol açmıştır. Daha büyük ve daha ağır uçakların kullanılmasıyla pilotun kontrol etmesi gereken yükler de artmış ve güçlendirilmiş kontrol yüzeylerine ihtiyaç duyulmuştur. Bunun sonucunda, pilot yükünü azaltmak ve uçuş sırasında pilota yardımcı olmak için uçaklarda mekanik sistemler yerine hidromekanik sistemler kullanılmaya başlanmıştır. Hidromekanik uçuş kontrol sistemleri Şekil 1.3'te gösterilmiştir [7, 8].

1940'larda transfer fonksiyon ve frekans cevabı kavramlarının bilinirliğinin artması ve ilk analog bilgisayarların ortaya çıkmasıyla kararlılık üzerinde yapılan çalışmalar artmıştır. W.R. Evans'ın 1948 yılında yayınladığı köklerin yer eğrisi (root locus) tekniği, kontrol sistemlerinin analizi ve tasarımı için önemli bir gelişme olmuştur. Yine 1940'ların sonuna doğru, uçakların istenen kararlılık özelliklerine sahip olmasını sağlayan kararlılık artırma (stability augmentation) terimi ortaya çıkmıştır. Uçakların yetenekleri arttıkça, kararlılık artırma görevi de daha geniş kapsamlı olacak şekilde değişmiştir [7].



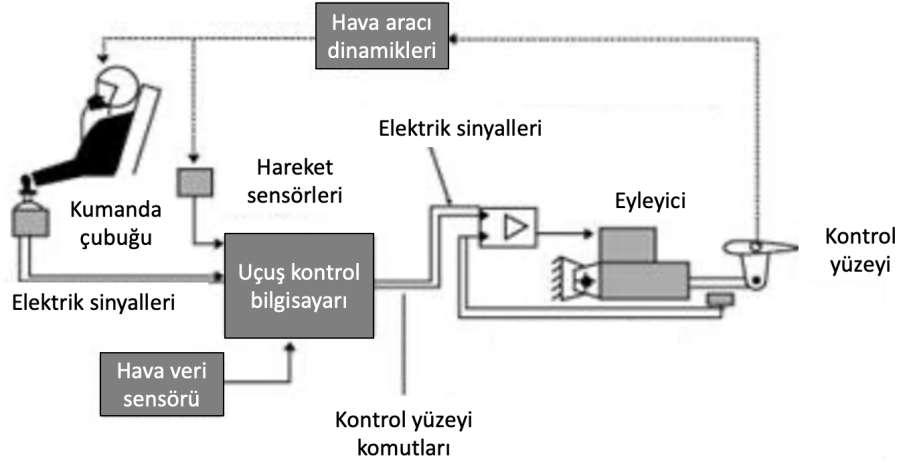
Şekil 1.3 : Hidromekanik uçuş kontrol sistemi [8].

Kontrol teorisinde ve elektrik teknolojisinde yaşanan gelişmeler, uçuş kontrol alanında yeni bir döneme geçilmesini sağlamıştır. Fly-by-wire (FBW) isimli sistem, elektrik teknolojisini, geri besleme teorisini ve bilgisayarları kullanan bir sistemdir. Önceki nesillerde kullanılan mekanik ve hidromekanik uçuş kontrol sistemleri ağırlık, mekanik yetersizlikler ve kararlılık komplikasyonlarından muzdarip olduğundan, FBW sistemler uçağa daha güvenli bir uçuş sağlar. Kontrol yüzeylerini harekete geçirmek için mekanik girdiler yerine elektrik sinyallerini kullanır. Çalışma prensibi, bir kontrol yüzeyinin konumunun sürekli olarak algılanarak uçuş kontrol bilgisayarına geri beslendiği hata kontrolüne dayanır.

Fly-by-wire sistemi, pilotun bir komut vermesiyle başlar ve bu komut analog elektrik sinyaline dönüştürülür. Sinyallerin uçuş kontrol bilgisayarına ulaşmasını sağlamak için birçok elektrik kablosu mevcuttur. Sinyal kontrol yüzeylerini hareket ettiren eyleyici sistemini çalıştırır ve kontrol yüzeylerini hareket ettirdikten sonra, analog sinyal dijital bir sinyale dönüştürülerek kontrol yüzeyinin hareketi bilgisayara geri döndürülür. Mevcut kontrol yüzeyi konumu ile komut tarafından belirlenen istenen kontrol yüzeyi konumu arasındaki fark bilgisayar tarafından analiz edilerek uygun bir düzeltici sinyal elektriksel olarak kontrol yüzeylerine gönderilir [9, 10]. FBW sistemi ve bileşenleri Şekil 1.4'te gösterilmiştir.

FBW uçuş kontrol sistemlerine sahip uçaklar 1970'lerin sonlarında analog uygulama kullanılarak hizmete girmiş, dijital FBW sistemleri ise 1980'lerin sonundan beri

kullanılmaktadır. Concorde analog kontrole sahip ilk FBW uçak olmuştur. Azalan ağırlığın, artırılan güvenilirliğin ve hasar toleransının avantajları ile yüksek manevra kabiliyetine sahip bir uçağın daha etkili kontrolü, ilk olarak askeri uçak tasarımında kabul edilmiş ve mekanik veya hidrolik destek olmadan tüm uçuş kontrolleri için dijital FBW uçuş kontrol sistemine sahip ilk uçak 1973'te F-16 olmuştur.



Şekil 1.4 : FBW uçuş kontrol sistemi [9].

Çeviklik için ihtiyaç duyulan ve nispeten daha kararsız olan askeri jet uçaklarında, FBW sistemler hücum açısındaki veya yana kayma açısındaki istenmeyen artışların tespit edilmesini ve sorun hala küçükken kontrol yüzeylerini ters yönde saptırarak hızlı ve otomatik olarak çözülmesini sağlar. Ayrıca, FBW sistemler son derece güvenilir uçuş zarfı koruma sistemleri sağlar. FBW sistemlerinin başarısı, uygulamanın sivil ulaşım gibi diğer havacılık alanlarına da genişlemesini sağlamıştır. 1984 yılında üretime giren Airbus A320 tamamen dijital FBW kontrol sistemiyle uçan ilk sivil uçak olmuştur [9, 10].

Bir FBW sisteminde, uçuş kontrol bilgisayarıdan kontrol yüzeyine giden sinyal yoluna ileri yol, kontrol yüzeyinden uçuş kontrol bilgisayarına giden sinyal yoluna ise geri besleme yolu denir. Geri besleme sisteminin bir avantajı, uçuş kontrol sisteminin kararlılık özelliklerindeki değişimlere veya bozuculara karşı duyarlılığını azaltmak için kullanılabilmesidir. Kararlılık artırma sistemi (SAS: Stability Augmentation System) ve kontrol artırma sistemi (CAS: Control Augmentation System) FBW uçuş kontrol sistemlerinde kullanılan kontrol sistemleridir. Başlarda kararlılık artırma sistemleri sınırlı yetkiye sahip olup pilotun iş yükünü azaltan yardımcı bir sistem

olarak çalışırken, hızlı ve güvenilir bilgisayarların gelişmesiyle birlikte tam yetkili kontrol ve kararlılık artırma sistemleri kullanılmaya başlanmıştır.

Uçuş kontrol sistemi hava araçlarındaki en önemli sistemlerden biri olup, literatürde uçuş kontrol algoritması tasarımı için doğrusal ve doğrusal olmayan birçok farklı yöntem bulunmaktadır. PID gibi klasik kontrol yöntemlerinin yanı sıra, doğrusal kuadratik regülatör (LQR: Linear Quadratic Regulator), doğrusal kuadratik gauss kontrolü (LQG: Linear Quadratic Gauss), H_∞ optimal kontrol, özyapı atama (eigenstructure assignment), μ sentezi, doğrusal olmayan dinamik tersleme (NDI: Nonlinear Dynamic Inversion) gibi modern yöntemlerin kullanıldığı birçok çalışma mevcuttur. [11]'de uçuş kontrol yöntemlerinin endüstride kullanımları özet halinde açıklanmıştır.

Hava araçları doğrusal olmayan dinamiklere sahip olduğundan, doğrusal olmayan uçuş kontrol yöntemlerinin kullanılması gerçek sistem dinamiklerinin daha iyi kontrol edilmesine olanak sağlar. Doğrusal olmayan dinamik tersleme gibi geri besleme doğrusallaştırması temelli yöntemler, geri adımlamalı kontrol (BSC: Back Stepping Control), kayan kipli kontrol (SMC: Sliding Mode Control) gibi yöntemler uçuş kontrolü için sıklıkla tercih edilen doğrusal olmayan kontrol yöntemleri arasındadır.

1.1 Tezin Amacı

Uçuş kontrol sistemlerinin tasarımı, uçak dinamiklerinin uçuş koşullarına göre değişmesinden dolayı doğrusal olmayan bir kontrol problemidir. Uçak dinamiklerinin değişimi sebebiyle, dinamik bir mod bir uçuş koşulu için kararlı iken, başka bir uçuş koşulunda kararsız olabilir. Osilasyonlu modlar, pilotun uçağı kontrol etmesini zorlaştırır. Özellikle savaş uçakları manevra kabiliyetleri ve saldırı kabiliyetleri nedeniyle doğaları gereği kararsız olduklarından, bu durum kritik sonuçlara sebep olabilir.

Komutların takip edilmesi, kararlılığın sağlanması gibi görevler uçuş kontrol sistemleri tarafından gerçekleştirilmektedir. Uçuş kontrol sistemleri, geleneksel olarak, doğrusallaştırılmış dinamiklere ve doğrusal kontrol yöntemlerine dayalı olarak tasarlanmaktadır. Bu yaklaşım, sistem dinamiğindeki doğrusal olmayan durumları ihmal etmeye dayanmaktadır. Fakat geniş uçuş zarfı, yüksek hücum açısı ve

yüksek açısal hızlara sahip modern uçakların giderek artan yüksek performansı göz önünde bulundurulduğunda, uçak dinamiklerindeki doğrusal olmama durumu göz ardı edilemeyecek hale gelmektedir. Doğrusal tasarımlar geçmişte oldukça başarılı olsa da, bu gibi durumlarda doğrusal kontrol yetersiz çalışabilir veya sistem doğrusal olmama durumlarını telafi edemediği için sistem kararsız hale gelebilir. Bu doğrusal olmama durumlarına yanıt vermek ve tatmin edici uçuş performansı ve uçuş kalitesi elde edebilmek için, doğrusal olmayan uçuş kontrol sistemleri uçak dinamiklerindeki doğrusal olmama durumlarını hesaba katar.

Doğrusal kontrol teknikleri iyi bilinmesine ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerine kıyasla kararlılığı sağlamak nispeten daha kolay olmasına rağmen, uçuş dinamikleri doğrusal olmadığı için, doğrusal bir model kullanmak model uyumsuzluğu olasılığını artırır. Doğrusal olmayan yöntemlerle uçuş kontrol yöntemlerinin geliştirilmesi, gerçek sistem dinamiklerine kontrolörün daha yakın olmasını sağlar. Doğrusal olmayan kontrol problemi, doğrusal kontrol problemlerine göre daha karmaşık olmasına rağmen, son yıllarda doğrusal olmayan kontrol alanında önemli ilerlemeler kaydedilmiştir.

Bu tez çalışmasının temel amacı, doğrusal olmayan bir hava aracı modeline doğrusal olmayan dinamik tersleme tabanlı dayanıklı uçuş kontrol algoritmaları tasarlamak ve tasarlanan farklı doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini karşılaştırmaktır. Bu amaç doğrultusunda, F-16 savaş uçağının doğrusal olmayan matematiksel modeli MATLAB/Simulink ortamında oluşturulmuş ve havacılık alanında oldukça popüler bir yöntem olan doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol algoritması tasarımı yapılmıştır. Ardından, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol algoritmasının dayanıklılığın artırılması için PI, artırılmış doğrusal olmayan dinamik tersleme ve kayan kipli kontrol gibi farklı kontrol yöntemleri ile çalışmalar yapılmıştır. Son olarak, tasarlanan kontrol yöntemlerinin referans takip başarısı ve parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılıkları karşılaştırılmıştır.

1.2 Tarihsel Gelişim ve Literatür Özeti

Bu bölümde ilk olarak uçuş kontrol sistemlerinin tarihçesinden kısaca bahsedilmiştir. Ardından, tez çalışmasında kullanılan temel yöntemler olan doğrusal olmayan

dinamik tersleme, artırımı doğruşal olmayan dinamik tersleme ve kayan kipli kontrol yöntemlerinin literatür özetleri verilmiştir.

1.2.1 Uçuş kontrol sistemleri

Uçuş kontrol sistemi, bir hava aracının hassas ve güvenli uçuşmasını sağlayan mekanik ve elektronik ekipmanlardır. Uçuş kontrol sistemlerinin daha iyi kararlılık ve kontrol sağlayarak uçuş performansını iyileştirmede oynadığı hayati rol uçuş kontrol sistemlerinin yüz yıldan uzun süredir hızla gelişmesini sağlamaktadır. Hava araçlarına sağladığı sayısız fayda nedeniyle de oldukça ilgi çekici bir konu olmaya devam etmektedir.

İlk nesil uçaklar, gelişmiş kontrol sistemlerine doğru ilerlemeyi başlatan öncü teknolojilere sahiptir. 1903 yılında ilk motorlu uçak olan Wright Kardeşler'in uçağı ile birlikte havacılık sektörü gelişmeye başlamış, Wright Flyer'daki dümen ve elevatörlerin tasarımı, kararlılık ve kontrole izin vermiştir. Birinci Dünya Savaşı sırasında en popüler uçaklardan biri İngiliz Avro 504 olmuştur. Bu uçak günümüz uçaklarına benzer şekilde, tek bir kontrol çubuğuna, ayak pedallarına ve bir koltuğa sahiptir [6].

Havacılık sektörü olgunlaştıkça, daha büyük ve daha hızlı uçaklar üretilmiştir. Pilotların ihtiyaç duyduğu kontrol gücünü sağlayabilmek için de daha karmaşık kontrol sistemleri tasarlanmaya başlanmıştır. Mekanik kontrollü ilk uçaklarda pilotlar kollarının veya bacaklarının gücüyle kontrol yüzeylerini doğrudan hareket ettirmiş ve bu kontrol yüzeylerinin hareketine karşı direnci hissetmiştir. İlk başta, mekanik uçuş kontrol sistemlerinin karmaşıklığını, ağırlığını ve sınırlamalarını azaltmak için hidromekanik tasarımlar kullanılmış, uçaklar daha gelişmiş hale geldikçe, elektrik kabloları, dijital bilgisayarlar veya fiber optik kabloların kullanımına geçilmiştir [8].

Birinci Dünya Savaşı'ndan bu yana askeri uçaklar gelişim göstermiş, askeri uçakların hızı ses altı hızlardan süpersonik hızlara yükseldiğinden ve manevra kabiliyetini artırmak için kararsız tasarlandığından, yeni ve modern uçuş kontrol sistemlerinin geliştirilmesine ihtiyaç olmuştur. Askeri uçaklardaki uçuş kontrol sistemleri için ilk büyük adım, çok yedekli bir sistem olarak tasarlanan fly-by-wire uçuş kontrolü olmuştur. 1972 yılında NASA'nın Dryden Uçuş Araştırma Merkezi'nde, mekanik bir yedeği olmayan ilk dijital uçuş kontrol sistemi başarıyla kullanılmıştır [12].

FBW sistemlerinin gelişimindeki önemli bir adım da, General Dynamics tarafından geliştirilen, başarısı kanıtlanmış, kompakt, tek motorlu, çok maksatlı bir savaş uçağı ve ilk FBW savaş uçağı olan F-16 Fighting Falcon'dur. 1976'da, F-16'nın ilk uçuşundan bu yana, yüksek manevra kabiliyetine sahip havadan havaya muharebe ve havadan karaya saldırı uçağı, nispeten düşük bir maliyetle çok yönlü görev ve yüksek performans sağlamıştır. Manevra kabiliyetini artırmak için, F-16 aerodinamik olarak dengesiz veya rahat statik stabiliteye (RSS) sahip olacak şekilde tasarlanmıştır [12].

1990'lardan önce, sabit kanatlı uçakların neredeyse tüm uçuş kontrol sistemleri klasik, doğrusal kontrol yöntemlerine dayalı olarak geliştirilmekteydi [11]. Bu doğrusal kontrol yöntemleri, uçuş zarfının küçük bir bölümünde elde edilen doğrusal bir model için tasarlanmaktadır. Tatmin edici bir kontrolör elde etmek için, uçuş zarfı birkaç parçaya bölünerek zarfın her bir parçası için ayrı doğrusal kontrolörler tasarlanır. Daha sonra, bu doğrusal kontrolörlerin enterpolasyonu ile kazanç çizelgeleri tasarlanır ve böylece tüm uçuş zarfı için kontrolör elde edilir.

Doğrusal olmayan sistemlere doğrusal kontrol yöntemleri tasarlamak için kazanç programlama (gain scheduling) standart bir yöntem olarak kabul edilmekte olup, bu yöntem oldukça yaygın kullanılmaktadır ve başarılı uygulamalara sahiptir. Fakat bu yöntemle kontrolör zarfın küçük bir bölgesinde tasarlandığı için bu alanın dışında kontrolörün başarısı garanti edilememekte ve gerçekte karşılaşılan doğrusal olmama durumları, belirsizlikler ve bozucular nedeniyle performans düşüşüne neden olmaktadır. Ayrıca, bu yöntemlerin tasarımı, programlama ve yineleme güçlükleri nedeniyle maliyetlidir [13–16].

Klasik yöntemler uzun yıllar boyunca yaygın olarak kullanılmış ve nominal koşullarda tatmin edici sonuçlar vermiş olsa da, yerel doğrusallaştırmalara ve kazanç programlamaya dayalı oldukları için maliyetli ve performansları sınırlıdır. Maliyetli kazanç programlama prosedürünü kullanmamak için, son yıllarda alternatif doğrusal olmayan kontrol mimarileri araştırılmış ve çalışılmıştır. Bu mimariler, uçuş alanının daha geniş bir bölgesinde geçerli olmalarına izin veren doğrusal olmayan denklemler kullanır. Bu kontrol yaklaşımlarının örnekleri, doğrusal olmayan dinamik tersleme, kayan kipli kontrol, geri adımlamalı kontrol, sinir ağları (NN: Neural Networks) ve bulanık mantık (FL: Fuzzy Logic) kontrolüdür [13, 17].

1.2.2 Doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi

Geribeslemeli doğrusallaştırma (feedback linearization) yönteminin özel bir çeşidi olan doğrusal olmayan dinamik tersleme günümüzde en çok uygulanan doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden biridir. Ayrıca, [18]'e göre, NDI şu anda özellikle askeri uygulamalarda en çok uygulanan çok değişkenli kontrol yöntemidir. NDI'nın temel avantajları, kazanç programlamaya ihtiyaç duymaması ve doğrusal olmayan durumları doğrudan kontrol yasasına dahil etmesidir [14]. Bununla birlikte, en önemli dezavantajı ise model uyumsuzluklarının ve ölçüm hatalarının performansı düşürmesi ve hatta kararsız durumlara yol açabilmesidir [19].

Uçuş kontrolünde, özellikle geniş uçuş zarflarına sahip yüksek performanslı hava araçları için giderek popülerleşen bir yöntem olan NDI, Boeing F-18 HARV, Lockheed Martin F-35 Lightning II ve Boeing X-36 gibi hava araçlarında uygulanmıştır [20,21]. Bugajski ve Enns [14,22]'de F-18 HARV'a yüksek hücum açılı bir uçuş için yaptıkları çalışmayı sonuçlarıyla paylaşmışlardır. X-35 programı, dinamik tersleme tabanlı bir kontrol yasası kullanmış, Bordignon ve Beesolo [23]'te Lockheed Martin Müşterek Taarruz Uçağının (X-35B) Kısa Kalkış ve Dikey İniş (STOVL: Short Take-Off and Vertical Landing) varyantında kontrol yapısı için kullanılan NDI algoritmasını anlatmışlardır. Özellikle F-35 Lightning II, NDI uçuş kontrolörlerinin faydasını ve etkinliğini operasyonel olarak kanıtlamıştır. NASA'nın X-38 Mürettebat Kurtarma Aracı programı için NDI kontrol sistemi çözüm olarak önerilmiştir. NASA tarafından yayınlanan [24], X-38 projesindeki otonom bir uçuş test aracına doğrusal olmayan dinamik tersleme uçuş kontrol sisteminin uygulamasını özetlemektedir. Ito, Georgie, Valasek ve Ward, [25]'te X-38 hava aracında dinamik tersleme yönteminin kullanımını anlatmışlardır.

Yüksek hücum açılı manevra kontrolü için tercih edilen bir yöntem olan NDI, [22]'de Bugajski ve Enns tarafından NASA'nın test aracı olan HARV üzerinde uygulanmıştır. Snell, Enns ve Garrard [26]'da süper manevra kabiliyetli bir uçak için NDI kontrol algoritması tasarımını yavaş ve hızlı dinamikleri kontrol edecek şekilde yapmış, Albostan ve Gökaşan ise benzer bir çalışmayı [27]'de F-16 uçak modeli üzerinde denemişlerdir. Yüksek manevra kabiliyetli uçaklardaki çalışmalara diğer bir örnek ise [28] verilebilir.

NDI kontrol algoritması ile farklı hava araçlarında ve uzay araçlarında çalışmalar yapılmıştır. Miller, F/A-18 uçağının test platformu olan FAST platformu için dinamik tersleme yöntemini temel kontrolör olarak kullanmıştır [29]. [30]'da F35 hava aracı üzerinde NDI kontrol sistemi çalışması yapılmıştır. Karlsson doğrusal olmayan dinamik tersleme yönteminin insansız hava araçlarına nasıl uygulanabileceği ile ilgilenmiş ve SAAB'ın geliştirmekte olduğu insansız hava aracı SHARC için NDI kontrol yöntemini kullanarak simülasyonlar gerçekleştirmiştir [31]. İnsansız hava araçlarında NDI kullanımının diğer örnekleri [32, 33]'te, döner kanatlı hava araçlarındaki bazı NDI çalışmaları ise [34, 35]'te bulunabilir. [36, 37]'de ise uzay araçlarında yapılan bazı örnek çalışmalar mevcuttur.

Literatürde NDI kontrol yasaının dezavantajı olan dayanıklılık problemine çözüm getirmek üzerine yapılan birçok çalışma mevcuttur. Zeng, sivil taşımacılık uçağı Boeing 747 için doğrusal olmayan bir dinamik tersleme kontrolörü geliştirilmiş, ardından performansı artırmak için uyarlamalı hale getirdiği bir çalışma yapmıştır [38]. Reiner, Balas ve Garrad [39]'da μ sentezi yöntemi ile NDI yöntemini birleştirerek, dayanıklı bir uçuş kontrol tasarımı yapmışlardır. [40]'ta belirsizliklere karşı dayanıklılık sağlamak için bulanık mantık kullanılmıştır. [41] ve [36]'da kayan kipli kontrol ile NDI'nın birlikte kullanıldığı çalışmalar mevcuttur. [42]'de ise sinir ağları NDI'nın dayanıklılık sorunu için kullanılmıştır.

Dayanıklılığı artırmak için yaygın olarak kullanılan diğer bir yöntem ise uyarlamalı kontrol olup, literatürde pek çok çalışmaya rastlanmıştır. Harris, F-16 hava aracı modelini kullanarak NDI kontrol algoritması tasarımı yapmış, aynı çalışmada, uyarlamalı kontrol ile NDI algoritmasını birleştirerek uyarmalı NDI yöntemi tasarımları yapmıştır [20, 21]. [20]'de NDI kontrol algoritmasının uyarlamalı hali hem MRAC (Model Reference Adaptive Control) yöntemi hem de L1 uyarlamalı kontrol yöntemi ile tasarlanmıştır. [7]'de hem sinir ağları hem de MRAC tabanlı NDI yer almaktadır. L1 uyarlamalı kontrol yönteminin NDI ile kullanıldığı bazı çalışmalara [43] ve [44] örnek gösterilebilir.

1.2.3 Artırımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi

Artırımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi, NDI tabanlı bir yöntem olup NDI algoritmasının dayanıklılık sorununa alternatif bir çözüm olması amacıyla

türetilmiştir. NDI kontrol algoritmasının avantajlarını korurken, modele bağlılığını azaltarak dayanıklılığı artıran bir yöntemdir [15].

1998 yılında ilk kez Smith basitleştirilmiş (simplified) NDI adıyla doğası gereği daha sağlam olan bu yöntemi ortaya atmıştır [45]. 2000 yılında Bacon ve Ostroff tarafından [46]'da açısal ivmelerin geri besleme kavramı artımlı bir form uygulanarak değiştirilmiş (modified) NDI adıyla sunulmuştur. Şu anki bilinen adı ise, artımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme isminin kontrol yasasının tasarım metodolojisini daha iyi tanımlaması nedeniyle [19]'da önerilmiştir.

INDI kontrol yasasının performansı, bazı projeler kapsamında yapılan uçuş testleri ile gösterilmiştir. Bunlardan bazıları VAAC Harrier [47], bir mikro hava aracı [48] ve Delft Teknoloji Üniversitesi'ne ait PH-LAB Cessna Citation II'nin [49] testleridir. INDI yöntemi ile ilgili çalışmalar bulunduğu günden beri devam etmekte olup, NDI ile karşılaştırıldığında umut verici sonuçlar gösterse de, INDI üzerindeki teorik çalışmalar hala geliştirilmektedir [15].

Sabit kanatlı hava araçları için INDI kontrol algoritmasını, Ekeren bir İHA platformuna [50], Kumtepe F-16 modeline [51], van't Veld PH-LAB Cessna Citation deneysel hava aracı modeline [15] ve Bhardwaj F-16 modeline [52] uygulamışlardır. Grondman [49] ise Cessna Citation deneysel hava aracına INDI tabanlı kontrol algoritmasını uygulayarak uçuş test sonuçlarını paylaşmışlardır. Döner kanatlı hava araçlarında da INDI kontrol sistemi tasarımı ile ilgili birçok çalışma mevcuttur. Simplicio [53,54]'te, Silva [55]'te, Smeur [48]'de INDI yöntemi ile tasarladıkları uçuş kontrol sistemlerini anlatmışlardır.

INDI yönteminin uyarlamalı kontrol ile bazı uygulamaları da bulunmaktadır. Bunlara örnek olarak [52], [56] ve [17] verilebilir.

Bu çalışmaların haricinde, van't Veld [15]'te ve van Kampen [54]'te INDI yönteminin kararlılık ve dayanıklılık analizleri ile ilgili çalışmalar yapmışlardır.

1.2.4 Kayan kipli kontrol yöntemi

Değişken yapıli kontrolün (VSC: Variable Structure Control) bir türü olan kayan kipli kontrol, bozuculara, modelleme ve parametre belirsizliklerine karşı dayanıklı olan doğrusal olmayan bir kontrol yöntemidir.

Değişken yapıli kontrol sistemleri, 1960'ların başında Rusya'da Emelyanov ve Barbashin'in öncü çalışmaları ile geliştirilmeye başlanmış ancak Utkin'in araştırma makalesinin [57] İngilizce olarak yayınlandığı 1970'lerin ortalarına kadar Rusya dışında ortaya çıkmamıştır. SMC tasarım teknikleri, 1977'de Utkin'in araştırma makalesi gibi İngilizce yayınlanan ilk çalışmalardan sonra geliştirilmeye başlanmış ve o zamandan beri SMC tekniklerinin hem doğrusal hem de doğrusal olmayan sistemlerde kullanımına yönelik birçok çalışma yapılmıştır.

Belirsizliklere ve modelleme hatalarına karşı SMC'nin dayanıklı olduğu bilinmektedir. SMC'nin dayanıklılık özelliğı, doğrusal sistemler için iyi bilinmekte olup belirli doğrusal olmayan sistem türleri için de SMC'nin dayanıklılığı ile ilgili çalışmalar mevcuttur. Doğrusal olmayan sistemler için SMC çalışmalarından bazıları [58] ve [36]'da verilmiştir.

SMC hakkında birçok çalışma yapılmış olup, 1999 yılında yayınlanan [59], temel tasarım çözümlerini özetleyen ve çatırdama probleminin etkisini anlatan bir rehberdir. Ayrıca, havacılık alanında da SMC yöntemi farklı kontrol problemlerine uygulanmıştır. Uzay aracı kontrolü [60] ve hava aracı uçuş kontrolü [61–63] bunlardan bazılarıdır. Uçak kontrolünde de farklı amaçlar için pek çok çalışmaya rastlanmıştır. Örneğın, [61] doğrusallaştırılmış uçak modeli için, [62] uçağın yanal hareketi için ve [64,65] uçağın yunuslama hareketi için uygulanmış SMC tasarımlarıdır.

SMC yönteminde dikkat edilmesi gereken noktalardan biri de çatırdama fenomenidir. Çatırdama problemi SMC'nin performansını etkileyecek en önemli sorunlardan biri olarak görüldüğünden, oldukça ilgi çeken bir konudur. Çatırdama etkilerinin üstesinden gelmek için [66] ve [59] gibi birçok çalışma yapılmıştır.

Literatürde SMC yönteminin farklı kontrol teknikleri ile birleştirilerek kullanıldığı çalışmalara rastlanmıştır. Uyarlamalı kontrol ile SMC'nin birlikte kullanımı buna bir örnektir. Uyarlamalı SMC çalışmalarından bazıları [67,68]'de bulunabilir. [69]'da ise SMC uyarlamalı kontrol ve bulanık mantık ile birlikte kullanılmıştır.

Bunun haricinde, [41]'de kayan kipli kontrol temelli bir dyanmik ters çevirme kontrol sistemi önerilmiştir. Burada SMC'nin dayanıklı yapısından faydalanılarak, dayanıklı

bir dinamik tersleme yöntemi tasarlanmıştır. [36]'da ise aynı yazarlar doğrusal olmayan sistem için benzer bir yöntem uygulamışlardır.

1.3 Tezin Organizasyonu

Bu tez çalışması yedi bölümden oluşmaktadır. İlk bölümde giriş yapılmış, ardından tezin amacı, literatür özeti ve tezin organizyonu verilmiştir.

İkinci bölüm, hava aracı dinamiklerinin ve F-16 hava aracının matematiksel modelinin anlatıldığı bölümdür. Hava aracı modeli anlatılmadan önce eksen sistemlerinden ve dönüşümlerinden bahsedilmiştir.

Üçüncü bölümde, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi detaylı bir şekilde anlatılmıştır. İstenen dinamikler, zaman ölçeği ayrımı, kontrol değişkeni seçimi ve dayanıklılık gibi konular da alt başlıklarda açıklanmıştır. Yöntemin dayanıklılığını artırmak için bir PI kontrolör kullanılmış ve sonuçlar paylaşılmıştır.

Dördüncü bölümde, doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemine dayalı bir kontrol metodu olan artırılmış doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi açıklanmıştır. Yöntemin dayanıklılığı incelenerek, NDI ile farklılaştığı noktalar verilmiştir.

Beşinci bölümde, önce kayan kipli kontrol yöntemi açıklanmış, ardından üç farklı tasarım yöntemi verilerek yöntemler karşılaştırılmıştır. Doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi ile kayan kipli kontrol yönteminin birlikte kullanıldığı bir kontrol sistemi anlatılmıştır. Çatırdama problemine ve çözüm önerilerine değinilmiştir.

Altıncı bölümde, tasarlanan kontrol yöntemlerinin referans takip sonuçları ve parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılıkları karşılaştırılmıştır.

Son bölümde ise, yapılan çalışmalar özetlenmiş ve elde edilen sonuçlar paylaşılmıştır. İleriki çalışmalar için önerilere yer verilmiştir.



2. HAVA ARACI UÇUŞ DİNAMİKLERİ VE MODELLEMESİ

Bu bölümde, ilk olarak hava aracı modeli oluşturulmadan önce bilinmesi gereken eksen sistemleri ve eksen sistemlerinin birbirlerine dönüşümleri için kullanılan dönüşüm matrisleri anlatılmıştır. Ardından, F-16 hava aracı kısaca tanıtılmış ve Simulink modeli oluşturulurken gerekli olacak F-16 hava aracına ait geometrik ve kütsel parametreler tablo olarak paylaşılmıştır. Son olarak, MATLAB/Simulink ortamında oluşturulan F-16 hava aracının doğrusal olmayan altı serbestlik dereceli matematiksel modeli alt sistemleriyle ve Simulink görselleriyle birlikte detaylı olarak açıklanmıştır.

2.1 Eksen Sistemleri

Hava aracı matematiksel modeli geliştirilmeden önce uygun bir temel oluşturmak gerekir. Bu temel, hareket denklemlerinin düzenli bir şekilde geliştirilebileceği matematiksel bir çerçeve içerir. Hava aracı hareketleri genellikle uygun koordinat sistemine göre seçilmiş ilgili değişkenler ile tanımlanır [70].

Hava araçlarının davranışlarının anlaşılması için hava aracı hareket denklemlerinin anlaşılması ve bilinmesi esastır. Hareket denklemlerinin doğru bir şekilde geliştirilebilmesi için de koordinat sistemlerini anlaşılması ve uygun koordinat sisteminin seçimi önemli bir rol oynar.

Temel olarak, biri yeryüzünde, diğerleri ise hava aracının üzerinde olan dört tane eksen sistemi vardır. Bunlar, atalet eksen sistemi olarak da kabul edilen Dünya'ya sabitlenmiş Dünya eksen sistemi ile uçağa sabitlenmiş gövde eksen sistemi, kararlılık eksen sistemi ve rüzgar eksen sistemidir. Eksen sistemlerinin her biri, aerodinamik kuvvetler, ağırlık ve itki gibi belirli bir kuvveti tanımlamak için uygun olmaları açısından faydalıdır.

Eksen sistemlerinin birbirleriyle olan ilişkilerini gözlemleyebilmek veya bir kuvveti farklı bir eksen sisteminde ifade edebilmek için dönüşüm denklemleri kullanılarak eksen sistemlerinin arasında dönüşüm yapılabilir [71, 72].

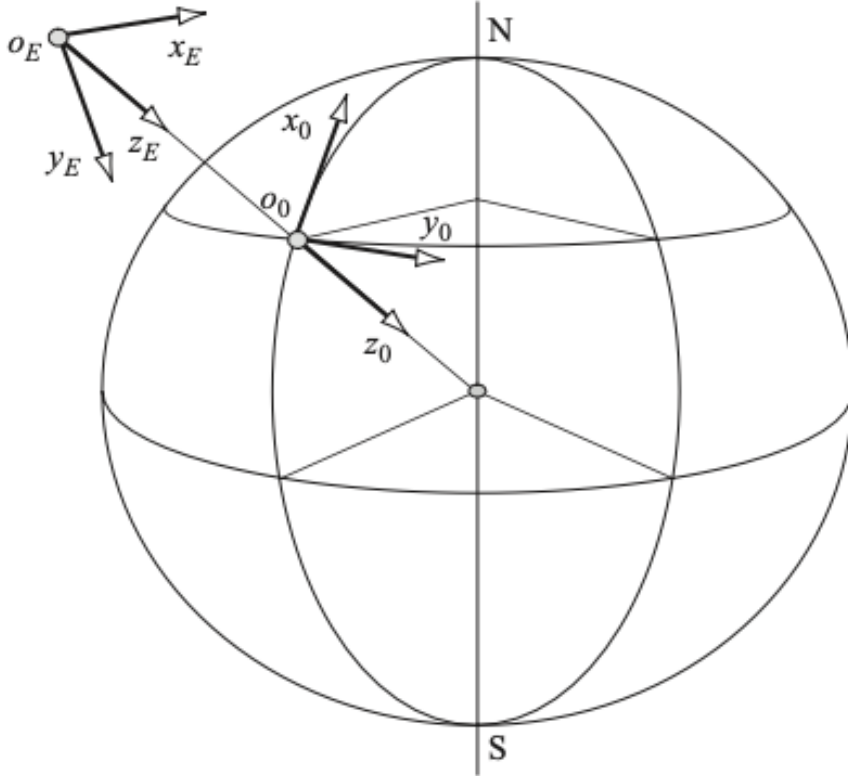
2.1.1 Dünya eksen sistemi

Dünya eksen sistemi (Earth axis system), z eksenini Dünya'nın merkezine bakacak şekilde Dünya'ya sabitlenmiş bir eksen sistemidir. Dünya eksen sistemini tanımlamak için Dünya yüzeyinde bir referans noktası (o_0) alınır. Dünya yüzeyindeki o_0 referans noktası sağ el kuralına uygun olarak ortogonal bir eksen sisteminin orijini olup, x_0 kuzeyi, y_0 doğuyu ve z_0 ise yerçekimi vektörü boyunca dikey olarak aşağıyı göstermektedir. $x_0 - y_0$ düzlemi ise, dünyanın yüzeyine teğet olan yerel yatay düzlemi tanımlamaktadır [73].

Dünya eksen sisteminin x eksenini ve y eksenini ortogonaldır ve merkezi uçağın ağırlık merkezinde olacak şekilde yerel yatay düzlemde bulunur. Dünya eksen sisteminin x eksenini (x_E) kuzeyi (north), y eksenini (y_E) doğuyu (east) ve z eksenini (z_E) aşağıyı (down) gösterecek şekilde tanımlanır [71].

Dünya eksen sistemi, özellikle yerçekimi etkilerini, irtifayı, yatay mesafeyi ve uçağın yönünü ifade etmek için kullanılır [74].

Dünya eksen sistemi Şekil 2.1'de görülmektedir.



Şekil 2.1 : Dünya eksen sistemi [70].

2.1.2 Gövde eksen sistemi

Gövde eksen sistemi (Body axis system), merkezi uçağın ağırlık merkezinde olacak şekilde uçak gövdesine sabitlenmiş bir eksen sistemidir ve uçağa göre hiçbir zaman değişmez. Genellikle, gövde eksen sisteminin x eksenini (x_B) uçağın ağırlık merkezinden uçağın burnuna doğru, y eksenini (y_B) uçağın ağırlık merkezinden uçağın sağ kanadına doğru ve z eksenini (z_B) uçağın ağırlık merkezinden sağ el kuralına uyacak şekilde uçaktan aşağı doğru olacak şekilde tanımlanmaktadır. Gövde eksen sistemi, dünya eksen sistemine paralel olup, aralarındaki fark x ekseninin kuzey yönünü değil hava aracının burnunu göstermesidir.

Gövde eksen sistemi uçağa sabit olduğundan, momentleri ve ataletin oluşturduğu etkileri bu eksen sisteminde belirlemek nispeten daha kolaydır [71].

2.1.3 Kararlılık eksen sistemi

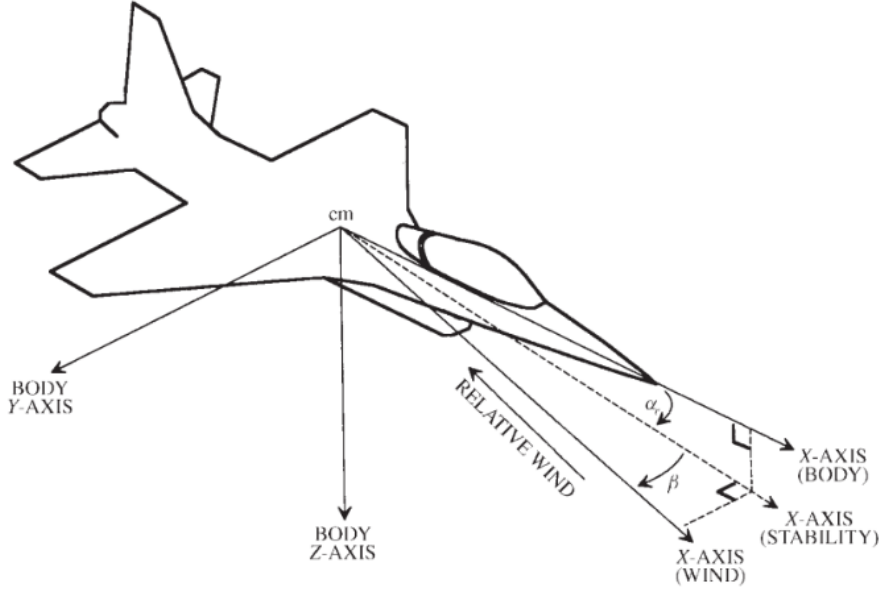
Kararlılık eksen sistemi (Stability axis system), gövde eksen sisteminin y eksenini (y_B) etrafında hücum açısı (α) kadar döndürülmesi sonucu oluşmaktadır. Yani kararlılık eksen sistemi x eksenini (x_S), bağlıl rüzgarın uçağın $x - z$ düzlemi üzerindeki izdüşümünün yönünü göstermektedir. Gövde eksen sistemindeki gibi, kararlılık eksen sisteminin merkezi de uçağın ağırlık merkezinde kabul edilir, y eksenini (y_S) uçağın ağırlık merkezinden sağ kanadına doğru ve z eksenini (z_S) sağ el kuralına uyacak şekilde tanımlanmaktadır.

Kararlılık eksen sistemi, özellikle aerodinamik kaldırma ve sürükleme kuvvetlerini tanımlamak için kullanılır [71].

2.1.4 Rüzgar eksen sistemi

Rüzgar eksen sistemi (Wind axis system), kararlılık eksen sistemine benzer bir eksen sistemidir. Rüzgar eksen sisteminin merkezi de uçağın ağırlık merkezinde olup, kararlılık eksen sisteminin z eksenini (z_S) etrafında yana kayma açısı (β) kadar döndürülmesi ile oluşur. Böylece, rüzgar eksen sisteminin x eksenini (x_W) doğrudan bağlıl rüzgarla hizalanır. Uçak simetri düzlemine ($x - z$) göre kayma açısı sıfır olduğunda kararlılık eksen sistemi ile rüzgar eksen sistemi aynı olur.

Uçağa sabit eksen takımları olan gövde, kararlılık ve rüzgar eksen sistemleri şekil 2.2’de verilmiştir [7].



Şekil 2.2 : Gövde, kararlılık ve rüzgar eksen sistemleri [7].

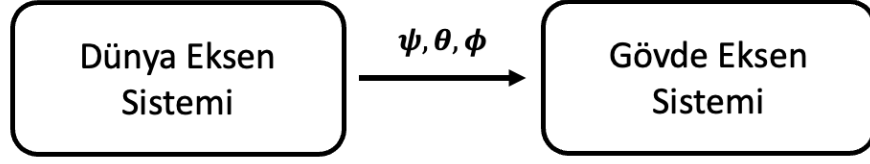
2.1.5 Eksen sistemi dönüşümleri

Önceki bölümde belirtildiği üzere, belirli vektörlerin belirli bir eksen sisteminde ifade edilmesi uygundur. Bu vektörler belirli bir eksen sisteminde uygun bir şekilde ifade edilse de, hareket denklemleri oluşturulurken hepsinin aynı eksen sisteminde ifade edilmesi gerekir, dolayısıyla bir vektörün bir eksen sisteminden diğerine nasıl dönüştürüleceğinin bilinmesi oldukça önemlidir.

Dünya eksen sisteminden gövde eksen sistemine dönüşüm yapılırken Euler açıları kullanılır. Euler açıları, sapma açısı (ψ), yunuslama açısı (θ) ve yuvarlanma açısı (ϕ) olarak ifade edilir. Euler açıları ile dönüş yapılırken denklem 2.1'deki aralıklar geçerlidir.

$$\begin{aligned} 0 &\leq \psi \leq 360 & [deg] \\ -90 &\leq \theta \leq 90 & [deg] \\ -180 &\leq \phi \leq 180 & [deg] \end{aligned} \quad (2.1)$$

Bir vektör, Dünya eksen sisteminden gövde eksen sistemine sırası ile z eksen, y eksen ve x eksen etrafında üç ardışık dönüş ile dönüştürülebilir (Şekil 2.3). Euler açısı rotasyonlarının sırası oldukça önemlidir. Dönüş sırası farklı yapılırsa dönüşüm matrisi farklı olacaktır.



Şekil 2.3 : Dünya ve gövde eksen sistemi dönüşümü.

Dünya eksen sistemindeki bir vektör (F_E) sırasıyla ψ , θ ve ϕ açıları etrafında döndürüldüğünde 2.2, 2.3 ve 2.4'te gösterilen rotasyon matrisleri elde edilir.

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

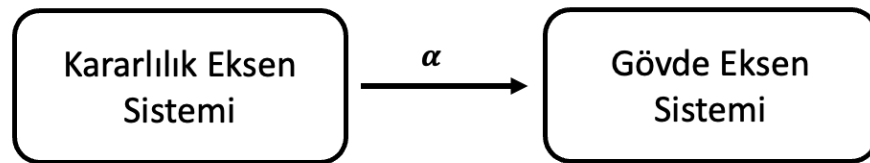
$$\begin{bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Bu üç rotasyon matrisi sırasıyla $R_3(\psi)$, $R_2(\theta)$, $R_1(\phi)$ olarak ifade edilirse, denklem 2.5 ile dünya eksen sistemindeki bir vektörü (F_E) gövde eksen sistemine (F_B) dönüştüren rotasyon matrisi elde edilir.

$$F_B = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi)F_E \quad (2.5)$$

Kararlılık eksen sistemindeki vektörlerin gövde eksen sistemine dönüşümü önemlidir. Bunun sebebi ise, aerodinamik kuvvetlerin ifade edildikleri eksen sistemlerinden gövde eksen sistemine dönüştürülmesidir. Kararlılık eksen sisteminden gövde eksen sistemine Şekil 2.4'te gösterildiği gibi hücum açısı (α) ile dönüşüm yapılır.

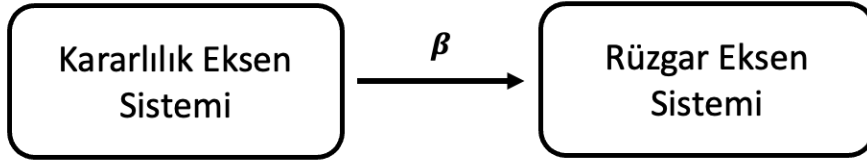


Şekil 2.4 : Kararlılık ve gövde eksen sistemi dönüşümü.

Kararlılık eksen sisteminde tanımlı aerodinamik kuvvetler (F_{A_S}) gövde eksen sistemine (F_{A_B}) denklem 2.6'da verildiği gibi dönüştürülebilir.

$$\begin{bmatrix} F_{A_x} \\ F_{A_y} \\ F_{A_z} \end{bmatrix}_B = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{A_x} \\ F_{A_y} \\ F_{A_z} \end{bmatrix}_S \quad (2.6)$$

Kararlılık eksen sisteminden rüzgar eksen sistemine ise yana kayma açısı (β) ile dönüşüm yapılır (Şekil 2.5).



Şekil 2.5 : Kararlılık ve rüzgar eksen sistemi dönüşümü.

Kararlılık eksen sistemi ile rüzgar eksen sistemi arasındaki rotasyon matrisi denklem 2.7'deki gibidir.

$$\begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix}_W = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{bmatrix}_S \quad (2.7)$$

2.2 F-16 Hava Aracı

Tez çalışması kapsamında hava aracı olarak F-16 savaş uçağı kullanılmıştır. 1970'lerin başında tasarlanan F-16 hava aracı, giderek ağırlaşan ve manevra kabiliyeti olmayan savaş uçaklarına alternatif olarak tasarlanmıştır. F-16 hava aracı, hafif savaş uçağı (lightweight fighter) projesi kapsamında Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri için General Dynamics tarafından geliştirilen tek jet motorlu, çok amaçlı 4. nesil bir savaş uçağıdır. General Dynamics ekibi aşırı ağırlığı ve ağır yükleri, hız ve manevra kabiliyeti ile değiştirerek, çok hızlı uçabilen ve dönebilen basit bir avcı uçağı geliştirmek için yola çıkmışlardır. F-16 tasarım ekibi, bu hava aracını daha önce tek bir uçağı entegre edilmemiş yeni teknolojiler ile zamanının en gelişmiş savaş uçağına dönüştürmüştür. F-16 savaş uçağı, manevra kabiliyetinin artırılması amacıyla ağırlık merkezi aerodinamik merkezin gerisine alınmış, rahat statik kararlı (relaxed static stability) bir uçaktır. Ayrıca, fly-by-wire uçuş kontrol sistemine sahip ilk savaş uçağıdır. Fly-by-wire sistemi, hava aracının çevikliğini artırmıştır.

1975'teki ilk üretim siparişinden bu yana dünya çapında 26 ülke için 4500'den fazla F-16 üretilmiştir. 1993 yılında üretim hakkı Lockheed Corporation'a satılmıştır. 1995'te Lockheed ile Martin Marietta'nın birleşmelerinden sonra Lockheed Martin'in bir ürünü olmuştur. Savaşan Şahin (Fighting Falcon) olarak da bilinen F-16, hafif avcı uçağı olarak tasarlanmış fakat birçok farklı amaç için de kullanılmıştır. Kullanım

alanının geniş olması ve manevra kabiliyetinin yüksek olması birçok ülkeye ihraç edilmesine olanak sağlamıştır. Beşinci nesil F-35, F-16'nın iş yükünün çoğunu üstleneceğinden günümüzde artık Amerika Birleşik Devletleri Hava Kuvvetleri için üretilmese de, ihracat için üretilmeye devam etmekte ve bugün hala birçok ülkede F-16 savaş uçağının farklı modelleri kullanılmaktadır [75–77].

F-16 hava aracının oluşturulan matematiksel modelde kullanılan kütle ve geometrik parametreleri Çizelge 2.1'de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : F-16 hava aracının kütle ve geometrik parametreleri [78].

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Hava aracı ağırlığı	m	9295.44	kg
Kanat açıklığı	b	9.144	m
Kanat alanı	S	27.87	m^2
Ortalama veter uzunluğu	$\bar{c}$	3.45	m
Yuvarlanma eylemsizlik momenti	I_{xx}	12874.8	$kg\ m^2$
Yunuslama eylemsizlik momenti	I_{yy}	75673.6	$kg\ m^2$
Sapma eylemsizlik momenti	I_{zz}	85552.1	$kg\ m^2$
Çarpım eylemsizlik momenti	I_{xz}	1331.4	$kg\ m^2$
Çarpım eylemsizlik momenti	I_{xy}	0	$kg\ m^2$
Çarpım eylemsizlik momenti	I_{yz}	0	$kg\ m^2$
Ağırlık merkezi konumu	x_{cg}	$0.3\bar{c}$	m
Referans ağırlık merkezi konumu	x_{cgr}	$0.35\bar{c}$	m
Motor açılma momentumu	h_E	216.9	$kg\ m^2/s$

2.3 Doğrusal Olmayan F-16 Hava Aracı Matematiksel Modeli

F-16 savaş uçağının doğrusal olmayan matematiksel modeli Matlab/Simulink ortamında geliştirilmiştir. Hava aracı modeli aerodinamik model, hareket denklemleri, atmosfer modeli, motor modeli ve eyleyici modeli olmak üzere 5 temel alt modelden oluşmaktadır.

Ayrıca, dayanıklılık analizi için ilgili parametrelere belirsizlik modeli tasarlanmıştır.

Literatürde kontrol sistemi tasarımı ve analizi gibi farklı çalışmalar kapsamında birçok F-16 hava aracı modelinin oluşturulduğu görülmüştür. Bu tez çalışması kapsamında, F-16 hava aracının matematiksel modeli [75] ve [78] numaralı referanslar baz alınarak oluşturulmuştur.

Simulink modelinin genel yapısı Şekil 2.6'da gösterilmiştir.



Şekil 2.6 : F-16 hava aracı Simulink modeli.

2.3.1 Kontrol girişleri

Bir hava aracının durumu değiştirilirken, hava aracının kontrol yüzeyleri pilot ya da otomatik kontrol sistemleri tarafından eyleycilere komut gönderilerek, servo motorlar ile hareket ettirilir. Bu hareket sonucunda da kuvvet ve moment üretilir.

F-16 hava aracı modelinde kontrol girişleri olarak elevatör, aileron ve dümen (rudder) kontrol yüzeyi sapmaları ile gaz kolu seviyesi bulunmaktadır. Çizelge 2.2’de hava aracı modelinin girişleri ve birimleri verilmiştir.

Çizelge 2.2 : F-16 hava aracı modelinin girişleri.

Girişler	Sembol	Birim
Aileron kontrol yüzeyi sapması	δ_a	<i>deg</i>
Elevatör kontrol yüzeyi sapması	δ_e	<i>deg</i>
Dümen kontrol yüzeyi sapması	δ_r	<i>deg</i>
Gaz kolu seviyesi	δ_t	%

Ayrıca, F-16 hava aracında ikincil kontrol yüzeyi olan LEF (leading edge flap) kontrol yüzeyi de mevcuttur fakat bu yüzeye pilot tarafından giriş uygulanmamaktadır ve otomatik olarak kontrol edilir.

LEF kontrol yüzeyi, hücum açısı ve Mach sayısına bağlı bir fonksiyondur fakat aerodinamik verinin geçerli olduğu hız aralığında, LEF’in Mach’a bağlı değişimi ihmal edilmiş olup, LEF’in hücum açısına bağlı fonksiyonu denklem 2.8’de verilmiştir.

$$\delta_{LEF} = 1.38 \frac{2s + 7.25}{s + 7.25} \alpha - 9.05 \frac{\bar{q}}{p_s} + 1.45 \quad (2.8)$$

Burada, $\bar{q}$ ve p_s ifadeleri sırasıyla dinamik ve statik basınçtır.

2.3.2 Eyleyici modeli

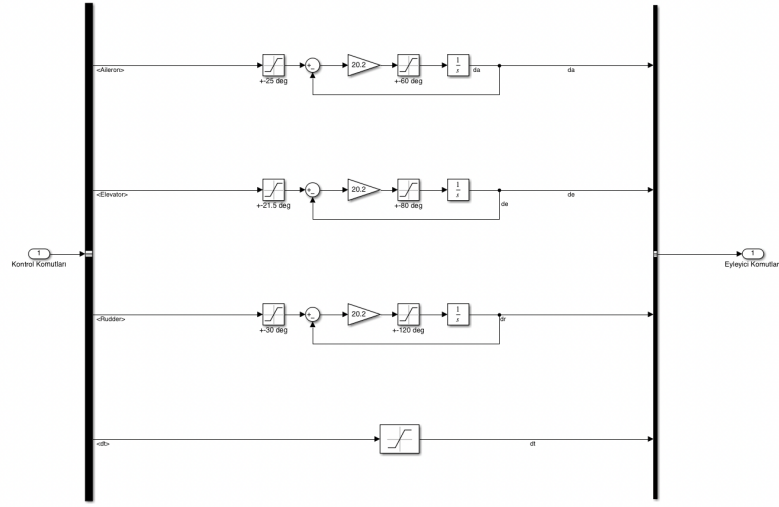
Kontrol yüzeyi ve LEF eyleyicileri birinci dereceden transfer fonksiyonları olarak modellenmiştir. Bu bölümün girişi uçuş kontrol sistemi komutları, çıkışı ise kontrol

yüzeyi sapmalarındır ve aerodinamik modele giriş olarak beslenirler. Kontrol yüzeylerinin pozisyon ve hız limitleri Çizelge 2.3'te verilmiştir.

Çizelge 2.3 : Kontrol yüzeyleri ve limitleri.

Kontrol Yüzeyi	Pozisyon Limiti	Hız Limiti	Zaman Sabiti
δ_a	± 25 deg	60 deg /s	0.0495 s
δ_e	± 21.5 deg	80 deg /s	0.0495 s
δ_r	± 30 deg	120 deg /s	0.0495 s
δ_{LEF}	[0 0.25]	25 deg /s	0.0495 s

Eyleyici modelinin Simulink yapısı Şekil 2.7'deki gibidir.



Şekil 2.7 : Eyleyici modeli.

2.3.3 Aerodinamik model

Literatürde F-16 hava aracı için düşük ve yüksek doğruluklu farklı aerodinamik modeller bulunmaktadır. [75]'te 1979 yılında NASA Langley and Ames Research Center'in rüzgar tüneli test sonuçlarından oluşan aerodinamik veri tabanı yer almaktadır. [7]'de yer alan model, düşük doğruluklu aerodinamik veriye sahip Fortran tabanlı bir modeldir. [78]'de oluşturulan model [75]'teki veri tabanına sahip olup, bazı yanal-yönsel moment katsayıları NASA'nın paylaştığı verilerden farklıdır. [79] numaralı kaynakta düşük ve yüksek doğruluklu aerodinamik modellere yer verilmiştir. [80]'de ise doğrusal olmayan parametrik aerodinamik model anlatılmıştır.

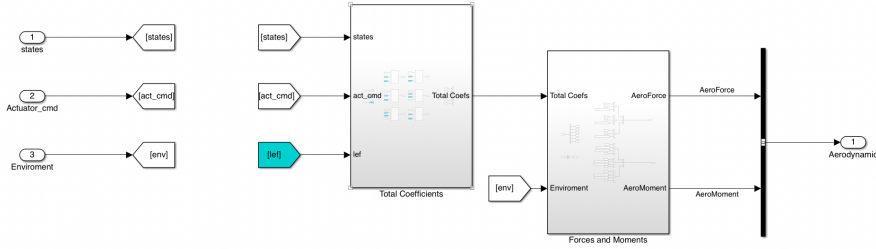
Bu çalışmada, NASA Langley Araştırma Merkezi'nde yapılan rüzgar tüneli testlerinde elde edilen sonuçlar [75] ile oluşturulan aerodinamik veri tabanı kullanılarak yüksek doğruluklu bir aerodinamik model oluşturulmuştur. Kullanılan veri tabanındaki veriler

0.6 Mach'a kadar olan hızlar için geçerli olup, perdövites (stall) etkileri çalışma kapsamında kullanılmadığından modelde yer almamaktadır.

Aerodinamik veri tabanının geçerli olduğu uçuş zarfı denklem 2.9'da verilmiştir.

$$\begin{aligned} -20 &\leq \alpha \leq 90 \quad [deg] \\ -30 &\leq \beta \leq 30 \quad [deg] \\ 0.1 &\leq M \leq 0.6 \end{aligned} \quad (2.9)$$

Aerodinamik model, Şekil 2.8'de gösterildiği gibi iki alt sistemden oluşmaktadır. İlk blokta, aerodinamik veritabanı kullanılarak arama tabloları (look-up table) ile her bir aerodinamik katsayı elde edilip, ardından da toplam kuvvet ve moment katsayıları hesaplanmaktadır. İkinci blokta ise, bu aerodinamik katsayılar kullanılarak uçağın aerodinamik merkezine göre toplam kuvvet ve moment hesabı yapılmaktadır.



Şekil 2.8 : Aerodinamik model.

Denklem 2.11 ile denklem 2.22 arasında, F-16 hava aracı için toplam aerodinamik katsayılar ifade edilmiştir. Aerodinamik katsayılar genel olarak doğrusal olmayan fonksiyonlar olup, kontrol yüzeyi sapmaları, dinamik basınç, hücum açısı, yana kayma açısı, Mach sayısı ve itki gibi etkilere bağlı olarak değişmektedir.

Oluşturulan F-16 modelinde, kuvvet ve moment katsayıları elevatör sapması, hücum açısı ve yana kayma açısının fonksiyonları olacak şekilde hesaplanmıştır ve kırılma noktaları denklem 2.10'da verilmiştir.

$$\begin{aligned} \delta_{e1} &= [-25 \ -10 \ 0 \ 10 \ 25] \\ \delta_{e2} &= [-25 \ 0 \ 25] \\ \alpha_1 &= [-20 \ -15 \ -10 \ -5 \ 0 \ 5 \ 10 \ 15 \ 20 \ 25 \ 30 \ 35 \ 40 \ 45 \ 50 \ 55 \ 60 \ 70 \ 80 \ 90] \\ \alpha_2 &= [-20 \ -15 \ -10 \ -5 \ 0 \ 5 \ 10 \ 15 \ 20 \ 25 \ 30 \ 35 \ 40 \ 45] \\ \beta_1 &= [-30 \ -25 \ -20 \ -15 \ -10 \ -8 \ -6 \ -4 \ -2 \ 0 \ 2 \ 4 \ 6 \ 8 \ 10 \ 15 \ 20 \ 25 \ 30] \end{aligned} \quad (2.10)$$

C_{X_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik sürüklenme kuvveti katsayısı olarak tanımlanmaktadır. Hücüm açısı, yana kayma açısı ve elevatör kontrol yüzeyi sapmasının bir fonksiyonudur ve denklem 2.11'deki gibi ifade edilmektedir. Ayrıca, LEF ve yunuslama açısal hızının da sürüklenme kuvveti katsayısına etkisi vardır.

$$C_{X_T} = C_X(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{X,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[C_{X_q}(\alpha) + \Delta C_{X_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (2.11)$$

Burada,

$$\Delta C_{X,lef} = C_{X,lef}(\alpha, \beta) - C_X(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (2.12)$$

C_{Y_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik yanal kuvvet katsayısı olarak tanımlanmaktadır ve denklem 2.13'teki gibi ifade edilmektedir. Hücüm açısı, yana kayma açısı, aileron ve dümen kontrol yüzeyi sapmaları ile yuvarlanma ve sapma açısal hızlarının yanal kuvvet katsayısı üzerinde etkisi vardır.

$$C_{Y_T} = C_Y(\alpha, \beta) + \Delta C_{Y,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \left[\Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) + (\Delta C_{Y,\delta_r=30^\circ}) \left(\frac{\delta_r}{30}\right) + \frac{b}{2V} \left[C_{Y_r}(\alpha) + \Delta C_{Y_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r + \frac{b}{2V} \left[C_{Y_p}(\alpha) + \Delta C_{Y_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \quad (2.13)$$

Burada,

$$\begin{aligned} \Delta C_{Y,lef} &= C_{Y,lef}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \\ \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ} &= C_{Y,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \\ \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{Y,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{Y,lef}(\alpha, \beta) - \Delta C_{Y,\delta_a=20^\circ} \\ \Delta C_{Y,\delta_r=30^\circ} &= C_{Y,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_Y(\alpha, \beta) \end{aligned} \quad (2.14)$$

C_{Z_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik normal kuvvet katsayısı olarak tanımlanmaktadır. Hücüm açısı, yana kayma açısı ve elevatör kontrol yüzeyi sapmasının bir fonksiyonudur ve denklem 2.15'teki gibi ifade edilmektedir. Ek olarak, LEF ve yunuslama açısal hızının da normal kuvvet katsayısı üzerinde etkisi vardır.

$$C_{Z_T} = C_Z(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{Z,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[C_{Z_q}(\alpha) + \Delta C_{Z_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \quad (2.15)$$

Burada,

$$\Delta C_{Z,lef} = C_{Z,lef}(\alpha, \beta) - C_Z(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (2.16)$$

C_{l_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik yuvarlanma moment katsayısı olarak tanımlanmaktadır ve denklem 2.17'deki gibi ifade edilmektedir. Hücum açısı, yana kayma açısı, kontrol yüzeyi sapmaları, LEF değişimi, yuvarlanma ve sapma açısal hızlarına göre değişir.

$$\begin{aligned} C_{l_T} = & C_l(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{l,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \\ & + \left[\Delta C_{l,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20} \right) \\ & + (\Delta C_{l,\delta_r=30^\circ}) \left(\frac{\delta_r}{30} \right) + \Delta C_{l_\beta}(\alpha) \beta \\ & + \frac{b}{2V} \left[C_{l_r}(\alpha) + \Delta C_{l_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \right] r \\ & + \frac{b}{2V} \left[C_{l_p}(\alpha) + \Delta C_{l_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \right] p \end{aligned} \quad (2.17)$$

Burada,

$$\begin{aligned} \Delta C_{l,lef} &= C_{l,lef}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \\ \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ} &= C_{l,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \\ \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{l,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{l,lef}(\alpha, \beta) - \Delta C_{l,\delta_a=20^\circ} \\ \Delta C_{l,\delta_r=30^\circ} &= C_{l,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_l(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \end{aligned} \quad (2.18)$$

C_{m_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik yunuslama momenti katsayısı olarak tanımlanmaktadır ve denklem 2.19'deki gibi ifade edilmektedir. Hücum açısı, yana kayma açısı, elevator kontrol yüzeyi sapması, LEF değişimi ve yunuslama açısal hızına göre değişir.

$$\begin{aligned} C_{m_T} = & C_m(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{m,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \\ & + \frac{\bar{c}q}{2V} \left[C_{m_q}(\alpha) + \Delta C_{m_q,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25} \right) \right] \\ & + \Delta C_m(\alpha) + C_{Z,t}(x_{cg_{ref}} - x_{cg}) \end{aligned} \quad (2.19)$$

Burada,

$$\Delta C_{m,lef} = C_{m,lef}(\alpha, \beta) - C_m(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \quad (2.20)$$

C_{n_T} gövde eksen sisteminde aerodinamik sapma moment katsayısı olarak tanımlanmaktadır ve denklem 2.21'deki gibi ifade edilmektedir. Hücum açısı, yana kayma

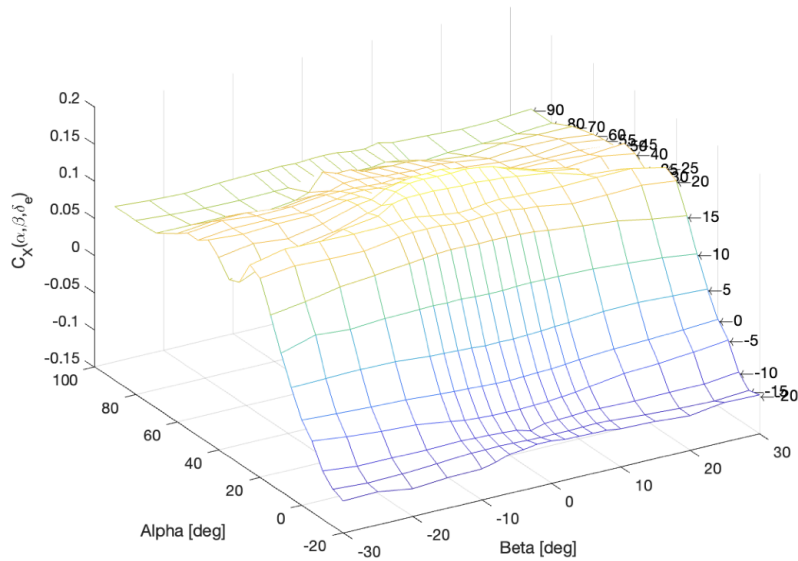
açısı, kontrol yüzeyi sapmaları, LEF değişimi, yuvarlanma ve sapma açisal hızlarına göre değişir.

$$\begin{aligned}
C_{n_T} = & C_n(\alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{n,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \\
& + \left[\Delta C_{n,\delta_a=20^\circ} + \Delta C_{n,\delta_a=20^\circ,lef} \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] \left(\frac{\delta_a}{20}\right) \\
& + (\Delta C_{n,\delta_r=30^\circ}) \left(\frac{\delta_r}{30}\right) + \Delta C_{n\beta}(\alpha)\beta \\
& + \frac{b}{2V} \left[C_{n_r}(\alpha) + \Delta C_{n_r,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] r \\
& + \frac{b}{2V} \left[C_{n_p}(\alpha) + \Delta C_{n_p,lef}(\alpha) \left(1 - \frac{\delta_{lef}}{25}\right) \right] p \\
& - C_{Y,t}(x_{cg_{ref}} - x_{cg}) \frac{\bar{c}}{b}
\end{aligned} \tag{2.21}$$

Burada,

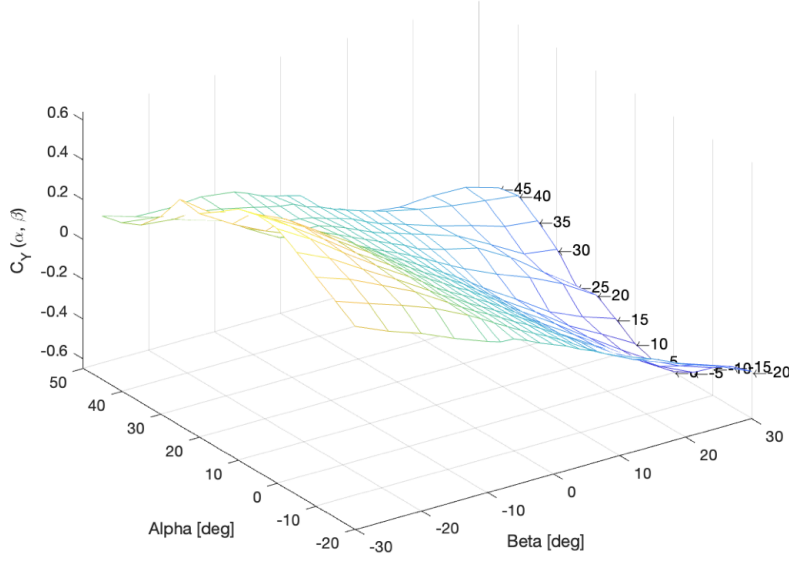
$$\begin{aligned}
\Delta C_{n,lef} &= C_{n,lef}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \\
\Delta C_{n,\delta_a=20^\circ} &= C_{n,\delta_a=20^\circ}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ) \\
\Delta C_{n,\delta_a=20^\circ,lef} &= C_{n,\delta_a=20^\circ,lef}(\alpha, \beta) - C_{n,lef}(\alpha, \beta) - \Delta C_{n,\delta_a=20^\circ} \\
\Delta C_{n,\delta_r=30^\circ} &= C_{n,\delta_r=30^\circ}(\alpha, \beta) - C_n(\alpha, \beta, \delta_e = 0^\circ)
\end{aligned} \tag{2.22}$$

Temel aerodinamik katsayıların hücum açısı ve yana kayma açısına bağlı değişimlerinin grafikleri Şekil 2.9 ile Şekil 2.14 arasında gösterilmiştir. $C_X = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1), \delta_e(\delta_{e1}))$ fonksiyonunun $\delta_e = 0$ için grafiği Şekil 2.9'daki gibidir.



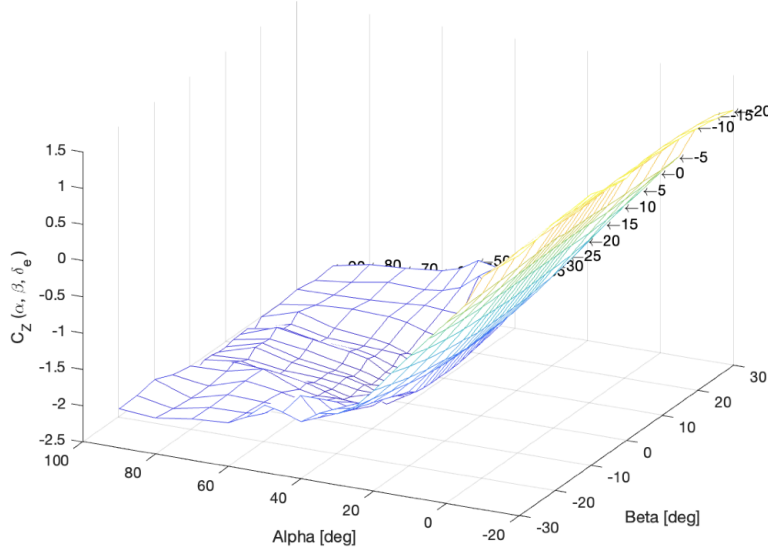
Şekil 2.9 : $\delta_e = 0$ için C_X .

$C_Y = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1))$ fonksiyonunun grafiği Şekil 2.10'da verilmiştir.



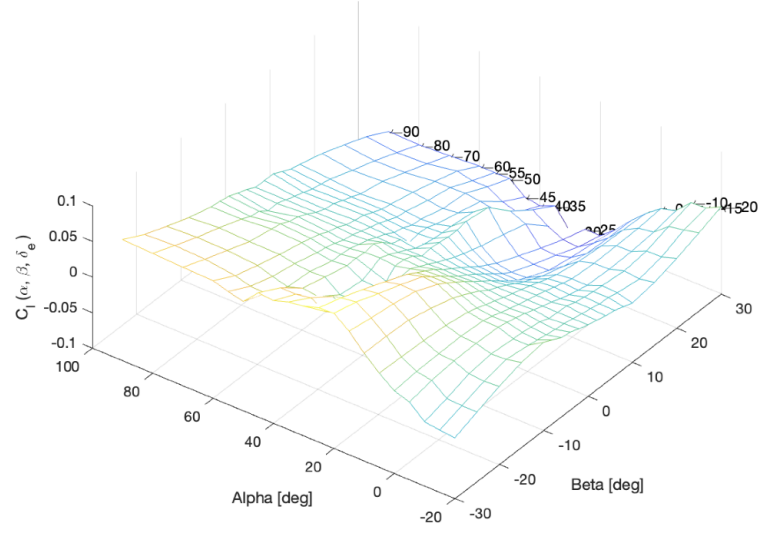
Şekil 2.10 : C_Y .

$C_Z = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1), \delta_e(\delta_{e1}))$ fonksiyonunun $\delta_e = 0$ için grafiği Şekil 2.11'deki gibidir.



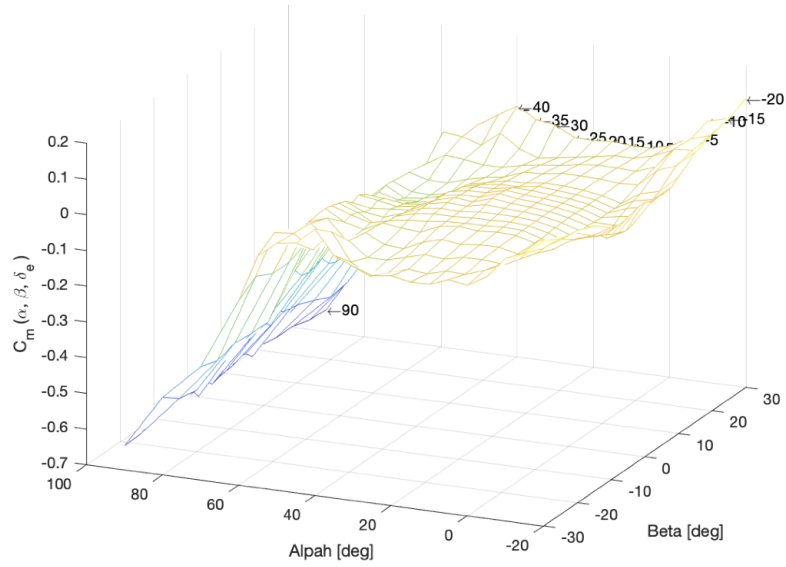
Şekil 2.11 : $\delta_e = 0$ için C_Z .

$C_l = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1), \delta_e(\delta_{e2}))$ fonksiyonunun $\delta_e = 0$ için grafiği Şekil 2.12'de gösterilmiştir.



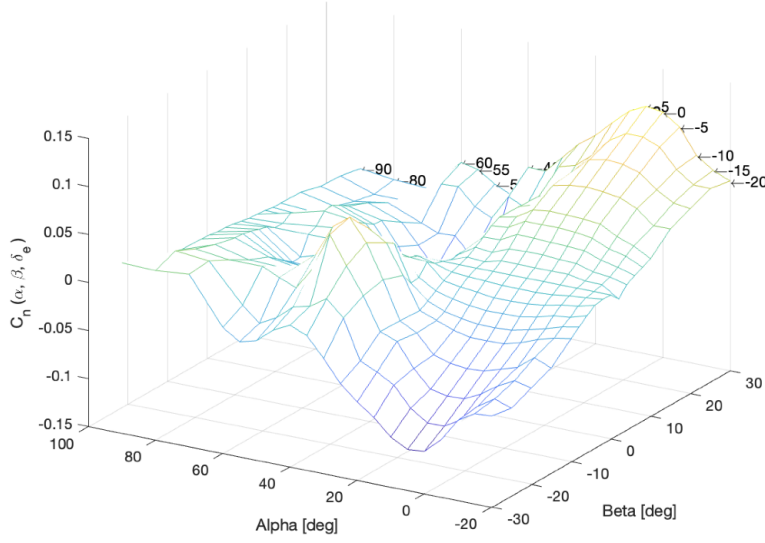
Şekil 2.12 : $\delta_e = 0$ için C_l .

$C_m = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1), \delta_e(\delta_{e1}))$ fonksiyonunun $\delta_e = 0$ için grafiği Şekil 2.13'teki gibidir.



Şekil 2.13 : $\delta_e = 0$ için C_m .

$C_n = f(\alpha(\alpha_1), \beta(\beta_1), \delta_e(\delta_{e2}))$ fonksiyonunun $\delta_e = 0$ için grafiği Şekil 2.14'te verilmiştir.



Şekil 2.14 : $\delta_e = 0$ için C_n .

Aerodinamik moment ve kuvvet katsayıları hesaplandıktan sonra, denklem 2.23 kullanılarak aerodinamik kuvvetlere ve denklem 2.24 kullanılarak aerodinamik momentlere dönüştürülmektedir. Denklemlerde yer alan $\bar{q}$ dinamik basıncı, S kanat alanını, b kanat açıklığını ve $\bar{c}$ ortalama veter uzunluğunu ifade etmektedir.

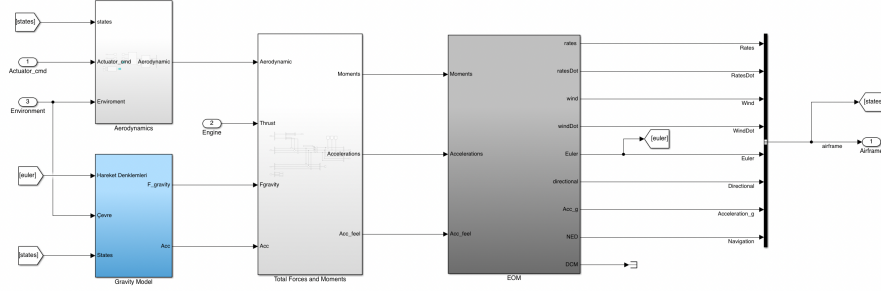
$$\begin{aligned} F_{X_A} &= \bar{q} S C_{X_T} \\ F_{Y_A} &= \bar{q} S C_{Y_T} \\ F_{Z_A} &= \bar{q} S C_{Z_T} \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$\begin{aligned} L &= \bar{q} S b C_{l_T} \\ M &= \bar{q} S \bar{c} C_{m_T} \\ N &= \bar{q} S b C_{n_T} \end{aligned} \quad (2.24)$$

2.3.4 Hareket denklemleri

Hareket denklemlerine geçmeden önce, Şekil 2.15'te görülebileceği gibi aerodinamik kuvvet ve momentlere, yerçekimi ve itkinin oluşturduğu kuvvet ve momentler de eklenerek toplam kuvvet ve momentler elde edilir. Kuvvet ve momentler toplanacağı için aynı eksen sisteminde olmalıdırlar. Hareket denklemleri, uçağın gövde eksen sistemindeki toplam kuvvet ve moment denklemleri olarak tanımlanır. Bu nedenle, aerodinamik kuvvetler ve momentler rüzgar eksen sisteminden gövde eksen sistemine,

yerçekimi kuvveti ise dünya eksen sisteminden gövde eksen sistemine Bölüm 2.1’de verilen denklemler kullanılarak dönüştürülmektedir.



Şekil 2.15 : Uçak gövdesi genel Simulink modeli.

Gövde eksen sistemindeki toplam kuvvet denklemleri denklem 2.25’te verilmiştir. Denklemlerdeki A alt indisi aerodinamik kuvvetleri, T alt indisi ise itki kuvvetini temsil etmektedir.

$$\begin{aligned} F_X &= F_{X_A} + F_T - mg \sin \theta \\ F_Y &= F_{Y_A} + mg \sin \phi \cos \theta \\ F_Z &= F_{Z_A} + mg \cos \phi \sin \theta \end{aligned} \quad (2.25)$$

Gövde eksen sistemindeki toplam moment denklemleri denklem 2.26’da verilmiştir.

$$\begin{aligned} M_X &= L \\ M_Y &= M \\ M_Z &= N \end{aligned} \quad (2.26)$$

Bu denklemlerde, motorun ağırlık merkezinde olduğu, moment üretmediği ve sadece x yönünde bir itki ürettiği varsayımı yapılmış, iniş takımı etkileri dikkate alınmamıştır.

Hareket denklemleri Newton-Euler yöntemine göre türetilir. Newton’ın ikinci yasası kullanılarak, doğrusal momentumun zamana bağlı değişiminden hava aracının ağırlık merkezine etkiyen toplam kuvvet denklem 2.27’deki gibi elde edilir. Burada, m F-16 hava aracının kütlesi, $\vec{V}$ hız vektörü, $\vec{F}$ ise hava aracına uygulanan toplam kuvvettir.

$$\begin{aligned} \frac{d(m\vec{V})}{dt} &= \sum \vec{F} \\ \frac{d(m\vec{V})}{dt} &= m\vec{a} = m[\dot{\vec{V}} + \vec{\omega} \times \vec{V}] \end{aligned} \quad (2.27)$$

Denklem 2.27’de gerekli düzenlemeler yapıldığında, toplam kuvvet denklemleri denklem 2.28’deki gibi elde edilir. Denklemde yer alan u , v , w sırasıyla hava aracının

x, y, z eksenlerindeki doğrusal hızını, p, q, r ise sırasıyla hava aracının gövde eksenini yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızını ifade etmektedir.

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= F_X \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= F_Y \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= F_Z \end{aligned} \quad (2.28)$$

Benzer şekilde, açısal momentumun zamana bağlı değişiminden de hava aracına uygulanan toplam moment denklem 2.29'da verildiği gibi elde edilir. $\bar{H}$ açısal momentumu, $\bar{M}$ ise toplam momenti ifade eder.

$$\begin{aligned} \frac{d(\bar{H})}{dt} &= \sum \bar{M} \\ \frac{d(\bar{H})}{dt} &= \left[\frac{d(r \times (mV))}{dt} \right] \end{aligned} \quad (2.29)$$

Denklem 2.29 düzenlendiğinde, toplam moment denklemleri denklem 2.30'daki gibi elde edilir.

$$\begin{aligned} M_X &= \bar{L} = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ M_Y &= \bar{M} = \dot{q}I_y + pq(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ M_Z &= \bar{N} = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) - qrI_{xz} \end{aligned} \quad (2.30)$$

Denklemde yer alan $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{xz}$ ve I_{yz} eylemsizlik momentlerini ifade eder. Eylemsizlik momentlerinin oluşturduğu eylemsizlik matrisi denklem 2.31'de verilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Hava aracı $x - z$ düzleminde simetrik olduğundan $I_{xy} = 0$ ve $I_{yz} = 0$ eşitlikleri sağlanır ve eylemsizlik matrisi denklem 2.32'deki gibi yazılabilir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Hava aracının hareketlerini tanımlayan ve Simulink modeli oluşturulurken kullanılan tüm denklemler aşağıdaki gibidir.

Hava aracının açısal ivme denklemleri 2.33'te verilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= (C_1 r + C_2 p)q + C_3 \bar{L} + C_4 (\bar{N} + qH_E) \\ \dot{q} &= C_5 pr - C_6 (p^2 - r^2) + C_7 (\bar{M} - rH_E) \\ \dot{r} &= (C_8 p - C_2 r)q + C_4 \bar{L} + C_9 (\bar{N} + qH_E) \end{aligned} \quad (2.33)$$

Denklemlerde yer alan $C_1, C_2, \dots, C_9$ katsayıları eylemsizlik momentlerine bağlı sabit katsayılar olup denklem 2.34'te ifadeleri verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 \gamma &= I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2 \\
 \gamma C_1 &= (I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2 \\
 \gamma C_2 &= (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})I_{xz} \\
 \gamma C_3 &= I_{zz} \\
 \gamma C_4 &= I_{xz} \\
 I_{yy}C_5 &= I_{zz} - I_{xx} \\
 I_{yy}C_6 &= I_{xz} \\
 I_{yy}C_7 &= 1 \\
 \gamma C_8 &= I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2 \\
 \gamma C_9 &= I_{xx}
 \end{aligned} \tag{2.34}$$

Euler açıları, açısal hızlar kullanılarak denklem 2.35'te verilen kinematik denklemler ile hesaplanır.

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\phi) \\
 \dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi \\
 \dot{\psi} &= \frac{q\sin\phi + r\cos\phi}{\cos\theta}
 \end{aligned} \tag{2.35}$$

Gövde ekseni hızları, kuvvet denklemleri kullanılarak denklem 2.36'daki gibi üretilir. Kuvvet denklemlerinde, daha önce belirtildiği üzere itki kuvvetinin sadece x ekseninde olduğu varsayılır.

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= rv - qw - g\sin\theta + \frac{1}{m}(F_{X_A} + F_T) \\
 \dot{v} &= pw - ru - g\sin\phi\cos\theta + \frac{1}{m}F_{Y_A} \\
 \dot{w} &= qu - pv - g\cos\phi\cos\theta + \frac{1}{m}F_{Z_A}
 \end{aligned} \tag{2.36}$$

Hava aracının yere göre konumu, Euler açıları kullanılarak ve dünya eksen sisteminden hava aracı üzerinde yer alan gövde eksen sistemine dönüşüm yapılarak 2.37'de verildiği gibi elde edilir.

$$\begin{aligned}
\dot{x}_E &= u \cos \psi \cos \theta + v (\cos \psi \sin \theta \sin \psi - \sin \psi \cos \phi) \\
&\quad + w (\cos \psi \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \sin \phi) \\
\dot{y}_E &= u \sin \psi \cos \theta + v (\sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi) \\
&\quad + w (\sin \psi \sin \theta \cos \psi - \cos \psi \sin \phi) \\
\dot{z}_E &= -u \sin \theta + v \cos \theta \sin \phi + w \cos \theta \cos \phi
\end{aligned} \tag{2.37}$$

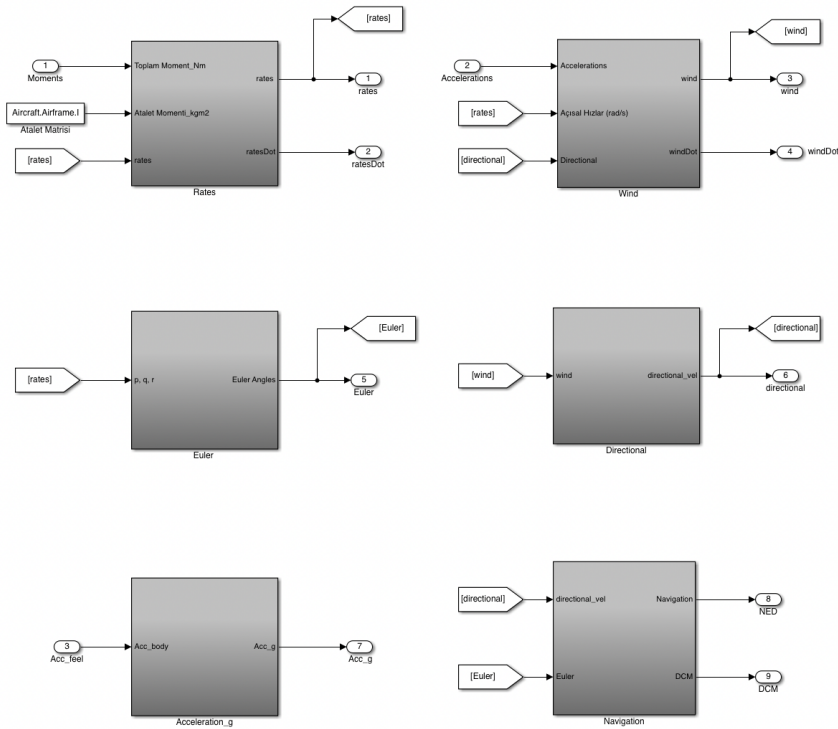
Hava aracının altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan hareket denklemleri, yukarıda verilen hava aracının doğrusal ve açısal hareketlerinden oluşan 12 denklem ile ifade edilebilir. Simulink'te hareket denklemleri Şekil 2.16'daki gibi modellenmiştir.

Gövde eksen sistemi dikkate alındığında durum vektörü 2.38'deki gibi yazılabilir. Burada, irtifa düşey konum bileşeninin negatif yönlüsüdür ($h = -z_E$).

$$x^T = [x_E \ y_E \ z_E \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w \ p \ q \ r] \tag{2.38}$$

Denklem 2.38, u, v, w durumları yerine rüzgar eksen sistemindeki V_T, α, β durumları yazılırsa 2.39'daki gibi elde edilir.

$$x^T = [x_E \ y_E \ z_E \ \phi \ \theta \ \psi \ V_T \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r] \tag{2.39}$$



Şekil 2.16 : Hareket denklemleri Simulink modeli.

Denklem 2.40'ta gövde eksen sisteminde tanımlı doğrusal hızların (u, v, w) , rüzgar eksen sisteminde tanımlı hız (V_T) , hücum açısı (α) ve yana kayma açısına (β) dönüşümü verilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= \frac{u\dot{w} - w\dot{u}}{u^2 + w^2} \\ \dot{\beta} &= \frac{\dot{V}_T - v\dot{V}_T}{V_T \sqrt{(u^2 + w^2)}} \\ \dot{V}_T &= \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_T}\end{aligned}\quad (2.40)$$

Denklem 2.41'de ise rüzgar eksen sisteminde tanımlı hız (V_T) , hücum açısı (α) ve yana kayma açısı (β) parametreleri gövde ekseninde tanımlı doğrusal hızlara (u, v, w) dönüştürülmüştür.

$$\begin{aligned}\dot{u} &= V_T \cos \alpha \cos \beta \\ \dot{v} &= V_T \sin \beta \\ \dot{w} &= V_T \sin \alpha \cos \beta\end{aligned}\quad (2.41)$$

Bu bölümde verilen hareket denklemlerinin elde edilişi hakkında detaylı bilgi için [71] ve [7] numaralı kaynaklar incelenebilir.

2.3.5 Atmosfer modeli

Atmosfer modeli gerçek hava hızı (V_T) ve irtifa (h) girişlerini kullanarak, basınç (P) , Mach sayısı (M) , sıcaklık (T) , hava yoğunluğu (ρ) ve atmosferik yer çekimi (g_{atm}) gibi parametreleri hesaplamaktadır.

Atmosferik yerçekimi hesabı, denklem 2.42'de verilmiştir. Denklemde R_e dünyanın yarıçapını, h ise irtifayı simgelemektedir. g_0 standart yerçekimi ivmesi olup deniz seviyesindeki yerçekimi sabitini ifade etmektedir..

$$g_{atm} = g_0(R_e^2 / (R_e + h)^2) \quad (2.42)$$

Sıcaklık denklemleri denklem 2.43'teki gibi olup, T_0 deniz seviyesi sıcaklığı ve $grad$ sıcaklık gradyanıdır.

$$T = \begin{cases} T_0 + 11000 \text{ grad} & \text{if } h \geq 11000 \text{ m} \\ T_0 + h \text{ grad} & \text{if } h < 11000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.43)$$

Mach sayısı, denklem 2.44'teki gibi hesaplanmaktadır. Burada, R havanın gaz sabiti, γ_e ise havanın izentropik genişleme faktörüdür.

$$Mach = \frac{V}{\sqrt{\gamma_e R T}} \quad (2.44)$$

Hava basıncı hesabı, denklem 2.45'te verilmiştir. P_0 deniz seviyesindeki basıncı ifade etmektedir.

$$P = \begin{cases} P_0 \frac{T}{T_0}^{-\frac{g_0}{R \text{ grad}}} \left(10^{-\frac{g_0(h-11000)}{2.3026RT}} \right) & \text{if } h \geq 11000 \text{ m} \\ P_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{g_0}{R \text{ grad}}} & \text{if } h < 11000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.45)$$

Hava yoğunluğunun formülü denklem 2.46'da verilmiştir. Burada, ρ_0 deniz seviyesindeki hava yoğunluğunu ifade etmektedir.

$$\rho = \begin{cases} \frac{\rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{R \text{ grad}}}}{RT 10^{-\frac{g_0(h-11000)}{2.3026RT}}} & \text{if } h \geq 11000 \text{ m} \\ \frac{P}{RT} & \text{if } h < 11000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.46)$$

Son olarak, dinamik basınç denklem 2.47 ile hesaplanmaktadır.

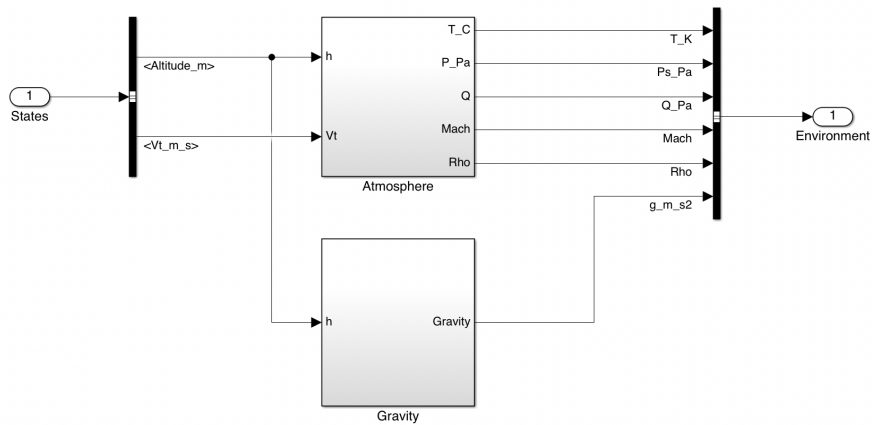
$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.47)$$

Atmosfer modelinde kullanılan parametreler Çizelge 2.4'te verilmiştir.

Çizelge 2.4 : Atmosfer parametreleri.

Parametre	Sembol	Değer	Birim
Dünyanın yarıçapı	R_e	6371000	m
Havanın gaz sabiti	R	287.04	$J/(kgK)$
Havanın izentropik genişleme faktörü	γ_e	1.403	—
Sıcaklık gradyanı	$grad$	-0.0065	K/m
Standart yerçekimi ivmesi	g_0	9.80665	m/s^2
Deniz seviyesindeki sıcaklık	T_0	75673.6	K
Deniz seviyesindeki basınç	P_0	101325	N/m^2
Deniz seviyesindeki hava yoğunluğu	ρ_0	1.22505	kg/m^3

Atmosfer modeli Simulink'te Şekil 2.17'de gösterildiği gibi oluşturulmuştur.



Şekil 2.17 : Atmosfer modeli.

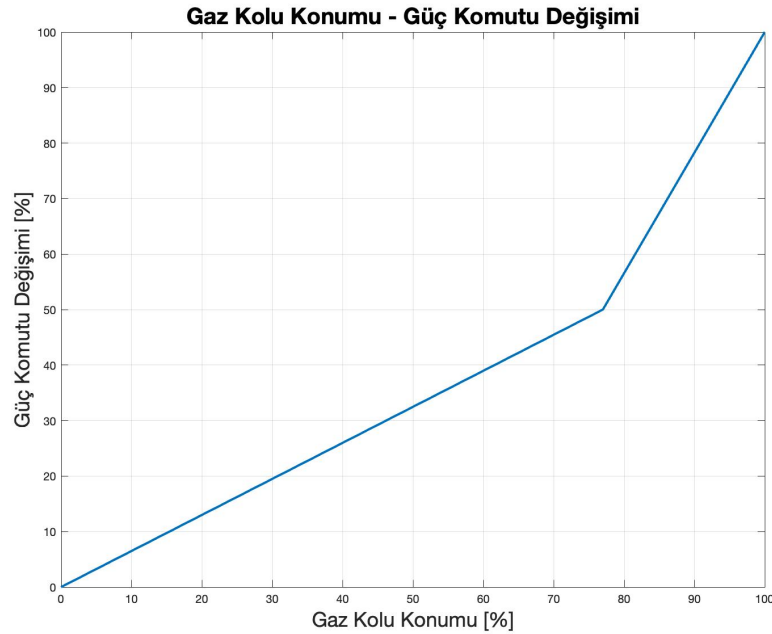
2.3.6 Motor modeli

F-16 hava aracı modeli, motor güç seviyesi gecikmesi dikkate alınarak modellenen turbofan jet motoru içermektedir. Motor modeli, [75] ve [78] numaralı referanslar baz alınarak oluşturulmuştur.

Modelin girişleri, irtifa, Mach sayısı ve gaz kolu seviyesi, çıkışı ise itki kuvvetidir. İtki kuvveti, birinci dereceden bir gecikme ile modellenmiştir ve gecikme süresi sabiti gerçek motor gücü seviyesinin (P_a) ve komut verilen gücün (P_c) bir fonksiyonudur.

Komut verilen güç seviyesi ile gaz kolu konumu arasında, gaz kolu seviyesi %77 değerine ulaştığında bir eğim değişikliği olması dışında doğrusal bir ilişki vardır. Komut verilen gücün, gaz kolu konumuna bağlı hesabı denklem 2.48’de, gaz kolu konumuna göre güç komutu değişiminin grafiği ise Şekil 2.18’de verilmiştir. Gaz kolu konumu $0 \leq \delta_t \leq 100$ aralığında limitlenmiştir.

$$P_c(\delta_{th}) = \begin{cases} 64.94\delta_t & \text{if } \delta_t \leq 77 \\ 217.38\delta_t - 117.38 & \text{if } \delta_t > 77 \end{cases} \quad (2.48)$$



Şekil 2.18 : Gaz kolu konumuna göre güç komutu değişimi.

Motorun güç seviyesi birinci dereceden bir sistem olarak modellenmiş ve gerçek güç seviyesinin türevi denklem 2.49’da verilmiştir.

$$\dot{P}_a = \frac{1}{\tau_{eng}}(P_c - P_a) \quad (2.49)$$

Burada yer alan parametreler denklem 2.50-2.52 kullanılarak bulunur.

$$P_c = \begin{cases} P_c & \text{if } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ 60 & \text{if } P_c \leq 50 \text{ ve } P_a < 50 \\ 40 & \text{if } P_c < 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ P_c & \text{if } P_c < 50 \text{ ve } P_a < 50 \end{cases} \quad (2.50)$$

$$\frac{1}{\tau_{eng}} = \begin{cases} 5 & \text{if } P_c \geq 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ \frac{1}{\tau_{eng}}^* & \text{if } P_c \leq 50 \text{ ve } P_a < 50 \\ 5 & \text{if } P_c < 50 \text{ ve } P_a \geq 50 \\ \frac{1}{\tau_{eng}}^* & \text{if } P_c < 50 \text{ ve } P_a < 50 \end{cases} \quad (2.51)$$

$$\frac{1}{\tau_{eng}}^* = \begin{cases} 1 & \text{if } (P_c - P_a) \leq 25 \\ 0.1 & \text{if } (P_c - P_a) \geq 25 \\ 1.9 - 0.039(P_c - P_a) & \text{if } 25 < (P_c - P_a) < 50 \end{cases} \quad (2.52)$$

İtki kuvvetinin verileri, gerçek güç seviyesi, Mach sayısı ve irtifanın bir fonksiyonu olup, motor modeli denklem 2.53’te verilen aralıklarda geçerlidir.

$$\begin{aligned} 0 &\leq M \leq 1 \\ 0 &\leq h \leq 15240 \text{ m} \end{aligned} \quad (2.53)$$

Boş (idle), askeri (military) ve maksimum itki kuvvetlerinin Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi sırasıyla Çizelge 2.5, Çizelge 2.6 ve Çizelge 2.7’de verilmiştir.

Çizelge 2.5 : İtki kuvvetinin (T_{idle}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.

	0	3048	6096	9144	12192	15240
0.2	2824	1890	3096	4492	5916	7562
0.4	267	111	1535	3358	5026	6783
0.6	-4537	-3158	-1334	1557	4048	6049
0.8	-12010	-8451	-5782	-1099	2669	4893
1	-16013	-6227	-2647	-1521	-890	3114

Çizelge 2.6 : İtki kuvvetinin (T_{mil}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.

	0	3048	6096	9144	12192	15240
0.2	56401	40699	28080	17970	10987	6227
0.4	56089	41420	29401	19082	11565	6939
0.6	56223	43764	31536	20728	12632	7384
0.8	55111	45263	34472	23663	14456	8585
1	51963	43804	35806	27133	16902	10275

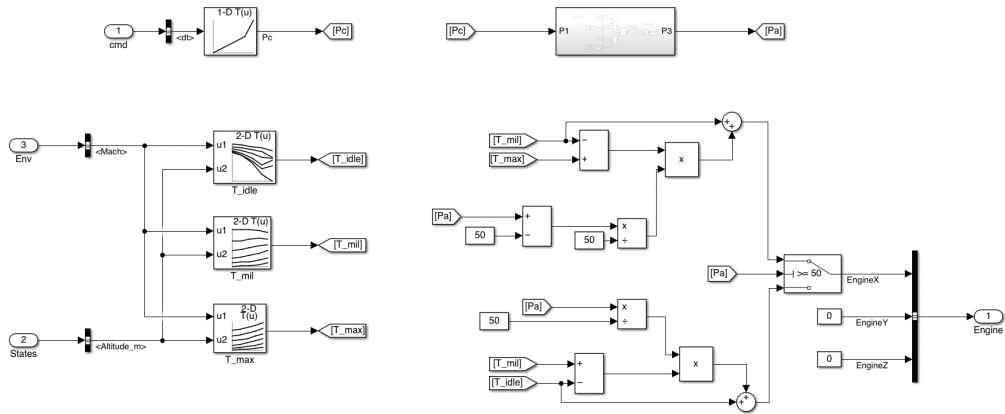
Çizelge 2.7 : İtki kuvvetinin (T_{max}) Mach sayısı ve irtifaya göre değişimi.

	0	3048	6096	9144	12192	15240
0.2	95276	69834	49929	32573	19727	11565
0.4	100970	74993	54488	36269	22240	12610
0.6	107829	84112	61204	41300	25354	14300
0.8	115959	93742	71057	49440	30513	17570
1	128485	103723	81398	59977	38440	22494

İtki kuvveti (F_T), yukarıda verilen çizelgeler kullanılarak ve gerçek motor güücü seviyesine bağlı olarak denklem 2.54'teki gibi hesaplanmaktadır.

$$F_T = \begin{cases} T_{idle} + (T_{mil} - T_{idle}) \frac{P_a}{50} & \text{if } P_a < 50 \\ T_{mil} + (T_{max} - T_{mil}) \frac{P_a - 50}{50} & \text{if } P_a \geq 50 \end{cases} \quad (2.54)$$

Motor modeli Simulink'te Şekil 2.19'daki gibi oluşturulmuştur.



Şekil 2.19 : Motor modeli.



3. DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Geri besleme doğrusallaştırma kontrol yönteminin özel bir şekli olan doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi, geri besleme kullanarak doğal dinamikleri istenen dinamikler ile değiştirip sistem durumlarını istenen durumları takip etmeye zorlayan bir kontrol yöntemidir. Geri besleme doğrusallaştırma yöntemi ise doğrusal olmayan dinamiklere doğrusal bir model yaklaşımı kullanmak yerine, doğrusal dinamikler üretmek için geri besleme kullanan doğrusal olmayan bir kontrol tekniğidir.

NDI kontrol algoritması, doğrusal olmama durumlarını ortadan kaldırmak için orijinal dinamikleri ters çevirir. Böylece doğrusal kontrol yöntemlerindeki gibi, doğrusallaştırmayı, uçuş zarfını kapsayan farklı trim koşullarında birden fazla kontrolör tasarlamayı ve her trim noktası için mevcut uçuş durumuna (dinamik basınç, Mach sayısı, irtifa gibi) göre kazançları ayarlamayı gerektirmez. Tek bir çalışma noktası için kontrolcü tasarlamaya yarayan klasik veya modern doğrusal kontrol yöntemlerinin aksine, NDI tüm uçuş zarfında geçerli olan bir kontrol yöntemidir. Tüm uçuş zarfı için tek bir kontrolör tasarımına imkan sağladığından, geleneksel kazanç ayarlama yöntemine kıyasla tasarım yükünü azaltır. Ayrıca, kazanç ayarlamalı kontrolörlerde bazı çalışma noktaları arasında yaşanabilen kararlılık ve performans sorunları için de bir çözüm sunmaktadır. NDI kontrolörünün diğer avantajlarına, kavramsal olarak basit olması ve klasik kontrol yöntemleriyle benzer olması örnek verilebilir.

Doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi, doğası gereği doğrusal olmayan yapısı düşünüldüğünde, havacılık alanı için oldukça kullanışlı bir kontrol tekniğidir. Özellikle geniş uçuş zarflarına ve yüksek manevra kabiliyetine sahip yüksek performanslı hava araçları için oldukça tercih edilen ve giderek popülerleşen bir kontrol yöntemidir ve F-18 HARV, F-35 Lightning II, X-16, X-38 gibi çeşitli yüksek performanslı uçaklara uygulanmıştır [20, 21, 29].

Teorik olarak, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yasası istenen dinamikleri mükemmel şekilde takip eden bir kontrol yasası elde etmek için sistem dinamiklerini tersine çevirir. Dinamiklerin mükemmel şekilde tersine çevrilmesi, istenen dinamiklerin mükemmel bir şekilde takip edilmesi ile sonuçlanır. Orijinal dinamiklerin mükemmel bir şekilde iptalinin sağlanması için doğrusal olmayan sistem dinamiklerinin doğru bilgisine ihtiyaç vardır. Fakat pratikte model uyumsuzlukları, bozucular, ölçüm gürültüleri ve belirsizlikler gibi etkenler dinamiklerin mükemmel şekilde iptal edilmesini önleyebilir. Belirsizlikler kontrol performansını düşürebileceğinden ve hatta sistemi kararsız hale getirebileceğinden, NDI kontrol sistemi tasarlanırken belirsizliklere karşı dayanıklılık konusu dikkate alınmalıdır. NDI kontrol algoritmasının en bilinen dezavantajı, tek başına dayanıklılık garantisi sağlayamamasıdır. Bu nedenle, NDI kontrol yöntemi farklı kontrol yöntemleri ile birlikte kullanılarak dayanıklılığı artırılabilir [20,21,29].

Bu bölümde, doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi detaylı bir şekilde anlatılmıştır. İlk olarak NDI kontrol algoritmasının yapısı elde edilmiş, ardından kontrol sistemi tasarlanırken kullanılan alt sistemler açıklanmıştır. Sonrasında, kontrol değişkenlerinin ve istenen referans dinamiklerin seçimleri anlatılmıştır. Yerleşik modelden ve zaman ölçeği ayrımı kavramından bahsedilmiştir. Son olarak, NDI kontrol algoritmasının dayanıklılığı incelenmiş ve NDI kontrol algoritmasına dayanıklılığı artırmak için bir PI dış döngü tasarlanarak bu yapı anlatılmıştır. Bölümün sonunda NDI kontrol sisteminin ve PI dış döngülü NDI kontrol sisteminin simülasyon sonuçlarına yer verilmiştir.

3.1 NDI Kontrol Algoritması Yapısı

Dinamik tersleme yöntemleri hem doğrusal hem de doğrusal olmayan sistemlere uygulanabilir. Doğrusal bir sistem, durum uzayında denklem 3.1'deki gibi ifade edilebilir. Burada, A sistem matrisi, B giriş matrisi, x durum vektörü ve u giriş vektörüdür.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.1)$$

Doğrusal dinamik tersleme yönteminde, durum uzayı sistemi denklem 3.2'de gösterildiği gibi kontrol yasasını (u) sistem dinamiğinin ve istenen dinamiklerin ($\dot{x}_{des}$) bir fonksiyonu olarak elde etmek için tersine çevrilir.

$$u = B^{-1}(\dot{x}_{des} - Ax) \quad (3.2)$$

Doğrusal dinamik tersleme yöntemi, tüm uçuş zarfı (veya uçuş zarfının modellenmiş bir alt kümesi) üzerinde çalışan doğrusal olmayan bir kontrol yöntemi elde etmek için doğrusal olmayan sistemlere kolayca genişletilebilir. Eğer sistem kontrol işaretine (u) göre kaymış doğrusal (affine) ise, dinamikler denklem 3.3'teki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (3.3)$$

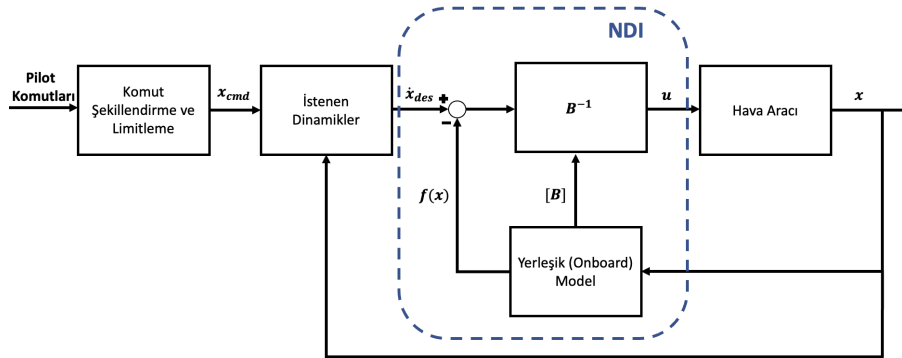
Burada, f ve B durumlara bağlı doğrusal olmayan fonksiyonlar olup, f sistem dinamiklerini, B ise kontrol etkinlik matrisini ifade etmektedir. Eğer B tersi alınabilir bir matris ise, denklem 3.3 u için çözülerek denklem 3.4 elde edilir.

$$u = B(x)^{-1} [\dot{x} - f(x)] \quad (3.4)$$

Kontrol amacı, istenen referans dinamikleri ($\dot{x}_{des}$) takip etmek için u sinyalini belirlemektir. $\dot{x}_{des}$ belirlenmiş ve B tersi alınabilir bir matris ise, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol kanunu, dinamiklerin tersine çevrilmesi ve kontrol değişkeni türevi $\dot{x}$ 'in istenen dinamikler $\dot{x}_{des}$ ile değiştirilmesi ile elde edilir. Denklem 3.5'te NDI kontrol yasası verilmiştir.

$$u = B(x)^{-1} [\dot{x}_{des} - f(x)] \quad (3.5)$$

Şekil 3.1, NDI kontrolörünün genel bir blok şemasını gösterir.

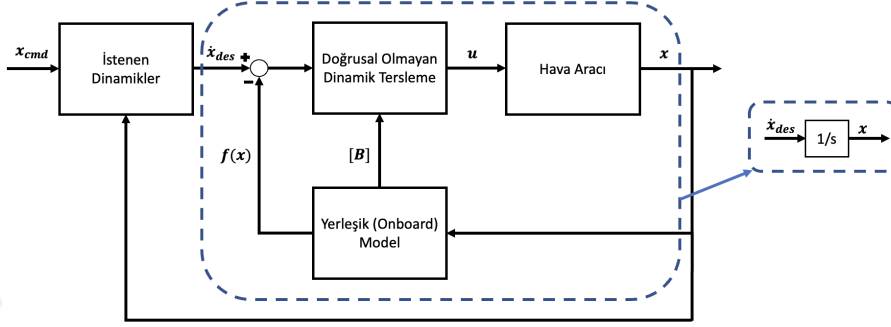


Şekil 3.1 : Doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yönteminin genel blok diyagramı.

NDI kontrol algoritması f ve B 'yi hesaplarken uçuş kontrol bilgisayarındaki yerleşik modeli (onboard model) kullandığı için kontrol yasası denklem 3.6'daki gibi de ifade edilebilir.

$$u = B_{OBM}(x)^{-1} [\dot{x}_{des} - f_{OBM}(x)] \quad (3.6)$$

Burada, f_{OBM} ve B_{OBM} , hava aracında yerleşik modeldeki tahmin edilen dinamiklerdir. Sistem dinamiği f_{OBM} ve kontrol etkinlik matrisi B_{OBM} tamamen doğru tahmin edilirse, denklem 3.5'in denklem 3.3'te yerine koyulması ile dinamiklerin mükemmel iptali elde edilir ve $\dot{x} = \dot{x}_{des}$ ile sonuçlanır. Bu da Şekil 3.2'de gösterildiği gibi sistemi bir integratöre indirger.



Şekil 3.2 : Sistemin integratöre indirgenmesi.

3.2 Kontrol Değişkenleri

Kontrol değişkenleri, hava aracının pilot tarafından kontrol edilen durumlarıdır. Uçuş kontrolde kontrol değişkenleri büyük öneme sahiptir ve her bir dönme eksenini için bir kontrol değişkeni seçilir. Kontrol değişkeni konsepti NDI kontrol algoritmasında da önemli bir role sahiptir. Dinamik tersleme yönteminde kontrol değişkenleri seçilirken, sistem karakteristiği, uçuş ve kullanım kalitesi, görev hedefleri, bozucu bastırma, dayanıklılık gibi kriterler ve istenen amaçlar göz önünde bulundurulabilir [81].

Kontrol değişkenlerinin her biri pilot tarafından kontrol edilecek p, q, r ya da p, q, β gibi tek bir sinyal ya da birçok sinyalin kombinasyonu olan harmanlanmış sinyaller şeklinde seçilebilir. Literatürde farklı kaynaklarda [14, 20, 22, 81] farklı kontrol değişkenleri seçimleri önerildiği ve kullanıldığı görülmüştür. Kontrol değişkenleri ve seçimi konularında detaylı bilgi için [14, 22, 81] referansları incelenebilir. Bu kaynaklar, düşük ve yüksek dinamik basınçlarda istenen uygun yanıtları elde etmek için farklı durumları harmanlayan kontrol değişkenlerini tanımlamışlardır.

Bu çalışma kapsamında daha basit bir yaklaşım kullanılarak, yuvarlanma ve yunuslama açısal hızları (p, q) ile yana kayma açısı (β) kontrol değişkeni olarak seçilmiştir. $\dot{\beta}$ ile r arasındaki dönüşüm kullanılarak, sapma açısal hızı komutu (r) elde edilir. İç döngüde p, q, r , dış döngüde ise β kontrol değişkenleri bulunmaktadır.

3.2.1 Açısal hızlar

Gövde eksenli açısal hızları p_b, q_b, r_b veya kararlılık eksenli açısal hızları p_s, q_s, r_s hava araçlarında sıklıkla kullanılan kontrol değişkenlerindendir. Genellikle düşük dinamik basınçlar için gövde eksenli açısal hızları seçilirken, yüksek dinamik basınçlar için kararlılık eksenli açısal hızları seçilir.

Çoğu zaman sapma açısal hızı r yerine yana kayma açısı β da kullanılabilir. Bu durumda, p ve q kontrol değişkenleri manevra yapmak için kullanılırken, β 'ya 0 komut verilir yani uçuş kontrol sistemi yönsel eksenli kontrol eder ve pilot dümeni kullanmaz. Sadeleştirilmiş $\dot{\beta}$ dinamikleri kullanılarak, istenen yana kayma açısına bağlı olarak sapma açısal hızı komutu elde edilir. $\dot{\beta}$ dinamikleri denklem 3.7'de, sadeleştirilmiş hali ise denklem 3.8'de arasında verilmiştir.

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V_T} \left[\frac{D}{m} \sin \beta + \frac{Y}{m} \cos \beta + g(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta) - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta \right] + p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (3.7)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V_T} \sin \phi \cos \theta \quad (3.8)$$

β ile r arasındaki dönüşüm denklemi ise denklem 3.9'daki gibi elde edilir. Denklem 3.9'daki yaklaşım, $\dot{\beta}$ dinamiğinin yaklaşık olarak dinamik tersine çevrilmesidir.

$$r_{cmd} = p \tan \alpha - \dot{\beta} \sec \alpha + \frac{g}{V_T} \sin \phi \cos \theta \sec \alpha \quad (3.9)$$

Çizelge 3.1'de, bu tez çalışması kapsamında kullanılmış olan kontrol değişkenleri verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Seçilen kontrol değişkenleri.

Eksen	Sembol	Kontrol Değişkeni
Yuvarlanma	LCV	p_b
Yunuslama	MCV	q_b
Sapma	NCV	r_b, β

3.2.2 Harmanlanmış (blended) kontrol değişkenleri

Birden fazla parametrenin harmanlanmasıyla elde edilen kontrol değişkenlerine örnek olarak [14] ve [23] numaralı referanslardaki kontrol değişkenleri setleri sırasıyla Çizelge 3.2 ve Çizelge 3.3'te verilmiştir.

Çizelge 3.2 : Harmanlanmış kontrol değişkenleri seti - 1 [14].

Eksen	Sembol	Kontrol Değişkeni
Yuvarlanma	LCV	$p + r \alpha$
Yunuslama	MCV	$q + n_z/V_{co}$
Sapma	NCV	$r - p \alpha - (g/V) \sin \phi \cos \theta + k\beta$

Çizelge 3.2’de verilen kontrol değişkeni seti için, çoğu geleneksel uçuş rejimi ve pilotluk görevleri için iyi çalıştığı ancak yüksek hücum açısı veya çok düşük hızlı uçuşlar gibi durumlar için modifikasyonlara ihtiyaç duyulabileceği belirtilmiştir.

Çizelge 3.3 : Harmanlanmış kontrol değişkenleri seti - 2 [23].

Eksen	Sembol	Kontrol Değişkeni
Yuvarlanma	LCV	$p \cos \alpha + r \sin \alpha$
Yunuslama	MCV	$q - (g/V) (\cos \theta - \cos \theta \cos \phi)$
Sapma	NCV	$r \cos \alpha - p \sin \alpha - (g/V) \sin \phi \cos \theta$

Çizelge 3.3’te Lockheed Martin’in Müşterek Taarruz Uçağının (X-35B) Kısa Kalkış Dikey İniş (STOVL) varyantı için seçilen harmanlanmış kontrol değişkenleri setlerinden biri yer almaktadır.

3.3 İstenen Referans Dinamikler

İstenen dinamikler (desired dynamics), kontrol değişkenlerinin komutları takip ederken izlemesi istenen dinamik davranışları tanımlar [81]. İstenen referans dinamik modeli tasarımcı tarafından belirlenir ve genellikle seçilen kontrol değişkenine uygun olarak komut üreten klasik kontrolörlerden oluşur. İstenen dinamiklerin tasarımı, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol algoritmasının en önemli kısımlarından biridir. Bunun sebebi de, dinamik terslemeden sonra uçak modeli bir integratör haline geldiğinden, kontrolörün performansı istenen dinamiklerin tasarımına bağlıdır [38].

Dinamik tersleme kontrolörünün formu, tasarımcının istenen dinamikleri belirlemesine olanak tanır. İstenen dinamikler tasarlanırken, bir referans modelin kullanılması veya istenen uçuş niteliklerinin belirlenmesi gibi çeşitli yöntemler kullanılabilir. Georgie ve Valasek [82,83]’te dinamik tersleme kontrol yasasında istenen dinamikleri tasarlamak için 4 farklı yöntem önermiştir. Bunlar, orantısal (P) kontrol, orantısal ve integral (PI) kontrol, çeşitli uçuş kalitesi (flying qualities) seviyelerini karşılayan dinamikler ve yolcu sürüş kalitesine (ride qualities) karşılık gelen dinamiklerdir.

İstenen dinamiklerin zaman sabitleri, sönüm oranları ve doğal frekansları, MIL-STD-1797A [84] gibi askeri uçuş kalitesi standartlarına dayalı uçuş ve kullanım kalitesi gereksinimlerini sağlayacak şekilde seçilebilir. Bu yaklaşım, F-35 gibi platformlarda kullanılmaktadır [21]. İstenen dinamiklerin farklı türleri hakkında daha fazla bilgi için [82, 83] incelenebilir.

İstenen dinamiklerin tasarımında yaygın olarak kullanılan seçeneklerden biri, uçuş kalitesini istenen seviyede sağlayacak şekilde istenen dinamik tasarımı yapmaktır ve bu tez çalışmasında da istenen dinamiklerin seçimi uçuş kalitesi temel alınarak yapılmıştır. Buna göre, MIL-STD-1797A [84] veya MIL-F-8785C [85] gibi askeri standartlar göz önünde bulundurularak Seviye 1 uçuş kalitesi nitelikleri elde edilecek şekilde referans modeller tasarlanmıştır. Referans modellerin istenilen zaman sabitlerine, sönüm oranlarına ve doğal frekanslara sahip olabilmesi için düşük dereceli sistemler kullanılması gerekir. Bu çalışma kapsamında, birinci ve ikinci dereceden referans modeller kullanılmıştır.

Birinci dereceden istenen dinamikler denklem 3.10'daki form ile tanımlanır. CV_{cmd} kontrol değişkeni komutunu, CV ise sensör geribeslemesini ifade eder.

$$\dot{CV}_{des} = K(CV_{cmd} - CV) \quad (3.10)$$

Kontrolör kontrol değişkenini istenen değere sürdükçe, kapalı çevrim istenen dinamikler denklem 3.11'deki klasik bir birinci dereceden sistem formunda olur.

$$\frac{CV_{des}(s)}{CV_{cmd}(s)} = \frac{K}{s + K} \quad (3.11)$$

Kazanç K denklem 3.12'de görülebileceği gibi istenen zaman sabitinin tersi olarak ayarlanmalıdır.

$$K = \frac{1}{\tau_{des}} \quad (3.12)$$

İkinci dereceden istenen dinamikler denklem 3.13'te verilen form ile tanımlanabilir.

$$\dot{CV}_{des} = \frac{\omega_{des}^2}{s + 2\zeta_{des}\omega_{des}}(CV_{cmd} - CV) \quad (3.13)$$

İlgili manipülasyonlar yapıldığında, denklem 3.13'ün kapalı çevrimde klasik bir ikinci dereceden sisteme (denklem 3.14) dönüştüğü söylenebilir.

$$\frac{CV_{des}(s)}{CV_{cmd}(s)} = \frac{\omega_{des}^2}{s^2 + 2\zeta_{des}\omega_{des}s + \omega_{des}^2} \quad (3.14)$$

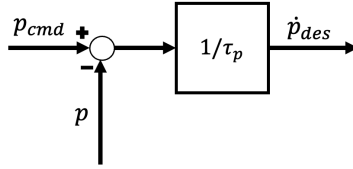
Birinci dereceden dinamikler zaman sabiti ile belirlenirken, ikinci dereceden istenen dinamikler ise istenen bir sönümlleme oranı ve doğal frekansın seçimine olanak sağlar. Bu çalışmada, istenen dinamikler yuvarlanma ve sapma hızı yanıtları için birinci dereceden, yunuslama hızı ve yana kayma yanıtları için ise ikinci dereceden seçilmiştir.

3.3.1 İstenen dinamiklerin tasarımı

Yuvarlanma eksenini istenen dinamikleri denklem 3.15'teki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{p}_{des} = K_p(p_{cmd} - p) \quad (3.15)$$

Burada K_p , MIL-F-8785C'deki [85] yuvarlanma modu zaman sabiti gereksinimlerine göre seçilmiştir. Şekil 3.3'te yuvarlanma eksenini istenen dinamiklerinin blok diyagramı verilmiştir.

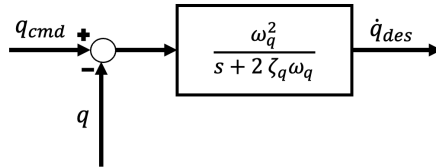


Şekil 3.3 : Yuvarlanma eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.

Yunuslama eksenini dinamikleri ikinci dereceden olup, MIL-F-8785C'deki [85] kısa periyot modu gereksinimlerine dayanmaktadır. Yunuslama eksenini istenen dinamikleri denklem 3.16'da verilmiştir.

$$\dot{q}_{des} = \frac{\omega_{des}^2}{s + 2\zeta_{des}\omega_{des}} [q_{cmd} - q] \quad (3.16)$$

Şekil 3.4, yunuslama eksenini istenen dinamiklerinin blok diyagramıdır.



Şekil 3.4 : Yunuslama eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.

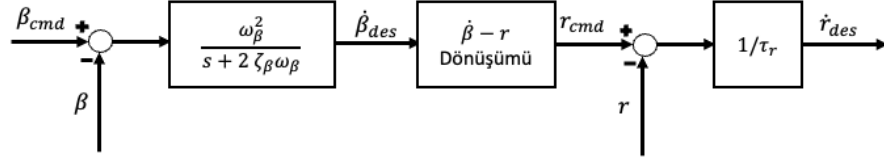
Sapma eksenini, yana kayma açısı için ikinci dereceden dinamikler, sapma açısal hızı için ise birinci dereceden dinamikler içerir. İstenen yana kayma dinamikleri denklem 3.17'deki gibi olup, MIL-F-8785C'deki [85] Dutch-roll modu gereksinimlerine göre tasarlanmıştır.

$$\dot{\beta}_{des} = \frac{\omega_{des}^2}{s + 2\zeta_{des}\omega_{des}} [\beta_{cmd} - \beta] \quad (3.17)$$

Daha sonra, dinamik tersleme işlemi ile istenen yana kayma dinamikleri sapma hızı komutlarına dönüştürülür. Yana kayma dinamiklerinden sapma hızı komutlarına dönüşüm daha önce denklem 3.9’da verilmiştir. Bu denklemde r_{cmd} , terslemeden kaynaklanan kontroldür. İstenen sapma hızı dinamikleri denklem 3.18’deki gibidir.

$$\dot{p}_{des} = K_r(r_{cmd} - r) \quad (3.18)$$

Şekil 3.5’te sapma eksenini istenen dinamiklerinin blok diyagramı gösterilmiştir.



Şekil 3.5 : Sapma eksenini istenen dinamikler blok diyagramı.

3.3.2 İstenen dinamiklerin parametrelerinin seçimi

İstenen dinamiklerin seçimi yapılırken, bu çalışma kapsamında askeri standartlar (MIL-F-8785C) baz alınarak tasarım gerçekleştirilmiştir. Standartlarda yer alan parametrelerin değerleri ve sınırları hava aracının ait olduğu sınıfa, uçuş fazına ve uçuş kalitesi seviyesine göre değişim gösterir. Bu nedenle, istenen dinamikler belirlenmeden önce F-16 savaş uçağının sınıfı, uçuş fazı ve istenen uçuş kalitesi seviyesi belirlenmelidir. Çizelge 3.4 hava aracı sınıflarını, Çizelge 3.5 uçuş fazlarını ve Çizelge 3.6 uçuş kalitesi seviyelerini tanımlamaktadır.

Çizelge 3.4 : Hava aracı sınıfları.

Hava aracı sınıfları	
Sınıf I	Küçük ve hafif ağırlıkta; manevra yeteneği orta seviye olan uçaklar
Sınıf II	Orta ağırlıkta; manevra yeteneği düşük ve orta seviye arasında olan uçaklar
Sınıf III	Büyük ve ağır; manevra yeteneği düşük ve orta seviye arasında uçaklar
Sınıf IV	Yüksek manevra yeteneğine sahip uçaklar

Çizelge 3.5 : Uçuş fazları.

Uçuş fazları	
Kategori A	Genellikle hızlı manevra yeteneği gerektiren uçaklar
Kategori B	Hassas takip olmadan kademeli manevralarda (alçalma, tırmanış...) uçuş yolu kontrolü gerekli olan uçaklar
Kategori C	Kademeli manevralarda kullanılan ve genellikle uçuş yolu kontrolü zorunlu olan uçaklar

Çizelge 3.6 : Uçuş kalitesi seviyeleri.

Uçuş kalitesi seviyeleri	
Seviye 1	Görev uçuş aşamaları için yeterli uçuş özelliklerine sahiptir.
Seviye 2	Görev uçuşunu gerçekleştirmek için yeterli özelliklere sahip, ancak pilot işyükü artar ya da görevin etkinliği azalır.
Seviye 3	Uçak güvenli bir şekilde kontrol edilebilir ancak pilot iş yükü çok yüksektir ya da görev etkinliği yetersizdir.

Bu çizelgelere göre, F-16 hava aracının Sınıf IV olduğu söylenebilir. Uçuş fazı Kategori A ve uçuş kalitesi Seviye 1 olarak belirlenmiştir.

Çizelge 3.7 yuvarlanma modu gereksinimlerini, Çizelge 3.8 ve Çizelge 3.9 kısa periyot modu gereksinimlerini, Çizelge 3.10 ise Dutch-roll modu gereksinimlerini göstermektedir.

Çizelge 3.7 : Yuvarlanma modu zaman sabiti gereksinimleri.

Seviye	Kategori				
	A		B	C	
Sınıf	I-IV	II-III	Tümü	I-II-IV	II-III
1	1.0	1.4	1.4	1.0	1.4
2	1.4	3.0	3.0	1.4	3.0
3	-	-	10.0	-	-

Çizelge 3.8 : Kısa periyot modu sönümleme oranı limitleri.

Seviye	Kategori					
	A		B		C	
	min	max	min	max	min	max
1	0.35	1.30	0.30	2.00	0.35	1.30
2	0.25	2.00	0.20	2.00	0.25	2.00
3	0.15	-	0.15	-	0.15	-

Çizelge 3.9 : Kısa periyot modu doğal frekans limitleri.

Seviye	Kategori					
	A		B		C	
	min	max	min	max	min	max
1	0.28	3.60	0.085	3.60	0.16	3.60
2	$w_n \geq 1.0$				$w_n \geq 0.7$	
	0.16	10.00	0.038	10.00	0.096	10.00
3	$w_n \geq 0.6$				$w_n \geq 0.4$	
	0.16	-	0.038	-	0.096	-

Çizelge 3.10 : Dutch-roll modu gereksinimleri.

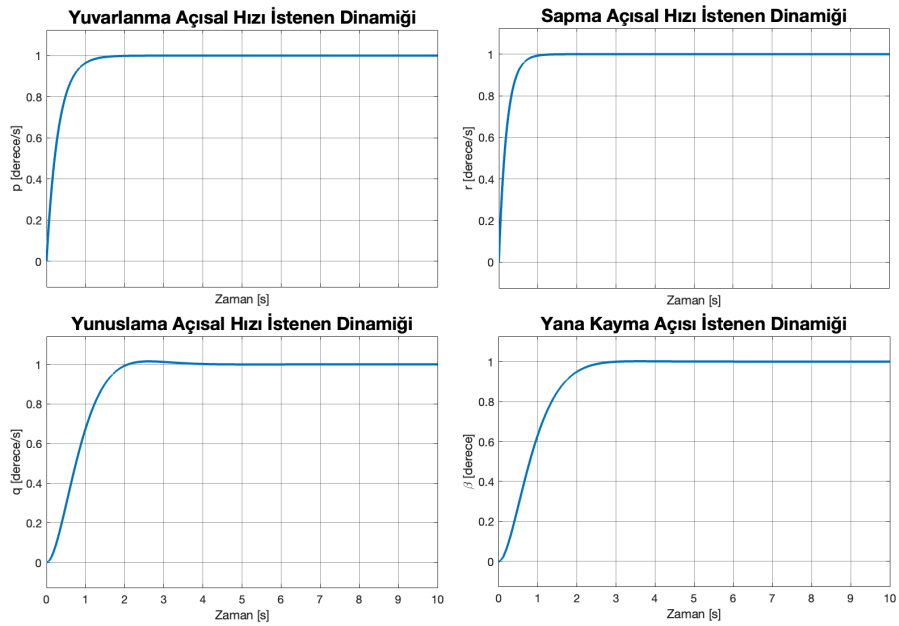
Seviye	Kategori	Sınıf	Min ζ_d	Min $\zeta_d w_{n_d}$	Min w_{n_d}
1	A	I-IV	0.19	0.35	1.0
		II-III	0.19	0.35	0.4
	B	Tümü	0.08	0.15	0.4
		I-II-IV	0.08	0.15	1.0
	C	II-III	0.08	0.15	0.4
2	Tümü	Tümü	0.02	0.05	0.4
3	Tümü	Tümü	0.02	-	0.04

Yukarıda verilen MIL-F-8785C'deki çizelgelerden yararlanılarak, istenen dinamikler Kategori A, Sınıf IV bir hava aracı için Seviye 1 uçuş kalitesini sağlayacak şekilde belirlenmiştir. İstenen dinamiklerin tasarım parametreleri için seçilen değerler Çizelge 3.11'de verilmiştir.

Çizelge 3.11 : İstenen dinamik parametreleri.

Tasarım Parametreleri	Değer
τ_p	0.3
ζ_q	0.8
w_q	2
τ_r	0.2
ζ_β	0.9
w_β	2

Şekil 3.6'da istenen dinamikler gösterilmiştir.

**Şekil 3.6 : İstenen dinamikler.**

3.4 Yerleşik (Onboard) Model

Yerleşik model (OBM: On-board model), uçuş kontrol bilgisayarında yer alan hava aracı dinamikleri modeline verilen isimdir. NDI kontrol yasası tasarlanırken denklem 3.5'te gösterildiği üzere f ve B sistem parametlerine ihtiyaç olup, f ve B sistem parametleri yerleşik model kullanılarak hesaplanır. f ve B terimleri doğrusal olmayan dinamikler ile kuvvet ve moment terimlerini tanımlar. Hava araçları için doğrusal olmayan dinamikler, uçak gövde eksenli hızlarının ve açısal hızlarının fonksiyonları olup, uçak kütlesi ve atalet momentine bağlıdır. Kuvvet ve moment terimleri ise, hava aracı üzerindeki aerodinamik, itki ve yerçekimi etkilerine bağlıdır.

Yerleşik modelin doğruluğu, NDI kontrol yasasının kontrol hedeflerini karşılaması için kritik öneme sahiptir. Bu sebeple, özellikle arama tabloları olarak uçakta depolanan aerodinamik terimler gibi büyük veritabanlarını geliştirmek için hehesaplamalı akışkanlar dinamiği (computational fluid dynamics), rüzgar tüneli testleri ve uçuş testleri gibi yöntemlerle OBM'nin doğruluğu artırılabilir [21].

Kontrol değişkenleri göz önünde bulundurularak, OBM'de hesaplanan f ve B 'nin ifadeleri bu bölümde gösterilmiştir. f ve B 'nin eldesi için F-16 hava aracının dönme dinamiği denklem 3.19'daki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned}\dot{p} &= C_1 r q + C_2 p q + C_3 L + C_4 N \\ \dot{q} &= C_5 p r - C_6 (p^2 - r^2) + C_7 M \\ \dot{r} &= C_8 p q - C_2 r q + C_4 L + C_9 N\end{aligned}\tag{3.19}$$

L, M, N sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma momentleri ifade etmektedir ve Bölüm 2.3.3'te açıklanmıştır. Benzer şekilde, $C_1, C_2, \dots, C_9$ katsayıları eylemsizlik momenti katsayılarına bağlı sabitler olup, ifadeleri Bölüm 2.3.4'te verilmiştir.

Denklem 3.19 kullanılarak, f ve B 'nin ifadeleri sırasıyla denklem 3.20 ve denklem 3.21'de verilmiştir. f kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olmayan terimlerden oluşurken, B ise kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olan terimler içerir.

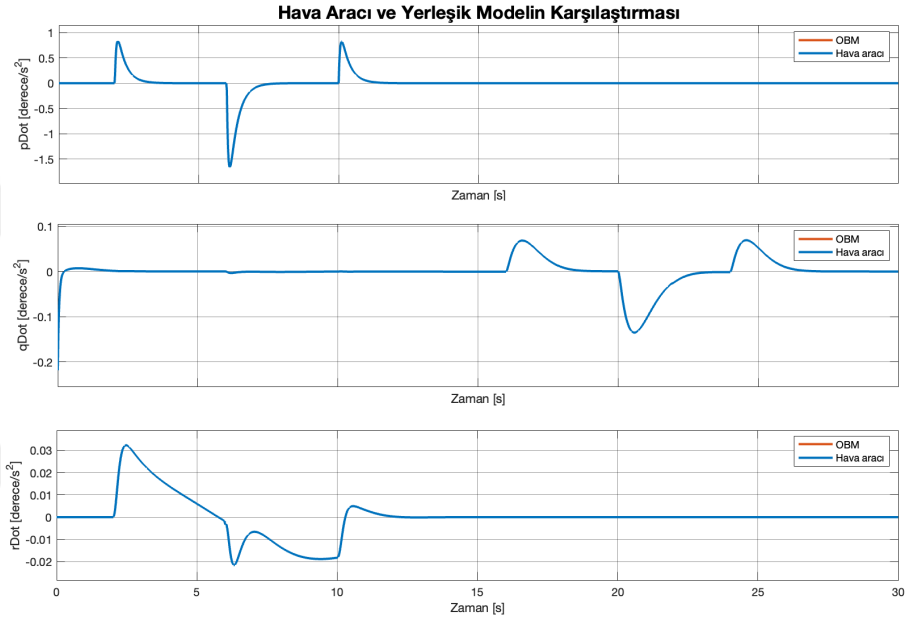
$$f = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 r_b q_b + C_2 p_b q_b + C_3 L + C_4 N \\ C_5 p_b r_b - C_6 (p_b^2 - r_b^2) + C_7 M \\ C_8 p_b q_b - C_2 r_b q_b + C_4 L + C_9 N \end{bmatrix}\tag{3.20}$$

Denklem 3.20'de f oluşturulurken, L, M, N terimlerinin yerine C_l, C_m, C_n terimlerine bağlı açık ifadeleri yazıldığında, C_l, C_m, C_n katsayılarının sadece kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olmayan terimleri f 'te yer alır.

C_l, C_m, C_n katsayılarının kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olan terimleri ise B matrisinde yer alır. Kontrol yüzeyi sapmaları aileron (δ_a), elevatör (δ_e) ve dümen (δ_r) olarak düşünüldüğünde, kontrol etkinlik matrisi B denklem 3.21'deki gibi elde edilir.

$$B = \bar{q}S \begin{bmatrix} b & 0 & 0 \\ 0 & \bar{c} & 0 \\ 0 & 0 & b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_3C_{l\delta_a} + C_4C_{n\delta_a} & 0 & C_3C_{l\delta_r} + C_4C_{n\delta_r} \\ 0 & C_7C_{m\delta_e} & 0 \\ C_4C_{l\delta_a} + C_9C_{n\delta_a} & 0 & C_4C_{l\delta_r} + C_9C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

Yerleşik modelde yer alan f ve B 'nin doğru hesaplanıp hesaplanmadığını test etmek amacıyla, hava aracı modelinde yer alan açısal ivmeler ile OBM'de hesaplanan açısal ivmeler karşılaştırılmıştır. Şekil 3.7'de karşılaştırma sonuçları verilmiştir.



Şekil 3.7 : Hava aracı ve yerleşik modelin karşılaştırması.

Şekil 3.7'de her iki sinyalin üst üste olduğu görülmektedir yani f ve B 'nin hava aracındaki model ile tutarlı hesaplandığı söylenebilir.

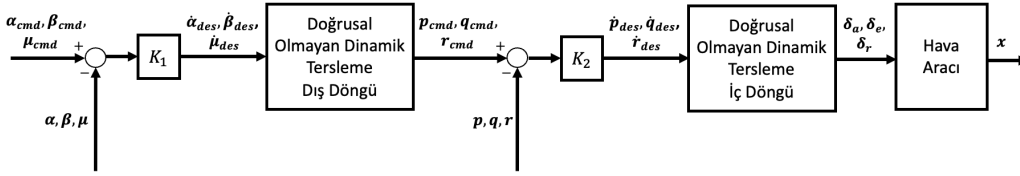
3.5 Zaman Ölçeği Ayrımı (Time Scale Separation)

Dinamik bir sistemde, kontrol girişinin her değişken üzerindeki etkinliği aynı değildir. Bazı değişkenler girişe daha hızlı yanıt verirken, bazıları ise kararlı duruma daha yavaş ulaşır. Genel olarak hava aracı dinamiği de yavaş ve hızlı dinamikler olmak üzere ikiye ayrılabilir. Örneğin, elevatör yüzey sapmasının yunuslama açısal hızı üzerindeki etkisi, yunuslama açısı üzerindeki etkisinden daha hızlıdır [51].

Yavaş ve hızlı dinamikleri kontrol ederken, kontrol döngüsü çoklu döngü yapılarına bölünür. Yavaş dinamikler dış döngüde yer alır ve dış döngünün çıkışı iç döngünün

girişi olur. Hızlı dinamikler ise iç döngüde yer alır. Dış döngü daha yavaş olduğundan, iç döngü girişinin sabit olduğunu varsaymaktadır. Benzer şekilde, iç döngü daha hızlı olduğundan dış döngü de iç döngünün kararlı duruma ulaştığını varsaymaktadır. Bu yaklaşıma, zaman ölçeği ayrımı ya da çoklu zaman ölçekleme ismi verilmektedir ve [14, 26, 28]'de iyi bir şekilde çalıştığı gösterilmiştir [86].

Literatürde hem sadece hızlı dinamiklerin kontrol edildiği, hem de hızlı ve yavaş dinamiklerin kademeli olarak kontrol edildiği çalışmalar oldukça yaygındır. Doğrusal olmayan dinamik tersleme, yüksek hücum açısı manevraları problemi için en çok çalışılan doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden biridir ve bu tür bir problem için hem hızlı hem yavaş dinamiklerin kontrol edildiği katmanlı yapı sıklıkla tercih edilmektedir. Bunun nedeni de, bu yaklaşım ile uçuş kontrol yasasının pilotun açısız hızı (q) doğrudan kontrol etme ihtiyacını ortadan kaldırarak yüksek hücum açısı manevraları sırasında hücum açısını doğru bir şekilde kontrol etmesine izin vermesidir. Zaman ölçeği ayrımı kavramı kullanılarak oluşturulan iki kademeli NDI kontrol sisteminin blok diyagramı Şekil 3.8'de gösterilmiştir.



Şekil 3.8 : İki kademeli NDI kontrol sistemi blok diyagramı.

F-16 hava aracının da yavaş ve hızlı dinamikleri arasında zaman ölçeği farkı olduğundan, iki adımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi uygulanabilmektedir [27]. İlk adımda yavaş dinamikler tersine çevrilirken, ikinci adımda ise hızlı dinamikler tersine çevrilir. Kontrol değişkenleri, hızlı değişkenler için her bir eksenindeki açısız hızlar (p, q, r) iken, yavaş değişkenler ise hücum açısı (angle of attack), yana kayma açısı (side slip angle) ve yatış açısı (bank angle) olarak seçilebilir.

Bu tez çalışması kapsamında, yavaş dinamik olarak β seçilmiş olup, hızlı dinamikler ise p, q, r olarak belirlenmiştir. Yani β dinamik terslemenin dış döngüsünde yer almaktadır, p, q ve β 'dan türetilen r ise iç döngüdeki dinamik terslemeyi oluşturmaktadır.

3.5.1 Hızlı dinamiklerin kontrolü

Hızlı dinamik denklemler, açısal hızlar ile kontrol yüzeyi sapmaları arasındaki ilişkiyi temsil etmektedir. Bölüm 3.4'te hızlı dinamikler için f ve B elde edilmişti. Bölüm 3.4'te elde edilen f ve B kullanılarak, hızlı değişkenlere uygulanan doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yasası ile istenen kontrol yüzeyi sapmaları sırasıyla denklem 3.22 ve denklem 3.23'teki gibi gösterilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_p(x_1) \\ f_q(x_1) \\ f_r(x_1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{p\delta_a}(x_2) & 0 & b_{p\delta_r}(x_2) \\ 0 & b_{q\delta_e}(x_2) & 0 \\ b_{r\delta_a}(x_2) & 0 & b_{r\delta_r}(x_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{p\delta_a}(x_2) & 0 & b_{p\delta_r}(x_2) \\ 0 & b_{q\delta_e}(x_2) & 0 \\ b_{r\delta_a}(x_2) & 0 & b_{r\delta_r}(x_2) \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_{des} \\ \dot{q}_{des} \\ \dot{r}_{des} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(x_1) \\ f_q(x_1) \\ f_r(x_1) \end{bmatrix} \right) \quad (3.23)$$

Burada, x_1 değişkenleri $V_T, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e$ ve x_2 değişkenleri $\alpha, \beta, \delta_e, \bar{q}$ durumlarına bağlıdır.

3.5.2 Yavaş dinamiklerin kontrolü

Yavaş dinamik denklemleri, rüzgar eksen açıları ile açısal hızlar arasındaki ilişkiyi temsil etmektedir. Rüzgar eksen denklemleri, denklem 3.24-3.26 arasında verilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \\ & - \frac{1}{V_T \cos \beta} (-a_x \sin \alpha + a_z \cos \alpha + g_{atm} \cos \gamma \cos \mu) \end{aligned} \quad (3.24)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & -r \cos \alpha + p \sin \alpha - \frac{\sin \beta}{V_T} (a_x \cos \alpha + a_z \sin \alpha) \\ & + \frac{a_y}{V_T} \cos \beta + \frac{g_{atm}}{V_T} \cos \gamma \sin \mu \end{aligned} \quad (3.25)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu} = & \frac{p \cos \alpha + r \sin \beta}{\cos \beta} + \frac{a_y}{V_T} \cos \beta \cos \mu \tan \gamma \\ & + (a_x \sin \alpha - a_z \cos \alpha) \frac{(\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta)}{V_T} \\ & - (a_x \cos \alpha + a_z \sin \alpha) \frac{(\tan \gamma \cos \mu \sin \beta)}{V_T} - \frac{g_{atm} \cos \gamma \cos \mu \tan \beta}{V_T} \end{aligned} \quad (3.26)$$

Yavaş dinamiklerin terslenmesi yukarıda verilen rüzgar eksen denklemleri kullanılarak, hızlı dinamiklerin tersinin elde edilmesine benzer şekilde yapılmış ve

denklem 3.27 ile 3.28’de yavaş dinamik terslemenin genel formu ve kontrol işareti sırasıyla verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{\alpha}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \\ f_{\beta}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \\ f_{\mu}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\tan\beta \cos\alpha & 1 & -\tan\beta \sin\alpha \\ \sin\alpha & 0 & -\cos\alpha \\ \cos\alpha/\cos\beta & 0 & \sin\alpha/\cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\tan\beta \cos\alpha & 1 & -\tan\beta \sin\alpha \\ \sin\alpha & 0 & -\cos\alpha \\ \cos\alpha/\cos\beta & 0 & \sin\alpha/\cos\beta \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_d \\ \dot{\beta}_d \\ \dot{\mu}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_{\alpha}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \\ f_{\beta}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \\ f_{\mu}(V_T, \alpha, \beta, \mu, \gamma) \end{bmatrix} \right) \quad (3.28)$$

3.6 Dayanıklılık

Daha önce de belirtildiği üzere, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi modele oldukça bağlı bir yöntem olduğundan dayanıklılığı tek başına garanti edemez. Teorik olarak, NDI kontrol yöntemi ile dinamiklerin mükemmel bir şekilde iptal edilmesi sağlanır, böylece istenen dinamikler de mükemmel bir şekilde takip edilir. Fakat pratikte, sistem dinamiklerini tam olarak bilmek mümkün değildir. Bu nedenle kontrol yasasını elde etmek için f ve B tahminleriyle ($\hat{f}, \hat{B}$) değiştirilerek denklem 3.29 elde edilir.

$$u = [\hat{B}(x)]^{-1} [\dot{x}_{des} - \hat{f}(x)] \quad (3.29)$$

Bu tahminler genellikle ya sistemin modellenmesine dayanmaktadır ya da sistem tanımlama ile elde edilmektedir. Denklem 3.29, denklem 3.3’te yerine konulursa, denklem 3.30 elde edilir.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x) + B(x)\hat{B}(x)^{-1} [\dot{x}_{des} - \hat{f}(x)] \\ \dot{x} &= B(x)\hat{B}(x)^{-1} \dot{x}_{des} + f(x) - B(x)\hat{B}(x)^{-1} \hat{f}(x) \end{aligned} \quad (3.30)$$

Denklem 3.30’da, tahminlerin doğru olmadığı durumda, mükemmel terslemenin yapılamadığı görülmektedir. Bu da, doğrusal olmayan terimlerin tamamen iptal edilememesine ve istenen dinamiklerin takip edilememesine neden olur. Bu durum, NDI uygulamalarında üstesinden gelinmesi gereken bir sorundur ve dayanıklılığı geliştirmek için literatürde birçok çalışma mevcuttur. PI, PID, LQR, uyarlamalı kontrol, bulanık mantık, sinir ağları, kayan kipli kontrol gibi farklı kontrol yöntemleri kullanılarak dayanıklı NDI yöntemleri tasarlanabilir.

Bu tez çalışması kapsamında, PI kontrolör, artırılmış NDI ve kayan kipli kontrol yöntemleri ile geliştirilmiş dayanıklı NDI kontrol yöntemleri tasarlanmıştır.

3.7 PI Dış Döngülü NDI Kontrol Algoritması

NDI kontrol algoritmasının dayanıklılık sorununa çözüm olarak, bu bölümde NDI kontrol sistemine PI kontrolör ile dış döngü tasarlanmıştır. Bu durumda yeni kontrol yasası, dış döngünün oluşturduğu yardımcı giriş eklenecek şekilde değiştirilerek denklem 3.31'deki gibi elde edilir.

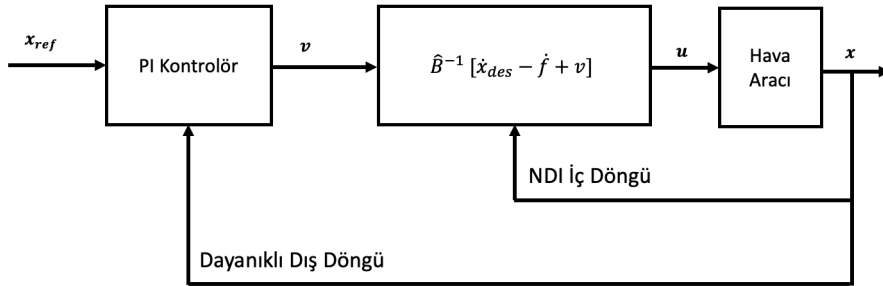
$$u = B(x)^{-1} [\dot{x}_{des} - f(x) + v] \quad (3.31)$$

Denklem 3.31'te dinamiklerin mükemmel bir şekilde iptal edildiği varsayılırsa, elde edilen kapalı döngü dinamikleri de denklem 3.32'deki gibi olur.

$$\dot{x} = \dot{x}_{des} + v \quad (3.32)$$

Pratikte ters çevirmenin hatalı olduğu düşünülürse, dış döngü sinyali v bu hatayı bastırarak şekilde tasarlanarak dayanıklı bir NDI kontrolör yapısı tasarlanabilir.

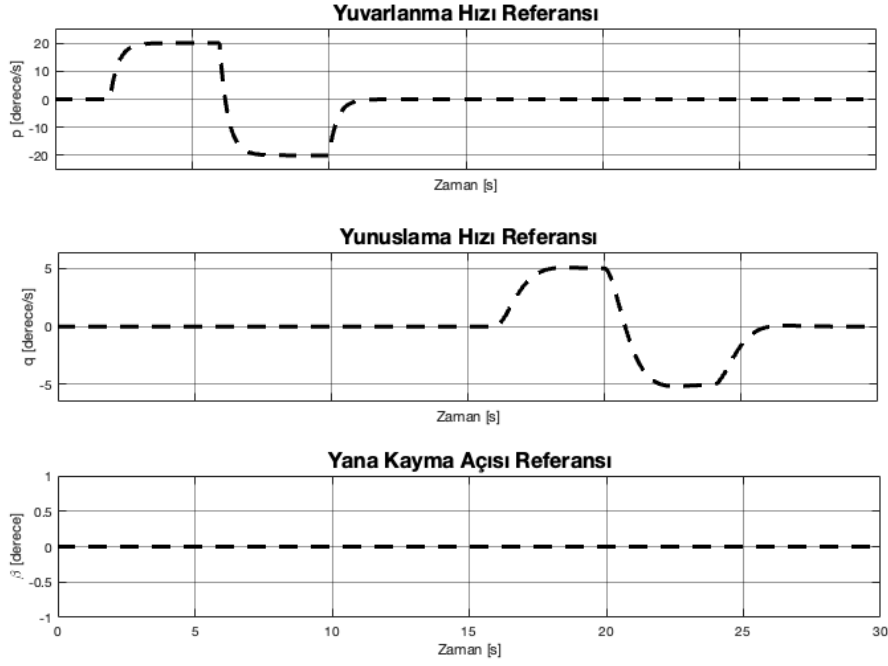
Hata sinyali $e = x - x_{des}$ için herhangi bir dayanıklı dış döngü kontrolörü tasarlandığında, NDI kontrol sistemi istenen dinamiklerin başarılı takibi ile sonuçlanır. PI kontrolör ile birlikte tasarlanan dayanıklı NDI kontrol sisteminin blok diyagramı Şekil 3.9'daki gibidir.



Şekil 3.9 : Dayanıklı NDI kontrol sistemi blok diyagramı.

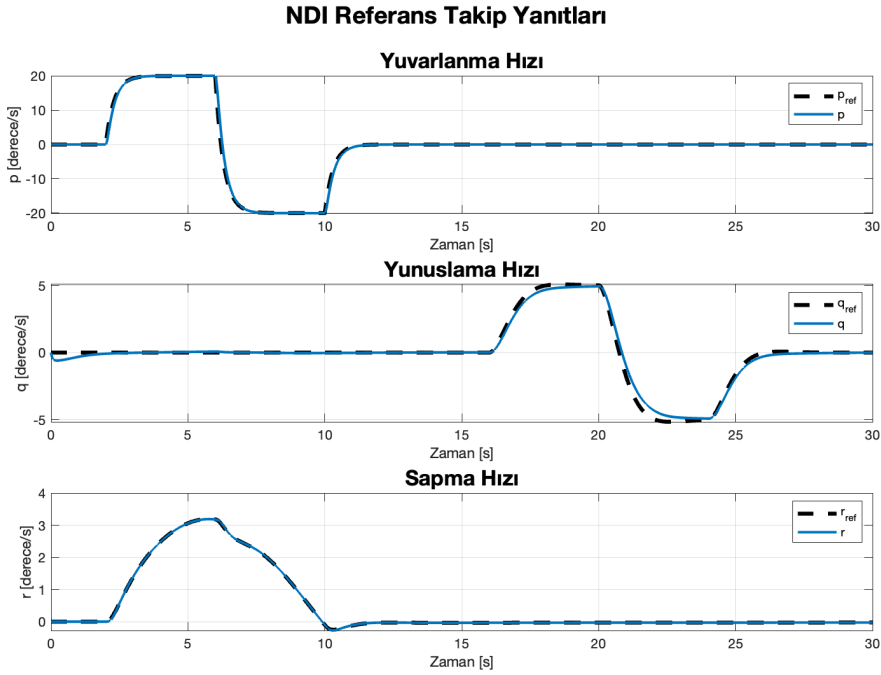
3.8 Simülasyon Sonuçları

Simülasyonda yuvarlanma açısız hızı için 20 *derece/s* ve yunuslama açısız hızı için 5 *derece/s* büyüklüğünde doublet girişler uygulanmıştır. Yana kayma açısına 0 *derece* komut verilmiştir. Sapma açısız hızının komutu ise ise yana kayma açısına bağlı olarak üretilmiştir. Uygulanan referanslar Şekil 6.1'da verilmiştir.

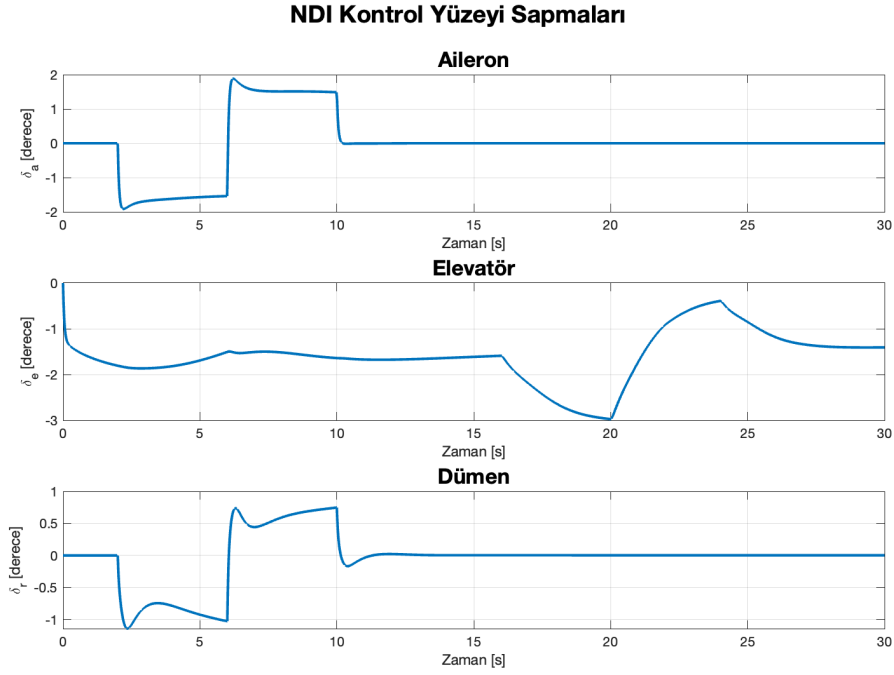


Şekil 3.10 : Uygulanan referanslar.

NDI kontrol algoritması ile sistemin referans takip yanıtları Şekil 3.11’de, kontrol yüzeyi sapmaları ise Şekil 3.12’de verilmiştir. NDI kontrol algoritmasının vaat ettiği üzere istenen dinamikleri başarılı bir şekilde takip ettiği söylenebilir.



Şekil 3.11 : NDI referans takip yanıtları.



Şekil 3.12 : NDI kontrol işaretleri.

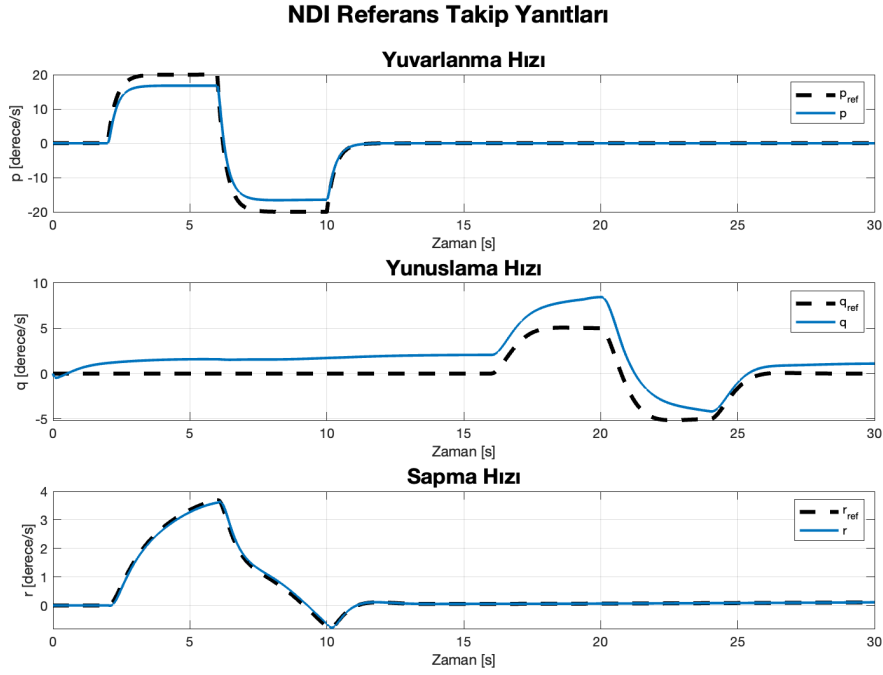
NDI kontrol algoritmasının referans takip hatası ISE performans kriteri ile değerlendirilmiş olup, yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısı hızları için ISE değerleri Çizelge 3.12’de verilmiştir.

Çizelge 3.12 : NDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

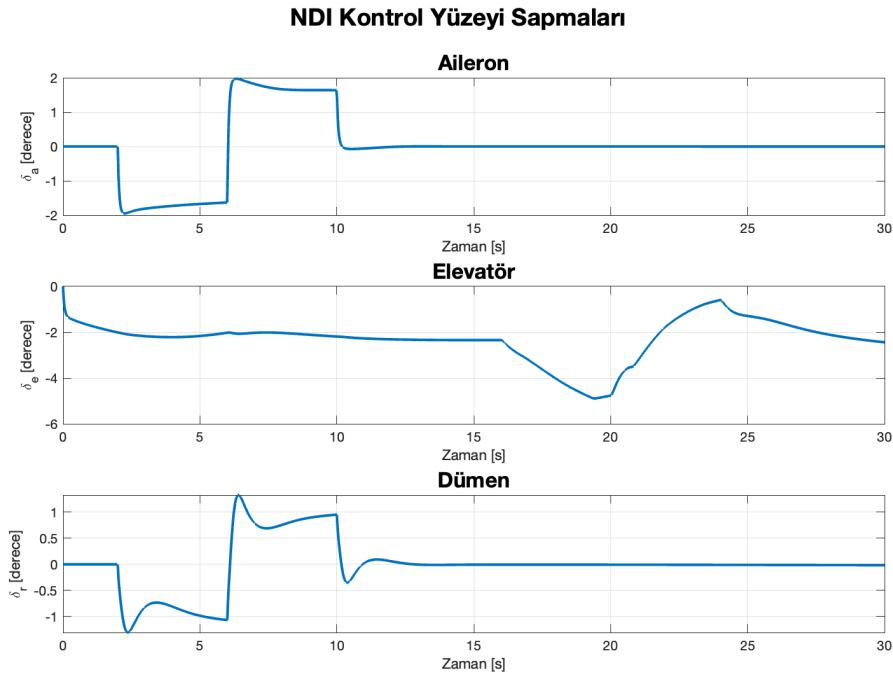
	p	q	r
ISE	7.5402	1.8401	9.54e-4

Ardından, tüm eksenlerde bazı aerodinamik parametrelere rastgele belirsizlik uygulanarak bir belirsizlik seti oluşturulmuş ve tüm kontrolörlerin belirsizlik durumundaki performansı ve dayanıklılığı aynı belirsizlik seti ile değerlendirilmiştir.

NDI kontrol algoritmasının belirsizlik durumundaki referans takip yanıtları ile kontrol yüzeyi sapmaları sırasıyla Şekil 3.13 ve Şekil 3.14’te verilmiştir. Tek başına kullanıldığında dayanıklı bir kontrolör olmadığı bilinen NDI kontrol sisteminin referans takip yanıtları belirsizlik durumunda oldukça kötüleşmiştir. Aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı dayanıklı olmadığı Şekil 3.13’te görülmektedir. Boylamsal ve yanal eksenlerde çok daha fazla olmak üzere, tüm eksenlerde performans kaybı gözlemlenmektedir.



Şekil 3.13 : Belirsizlik durumunda NDI referans takip yanıtları.



Şekil 3.14 : Belirsizlik durumunda NDI kontrol işaretleri.

Aerodinamik belirsizliklerin varlığında NDI kontrol algoritmasının referans takipteki hatası ISE performans kriteri ile değerlendirilmiş ISE değerleri Çizelge 3.12'deki gibidir. Çizelge 3.11 ile karşılaştırıldığında, ISE değerlerinin çok fazla arttığı görülmektedir.

Çizelge 3.13 : Belirsizlik durumunda NDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

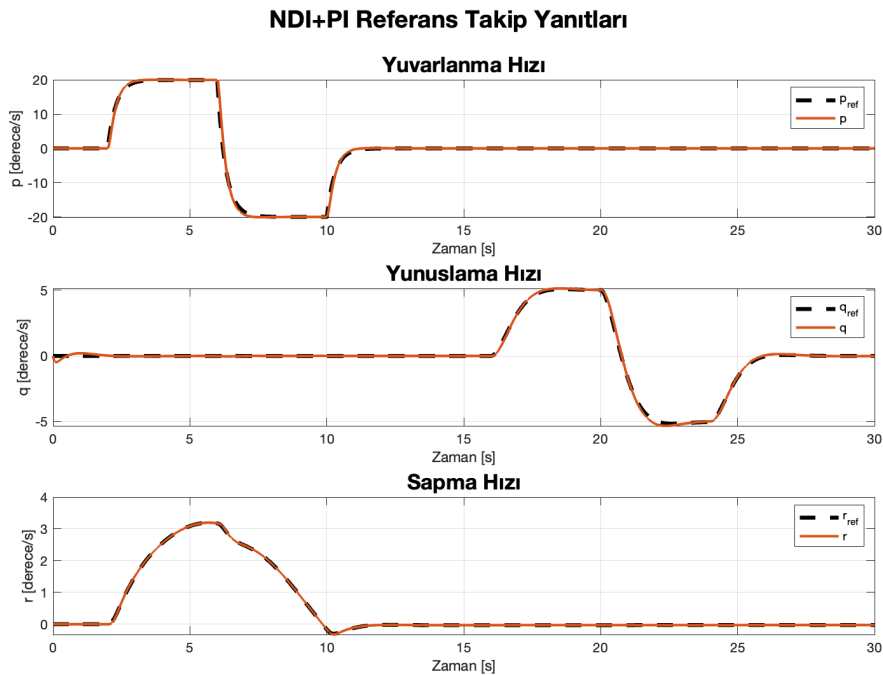
	p	q	r
ISE	81.0098	99.9236	0.0741

NDI kontrol algoritması tek başına kullanıldığında, nominal modeldeki performansı oldukça iyi olup verilen referansları düşük bir hata ile takip ettiği söylenebilir. Fakat dayanıklı bir yöntem olmadığından parametre belirsizliği durumunda oldukça fazla performans kaybı yaşamaktadır.

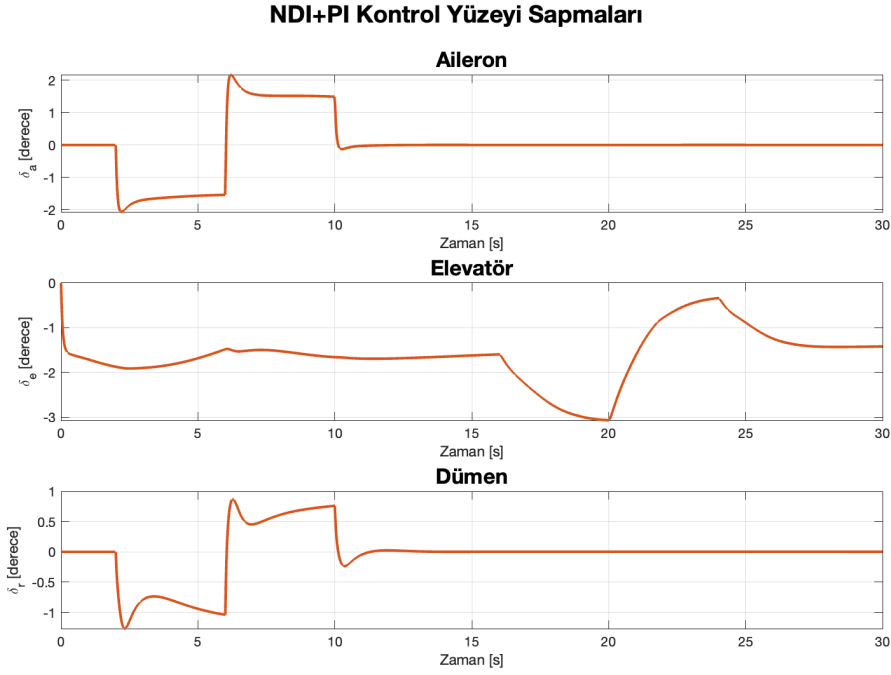
Bu soruna çözüm olması amacıyla, NDI kontrol algoritması bir P/PI kontrolör ile desteklenmiştir. Yanal ve yönsel eksenlerde P ve boylamsal ekseninde bir PI kontrolör tasarlanarak NDI kontrol sisteminin dayanıklılığı artırılmaya çalışılmıştır. P ve PI kontrolörlerin katsayıları denklem 3.33'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 K_{p_{roll}} &= 2 \\
 K_{p_{pitch}} &= 3.2 \\
 K_{i_{pitch}} &= 3 \\
 K_{p_{yaw}} &= 2
 \end{aligned} \tag{3.33}$$

NDI+PI kontrol algoritması kullanıldığında sistemin referans takip yanıtları Şekil 3.15'te, kontrol yüzeyi sapmaları ise Şekil 3.16'daki gibidir.



Şekil 3.15 : PI dış döngülü NDI referans takip yanıtları.



Şekil 3.16 : PI dış döngülü NDI kontrol işaretleri.

Şekil 3.15 incelendiğinde, NDI+PI kontrol algoritmasının istenen dinamikleri iyi bir şekilde takip ettiği söylenebilir.

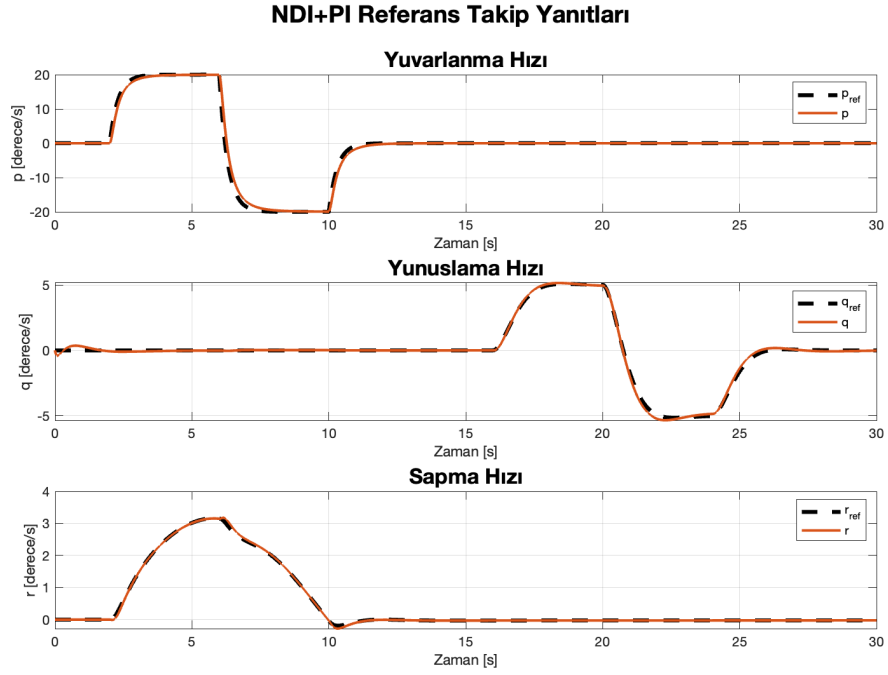
NDI+PI kontrol algoritmasının referans takip hatası için ISE değerleri Çizelge 3.14’te verilmiştir.

Çizelge 3.14 : NDI+PI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

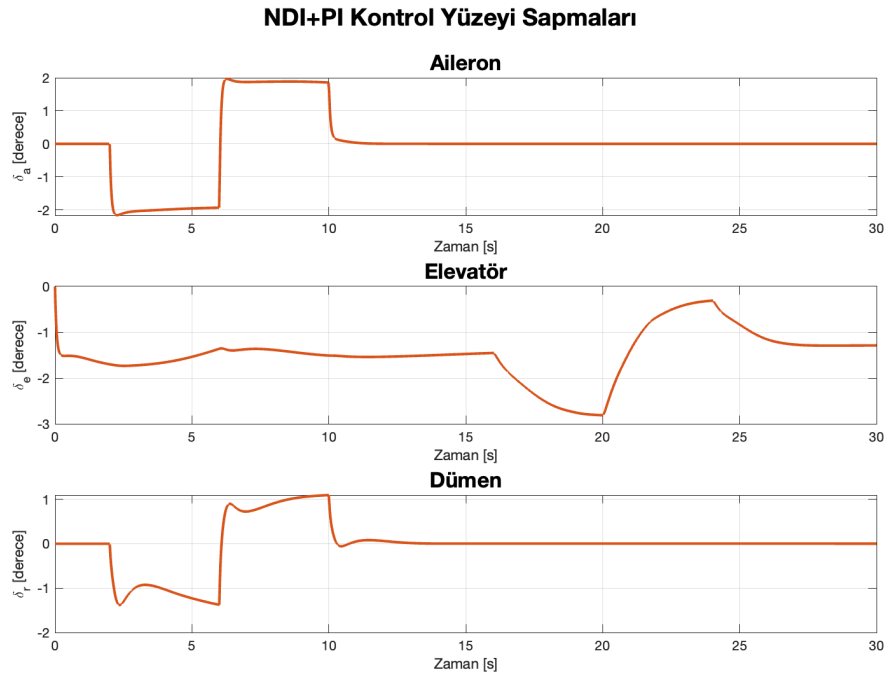
	p	q	r
ISE	5.2472	0.1987	9.59e-4

NDI ile kıyaslandığında, ISE değerlerinde bir düşüş gözlemlenmektedir. Bunun sebebi, PI kontrolör ile NDI kontrol algoritmasının nominal modeldeki takip yanıtlarında yer alan hataları kapatmaya çalışmasıdır. Şekil 3.15’ten de görülebileceği üzere, NDI kontrol sistemine göre daha iyi bir referans takip yanıtı elde edilmiştir.

NDI kontrol algoritmasına uygulanan belirsizlik seti, NDI+PI kontrol algoritmasına da uygulanmış ve sonrasında sonuçlar NDI ile karşılaştırılmıştır. Belirsizlik durumunda NDI+PI kontrol algoritması referans takip yanıtları Şekil 3.17’de ve kontrol yüzeyi sapmaları Şekil 3.18’deki gibidir.



Şekil 3.17 : Belirsizlik durumunda PI dış döngülü NDI referans takip yanıtları.



Şekil 3.18 : Belirsizlik durumunda PI dış döngülü NDI kontrol işaretleri.

Parametre belirsizlikleri durumunda, eklenen PI kontrol yapısı NDI kontrolörün yanıtlarını göre gözle görülür bir şekilde iyileştirmiştir. NDI+PI kontrol yapısı, aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılığı oldukça artırmıştır.

Aerodinamik parametre belirsizliklerinin varlığında NDI+PI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri Çizelge 3.15'teki gibidir.

Çizelge 3.15 : Belirsizlik durumunda NDI+PI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

	p	q	r
ISE	16.0261	0.4169	0.0164

Çizelge 3.14 ile karşılaştırıldığında, ISE değerlerinde bir artış olduğu görülmektedir. Özellikle yanal eksendeki artış diğer eksenlere göre daha fazladır. Bu eksendeki parametre belirsizlikleri sistemin performansını daha fazla düşürmüştür. Ancak belirsizliklerden kaynaklı bu artışlar, NDI kontrolörün belirsizlik durumundaki ISE değerleri ile kıyaslandığında oldukça düşük kalmaktadır.

Genel olarak, kontrol işaretlerinde büyük farklar gözlemlenmemiştir. NDI+PI kontrolörün hem nominal hem de aerodinamik parametre belirsizliği altındaki referans takip yanıtlarının kabul edilebilir seviyede olduğu ve NDI kontrol algoritmasının dayanıklılığını artırmada başarılı olduğu söylenebilir.

4. ARTIRIMLI DOĞRUSAL OLMAYAN DİNAMİK TERSLEME KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Artımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi, herhangi bir dış döngü kullanmadan NDI kontrol yönteminin dayanıklılık sorununun üstesinden gelmek için önerilen bir kontrol yöntemidir.

NDI tabanlı bir yöntem olan INDI, NDI'nın avantajlarını korurken, modele bağımlılığını azaltarak belirsizliklere karşı dayanıklılığını artırmaktadır. NDI kontrol sistemi tüm sistem dinamiklerinin doğru ve tam bir şekilde bilinmesine bağlıyken, INDI sadece kontrol etkinlik matrisine bağlıdır.

INDI'nın temel prensibi, açısal ivmeleri ve yüzey sapmalarını sisteme geri besleyerek doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemini kullanmaktır. Teorik olarak, açısal ivmelerin geri beslenmesi model uyumsuzluğuna karşı duyarlılığı ortadan kaldırmakta ve geleneksel doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi ile karşılaştırıldığında sistemin dayanıklılığını büyük ölçüde artırmaktadır.

INDI, kontrol yasasını sensör ölçümlerine bağlı olarak elde etmektedir fakat bu ölçümler gerçek hayattaki uygulamalarda zaman gecikmesi ve gürültü içerebilir hatta bazen açısal ivmeleri doğrudan ölçmek mümkün olmayabilir. Bu nedenle, açısal ivmelerin ölçümlerden elde edilebileceği varsayılan ya da açısal ivmeleri tahmin eden filtreler öneren farklı çalışmalar mevcuttur.

Yöntemin ana avantajı, sistem modeli hakkında doğrudan bilgi içeren gerçek ivmelerin kullanılmasıdır. Sensör tabanlı bir kontrol tekniği olan INDI'nin performansı kontrol girişi ve durum türevi arasındaki zaman gecikmesi ile beklenmeyen ölçüm gecikmelerinden etkilenmektedir, bu da INDI'nin temel zorluklarından biri olarak kabul edilmektedir [19,51].

INDI kontrol yöntemi, son yıllarda popülerleşmeye başlamış ve özellikle havacılık alanında pek çok çalışma yapılmış olsa da, teorik olarak hala geliştirilmeye devam etmektedir.

4.1 INDI Kontrol Algoritması

Önceki bölümde denklem 3.3'te verilen doğrusal olmayan sistemin genel formu bu bölümde denklem 4.1'de tekrar verilmiştir.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (4.1)$$

Bu fonksiyona mevcut durum değeri x_0 ve mevcut kontrol değeri u_0 'da Taylor serisi açılımı uygulanarak ve denklem 4.2 elde edilir. Denklem 4.2'de, ikinci derece ve daha yüksek mertebeden terimlerin ihmal edilebilir olduğu varsayılarak yaklaşıma dahil edilmemiştir.

$$\begin{aligned} \dot{x} \approx & f(x_0) + B(x_0)u_0 + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u]_{u_0, x_0} (x - x_0) \\ & + \frac{\partial}{\partial u} [f(x) + B(x)u]_{u_0, x_0} (u - u_0) \end{aligned} \quad (4.2)$$

INDI kontrol yasasını elde etmek için, Bölüm 3.5'de anlatılan zaman ölçeği ayrımı kavramı kullanılmıştır. Kontrol yüzeylerindeki sapmalar genellikle durumlardaki değişikliklere göre çok daha hızlı gerçekleşir. Durumlar ve girişler arasındaki zaman ölçeği ayrımı nedeniyle, denklem 4.2'deki son terim üçüncü terime göre baskın hale gelir. Buna göre, iki zaman adımı arasındaki durum değişikliği ihmal edilebilir yani durumların sabit olduğu varsayılır ($x = x_0$). Kontrol girişindeki artış $\Delta u = u - u_0$ olarak tanımlandığında ve ilk iki terimin toplamının basitçe $\dot{x}_0$ 'a eşit olduğu düşünüldüğünde, denklem 4.2 denklem 4.3'e indirgenebilir.

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + B(x_0)\Delta u \quad (4.3)$$

Denklem 4.3'te verilen ilişki kullanılarak artırılmış kontrol girişi yasası (Δu) denklem 4.4'teki gibi elde edilir.

$$\Delta u = B^{-1}(x_0)(\dot{x}_{des} - \dot{x}_0) \quad (4.4)$$

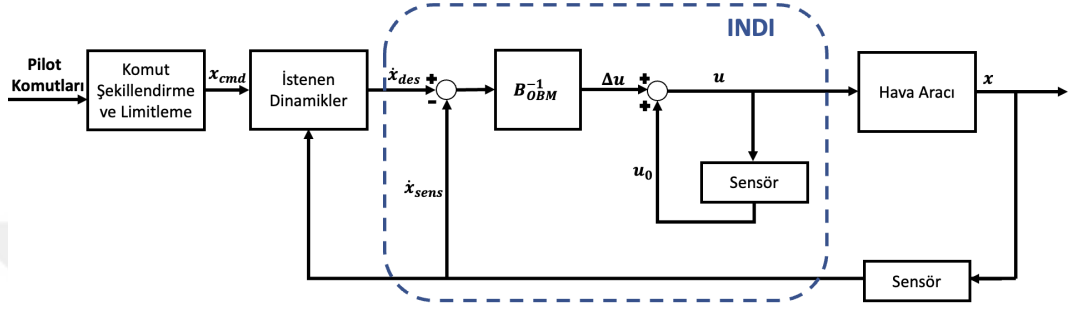
Yeni kontrol girişi ise önceki zaman adımındaki kontrol girişi kullanılarak denklem 4.5 ile bulunur. Denklem 4.5, INDI kontrol yasasını vermektedir.

$$u = u_0 + \Delta u = u_0 + B^{-1}(x_0)(\dot{x}_{des} - \dot{x}_0) \quad (4.5)$$

Denklem 4.5, kontrol yasasının elde edilmesi için durum türevinin mevcut değerinin ölçülmesinin veya tahmin edilmesinin yeterli olacağını göstermektedir. Denklem 4.5'te sistem dinamikleri (f) yer almadığından, kontrol yasasının modele bağıllığının

kontrol etkinlik matrisi (B) ile sınırlı olduğu görülmektedir. Modele bağılılık, $\dot{x}_0$ elde etme pahasına kontrol etkinlik matrisine (B) indirgenmiştir, bu da modelin doğruluğu ile durum değişkenlerinin ölçüm veya tahmin doğruluğunun değiş tokuş edildiği anlamına gelir. INDI, hava aracının ayrıntılı bir modelini gerektirmeden yüksek performanslı doğrusal olmayan kontrol sağlamayı vaat etmektedir.

INDI kontrol sisteminin blok diyagramı Şekil 4.1’te verilmiştir.



Şekil 4.1 : INDI kontrol sistemi blok diyagramı.

4.2 Dayanıklılık

INDI kontrol yasasının belirsizliklere karşı dayanıklılığını incelemek için belirsizliklere sahip, tam olarak bilinmeyen sistem dinamikleri denklem 4.6’daki gibi yazılabilir.

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + [B(x) + \Delta B(x)] u \quad (4.6)$$

$\dot{x}_0$ ’ın doğru olarak mevcut olduğu varsayımı altında, denklem 4.5’te elde edilen kontrol girişi denklem 4.6’da yerine konulursa, sistem denklem 4.7’de verildiği gibi elde edilir.

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + [B(x) + \Delta B(x)] [u_0 + B^{-1}(x_0)(\dot{x}_{des} - \dot{x}_0)] \quad (4.7)$$

Denklem 4.7’deki terimler açık bir şekilde denklem 4.8’deki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + B(x)u_0 + \dot{x}_{des} - \dot{x}_0 + \Delta B(x)u_0 + \Delta B(x)B(x_0)^{-1} [\dot{x}_{des} - \dot{x}_0] \quad (4.8)$$

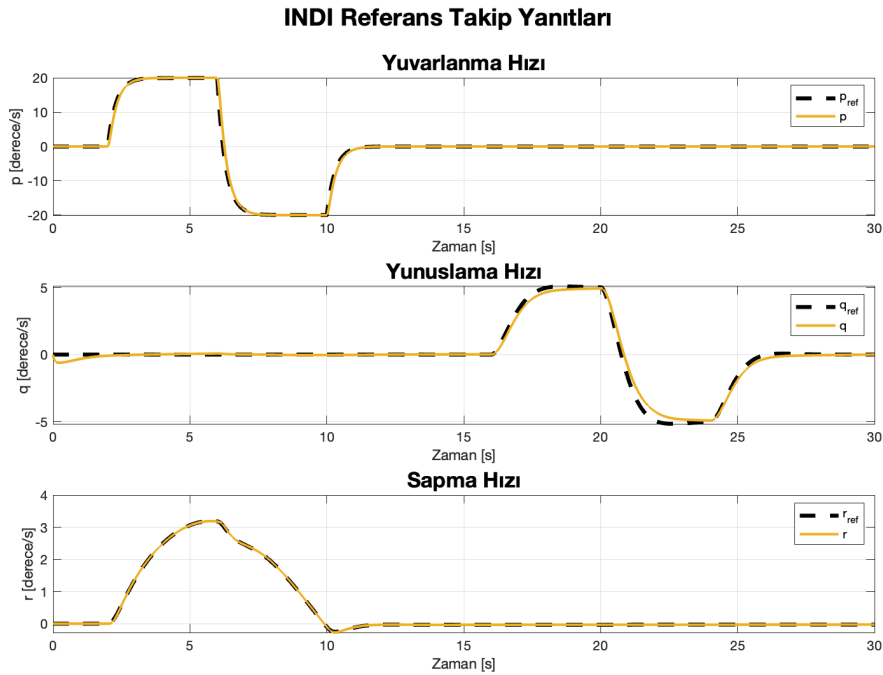
Daha önce belirtildiği üzere, durumlardaki değişikliklerin ihmal edilebilir olduğu varsayılmıştır. Bu durumda $x = x_0$ olduğundan, denklem 4.8’de birçok terim birbirini götürerek denklem 4.9 elde edilir.

$$\dot{x} = \dot{x}_{des} + \Delta B(x)B(x_0)^{-1} [\dot{x}_{des} - \dot{x}_0] \quad (4.9)$$

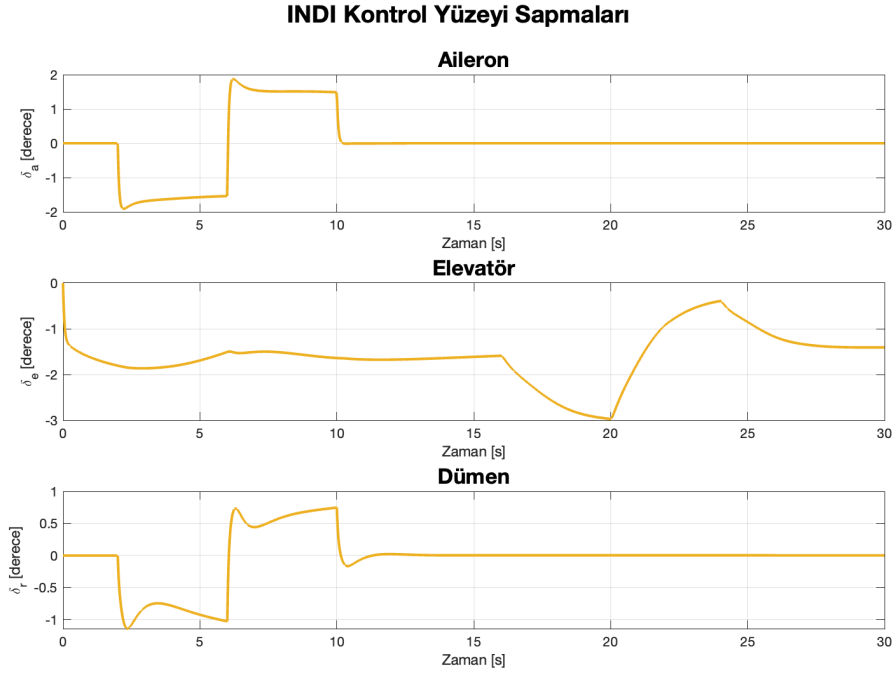
Denklem 4.9'dan görülebileceği üzere, INDI kontrol yönteminin dayanıklılığı kontrol etkinlik matrisinin doğruluğuna indirgenmiştir. $\Delta B(x_0) = 0$ eşitliğinin sağlandığı nominal sistem için $\dot{x} = \dot{x}_{des}$ bağıntısı elde edilir. Fakat bu sonucu elde etmek için, ikinci mertebe ve daha yüksek mertebeden dinamiklerin Taylor serisi açılımına dahil edilmemesi, kontrol girişlerinin durumlara kıyasla daha hızlı değişmesi ve durumlardaki değişimin ihmal edilebilir olması, ve açısal hız ölçümlerinin mevcut olması gibi varsayımlar yapılmıştır. Sistemin örnekleme frekansı arttıkça bu varsayımların geçerliliği artmaktadır.

4.3 Simülasyon Sonuçları

INDI kontrol algoritması ile sistemin referans takip yanıtları Şekil 4.2'de, kontrol yüzeyi sapmaları ise Şekil 4.3te verilmiştir. INDI kontrol algoritması istenen dinamikleri başarılı bir şekilde takip etmektedir. Nominal modelde, INDI kontrol sisteminin referans takip yanıtları ile INDI kontrol sisteminin yanıtları oldukça yakın olduğu görülmektedir.



Şekil 4.2 : INDI referans takip yanıtları.



Şekil 4.3 : INDI kontrol işaretleri.

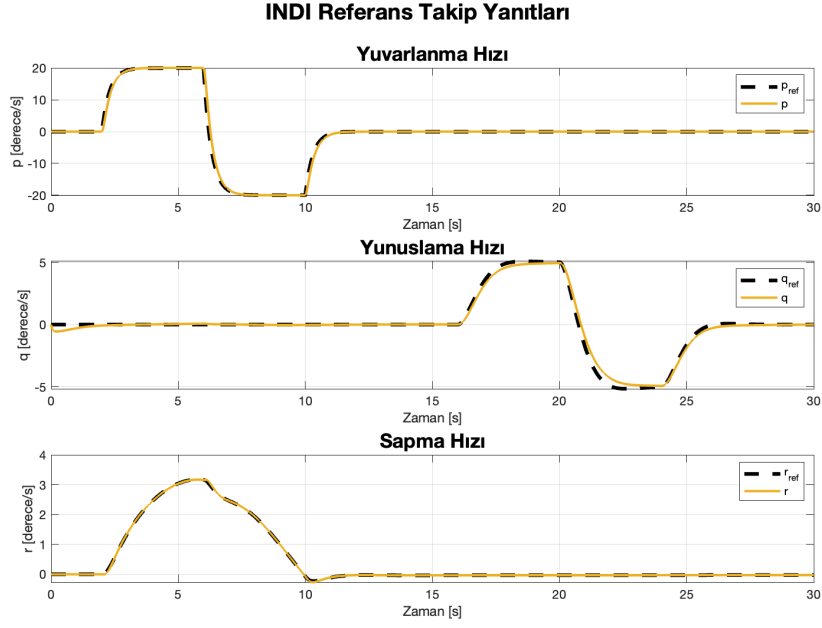
INDI kontrol algoritmasının referans takip hatası ISE performans kriteri değerleri Çizelge 4.1’deki gibidir. 4.1’deki ISE değerlerinin NDI kontrol algoritmasının ISE değerlerine çok yakın olduğu söylenebilir.

Çizelge 4.1 : INDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

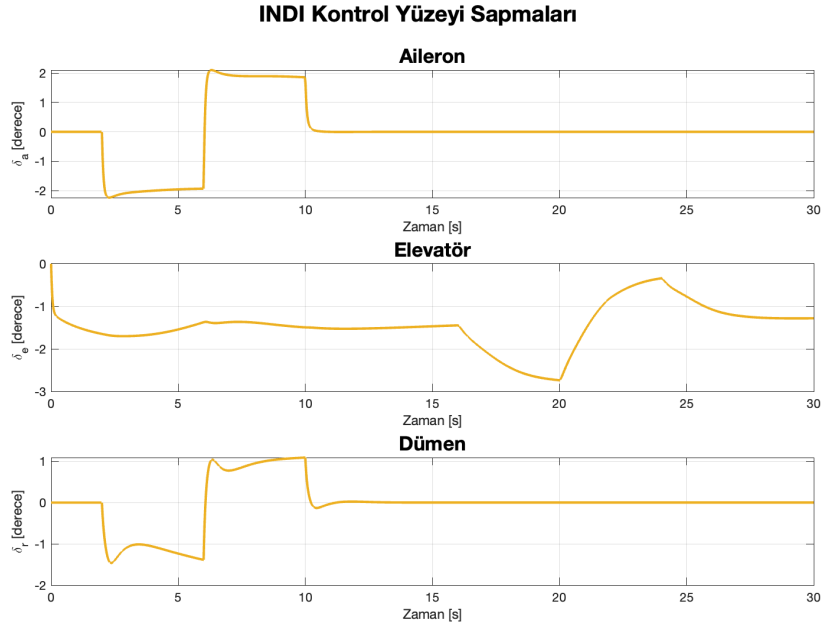
	p	q	r
ISE	7.7328	1.9416	9.56e-4

Daha sonra, belirlenen belirsizlik seti modele uygulanarak kontrolörün performansı ve dayanıklılığı değerlendirilmiştir. INDI kontrol algoritmasının belirsizlik durumundaki referans takip yanıtları ile kontrol yüzeyi sapmaları sırasıyla Şekil 4.4 ve Şekil 4.5’te verilmiştir.

Belirsizlik durumunda, INDI kontrol algoritmasının referans takip performansında gözle görülür ciddi bir bozulma olmamıştır. NDI kontrol sistemi ile karşılaştırıldığında, INDI kontrol sisteminin referans takip yanıtlarının belirsizlik varlığında oldukça iyi olduğu söylenebilir. Aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı INDI kontrol algoritmasının dayanıklı olduğu söylenebilir. INDI kontrol algoritması, NDI kontrol algoritmasının modele bağımlılığını azaltarak dayanıklılığını artırmıştır.



Şekil 4.4 : Belirsizlik durumunda INDI referans takip yanıtları.



Şekil 4.5 : Belirsizlik durumunda INDI kontrol işaretleri.

Aerodinamik belirsizliklerin varlığında INDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri Çizelge 4.2'deki gibidir. Çizelge 4.1'de yer alan nominal model ISE değerleri ile karşılaştırıldığında, çok büyük bir fark olmadığı görülmüştür. En büyük fark yaklaşık yüzde 30 artış ile yanal ekseninde olmuştur. NDI ile kıyaslandığında,

belirsizlik durumundaki ISE deęerleri ciddi oranda dūřuktur. Kontrol iřaretlerinde önemli bir fark gözlemlenmemiřtir.

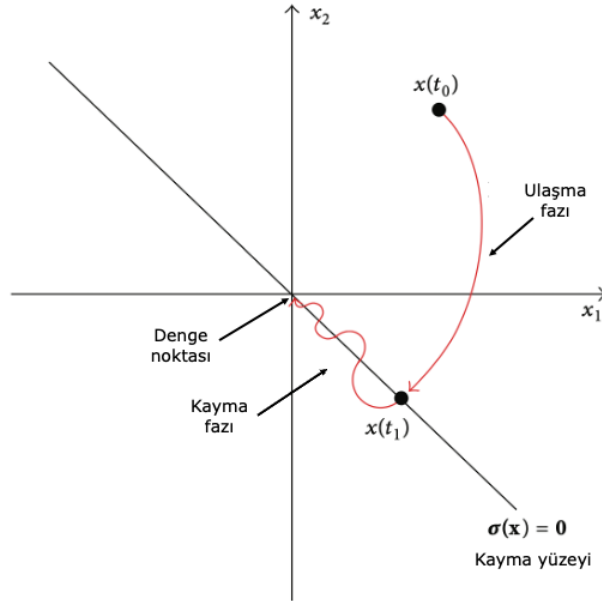
Çizelge 4.2 : Belirsizlik durumunda INDI kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

	p	q	r
ISE	10.5388	1.9899	0.0024



5. KAYAN KİPLİ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Kayan kipli kontrol yöntemi, doğası gereği parametre belirsizliklerine karşı dayanıklı olan doğrusal olmayan bir kontrol yöntemidir. Kayan kipli kontrol yasasının amacı, doğrusal veya doğrusal olmayan sistemleri tasarımcı tarafından belirlenen kayma yüzeyi adı verilen bir yüzeye ulaştırmak ve sonraki zaman aralığı boyunca bu yüzeyde tutarak denge noktasına kaydırılmasına zorlamaktır. İdealde, sistem bir kere kayma yüzeyine ulaştıktan sonra sonsuza kadar bu yüzeyde kalmaya çalışır ve denge noktasına doğru hareket eder. Kayma yüzeyindeyken, parametre belirsizliklerine ve bozuculara karşı duyarsız bir davranış sergiler [36, 38]. Sistem durumlarının davranışı Şekil 5.1’de verilmiştir.



Şekil 5.1 : Kayan kipli kontrol ulaşma ve kayma fazları [36].

Kayan kipli kontrolde iki faz bulunmaktadır. Başlangıç noktasından kayma yüzeyine varana kadar olan bölüme ulaşma fazı (reaching mode), kayma yüzeyine ulaştığı nokta ile denge noktası (orijin) arasındaki bölüme ise kayma fazı (sliding mode) adı verilmektedir. Ulaşma fazı boyunca sistem kontrol parametrelerine bağlı iken, kayma fazı süresince kayma yüzeyi parametrelerine bağlıdır.

Ulaşma fazında iken, sistem dış etkilere karşı duyarlı olduğundan, bu fazda kontrolör dayanıklılığı garanti edemez ve ulaşma fazı mümkün olduğunca hızlı geçilmeye çalışılır. Bu fazda anahtarlama elemanı gibi elamanlar ile sistem durumları hızlıca kayma yüzeyine çekilmeye çalışılır. Ulaşma fazında uygulanan yüksek frekanslı anahtarlama işlemleri, kontrol işaretinde çatırdama (chattering) sorununa yol açabilmektedir. Kayma fazında ise, kontrolör dış etkilere karşı duyarsız olduğu için, dayanıklılık kayma fazı için geçerli olmaktadır. SMC'nin başlıca avantajları sistem mertebesini azaltması ve belirsizliğe karşı duyarsız olması iken, büyük kontrol çabası gerektirmesi ve çatırdama gibi dezavantajları da bulunmaktadır.

Kayan kipli kontrolör tasarlamak için farklı yöntemler mevcut olsa da tasarım teknikleri genelde birbirine benzemektedir. Kayan kipli kontrolör tasarımı, kayma yüzeyinin tasarlanması ve sistem durumlarını kayma yüzeyinde koruyacak kontrol yasasının tasarlanması olmak üzere iki temel aşamadan oluşmaktadır. Kayma yüzeyi tasarımı aşamasında, sistemi denge noktasına ulaştıracak bir kayma yüzeyinin belirlenmesi amaçlanmaktadır ve bu tasarım sistemin performans cevabını belirlemektedir. Kontrolör tasarımı aşamasında ise, sistemi kayma yüzeyine ulaştıracak ve kayma yüzeyinde kalmasını sağlayacak kontrolörün belirlenmesi amaçlanmaktadır [38, 87].

5.1 SMC Kontrol Algoritması

Denklem 5.1'de doğrusal olmayan bir sistem tanımlanmıştır.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (5.1)$$

Burada, $x \in R^n$ ve $u \in R^m$ ve d ise türev mertebesini göstermektedir.

Kayan kipli kontrol tasarımının ilk adımı kayma yüzeyini belirlemektir. Kayma yüzeyi $S(x)$ durumlara bağlı olup takip hatasının bir fonksiyonudur. Denklem 5.1'de verilen sistem için kayma yüzeyi denklem 5.2'deki gibi tanımlanabilir. Buna göre, kayma yüzeyi $(d - 1)$ mertebesinde ve m boyutunda olmalıdır. Durumların m tanesi, kalan $(n - m)$ adet durumun doğrusal bir kombinasyonu olarak ifade edilebilir. Böylece, SMC'nin önemli avantajlarından biri olan mertebe indirgemesi gerçekleşir [38, 57].

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^{d-1} \times e(t) \quad (5.2)$$

Denklem 5.2’de yer alan λ pozitif bir sabit olup, kayma yüzeyinin eğimini belirleyen bir parametredir. e ise referans değer ile çıkış ölçümü arasındaki hatayı temsil etmektedir. Hata ifadesi denklem 5.3’te verilmiştir.

$$e = x_{ref} - x \quad (5.3)$$

Kayma yüzeyinin bilinen bir tasarım yöntemi, Utkin [57] tarafından önerilen eşdeğer kontrol yöntemidir. Sistem durumları kayma yüzeyini $t = t_0$ anında kesiyorsa ve kayma fazı $t \geq t_0$ için mevcutsa, tüm $t \geq t_0$ için hem kayma yüzeyi hem de türevi sifıra eşit olur. Yani, takip hatası ve hatanın türevi, başlangıç durumundan denge noktasına kadar sifıra yakınsayacaktır. Kayma modundayken, durumlar her zaman Şekil 5.1’de gösterildiği gibi kayma yüzeyini izlemeye zorlanır.

Kayma yüzeyi belirlendikten sonra, ikinci aşama kontrol yasasını $u(t)$ ’yi belirlemektir. Kayan kipli bir kontrolör, anahtarlama kontrolü ve eşdeğer kontrol olmak üzere iki farklı kontrol kanunundan oluşur. Anahtarlama kontrolü $u_{sw}(t)$ süreksiz bir sinyal iken eşdeğer kontrol $u_{eq}(t)$ ise sürekli bir sinyaldir. Eşdeğer kontrol oluşturulurken, tüm sistem dinamikleri hesaba katılmaktadır. Eşdeğer kontrol tüm kontrol süreci boyunca çalışmaktadır, bu nedenle kontrol işaretine esas şekil veren kısımdır. Anahtarlama kontrolü ise ulaşma fazı boyunca çalışır. Eşdeğer kontrol hatayı asimptotik olarak sifıra yaklaştırarak dinamikleri seçilen yüzey üzerinde kaydırırken, anahtarlama kontrolü ise sistem durumlarını yüzeye geri zorlamaktadır. Bu iki kontrol sinyali ayrı ayrı elde edilir ve ardından toplanarak denklem 5.4’te verilen kayan kipli kontrol yasasını oluştururlar [38].

$$u(t) = u_{eq}(t) + u_{sw}(t) \quad (5.4)$$

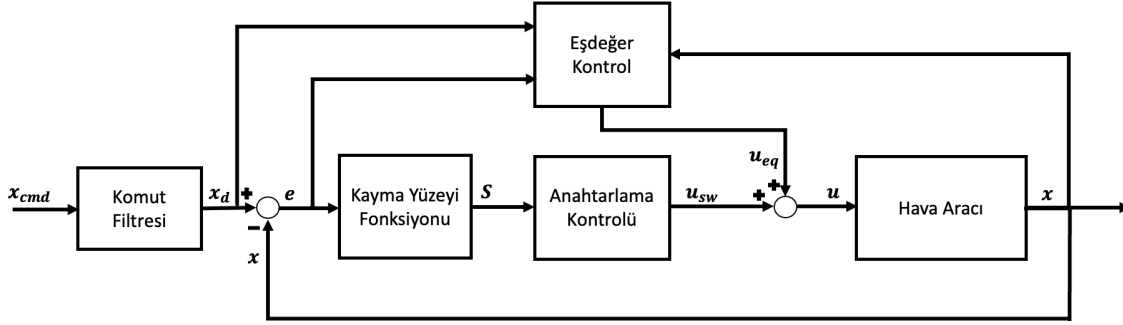
Eşdeğer kontrol, $S(x)$ ’nin ilk zaman türevi sifıra eşitlenip kontrol işareti için çözülerek elde edilir. Anahtarlama kontrolü ise denklem 5.5’teki gibi seçilebilir.

$$u_{sw}(t) = -Ksgn(S) \quad (5.5)$$

Anahtarlama kontrolü, yapılar arasında sonsuz hızlı değişikliklere izin verecek şekilde tasarlanmaktadır. sgn signum fonksiyonunu temsil etmekte olup denklem 5.6’daki gibi ifade edilir. Bu denklemde yer alan K parametresi, belirsizlikleri ve öngörülemeyen sistem dinamiklerini bastıracak kadar büyük olması gereken pozitif bir sabittir.

$$\text{sgn}(S) = \begin{cases} 1, & S > 0 \\ 0, & S = 0 \\ -1, & S < 0 \end{cases} \quad (5.6)$$

Kayan kipli kontrol yönteminin genel blok diyagramı Şekil 5.2’de verilmiştir.



Şekil 5.2 : Kayan kipli kontrol blok diyagramı.

Kayan kipli kontrol kanunu, daha önce belirtildiği gibi sistem durumlarını kayma yüzeyine doğru yönlendirecek ve kayma yüzeyinde tutacak şekilde oluşturulmalıdır. Sistem durumları kayma yüzeyinde tutulursa, hatanın sifıra yakınsaması garanti edilir. Kayma hareketinin ulaşılabilir olması için ulaşılabilirlik koşulunun sağlanması gerekmektedir. Ulaşılabilirlik koşulunu sağlamak için, denklem 5.7’de verilen Lyapunov fonksiyonuna dayalı olan bir koşul denklem 5.8’de verilmiştir.

$$V = \frac{1}{2}S^2 \quad (5.7)$$

$$\dot{V} = S\dot{S} < 0 \quad (5.8)$$

Bir kayma fazının varlığı, sistem durumlarının kayma yüzeyinde kararlılığını gerektirir, yani, sistem durumları kayma yüzeyine en azından asimptotik olarak yaklaşmalıdır. Denklem 5.8’deki koşul da sistem durumlarının kayma yüzeyine asimptotik olarak hareket etmesini gerektirebileceğinden, denklem 5.9’da daha güçlü bir ulaşılabilirlik koşulu sunulmuştur [13,38].

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad (5.9)$$

$\eta \geq 0$ olacak seçilmektedir. Denklem 5.4’te verilen kontrol yasası yukarıda verilen ulaşılabilirlik koşulunu sağlamalıdır. Denklem 5.9, S için çözülerek, denklem 5.10 elde edilir.

$$\dot{S} \leq -\eta \text{sgn}(S) \quad (5.10)$$

Bu terimin de, kayan kipli kontrol yasasının anahtarlama kontrolü ile ilişkili olduğu görülmektedir. Sistemin dinamik performansı, uygun bir anahtarlama kontrol yasasının seçilmesiyle doğrudan bağlantılıdır.

Kayan kipli kontrol, basitlik ve dayanıklılık avantajlarına rağmen, kontrol girişinin kayma yüzeyi etrafında yüksek frekanslı anahtarlanmasından kaynaklanan, çatırdama (chattering) adı verilen bir problemten muzdariptir. Signum fonksiyonu yapısı gereği, kontrol işaretinde keskin geçişlere sebep olmaktadır ve çatırdama probleminin en büyük sebeplerinden biri bu keskin geçişlerdir.

5.2 Çatırdama Fenomeni

Gerçek hayattaki uygulamalarda, örnekleme zamanına bağlı olarak, sistem durumları doğrudan kayma yüzeyi üzerinde hareket etmeyip, kayma yüzeyi çevresinde çatırdayarak hareket edebilir. Bu durum, eyleyicinin arızalanmasına ya da gereksiz yere büyük kontrol sinyallerine yol açabileceğinden, gerçek sistemlerde son derece istenmeyen bir durumdur. Bu istenmeyen duruma, anahtarlama girişi tasarlanırken kullanılan keskin geçişlere sahip süreksiz bir fonksiyon olan sgn fonksiyonu sebep olmaktadır. Bu nedenle, çatırdamayı önlemek için kontrol girişini yumuşatmak gerekir.

Kayan kipli kontrol teorisinde, süreksiz bir anahtarlama girişi yerine sürekli bir anahtarlama girişi tasarlanarak çatırdama sorununun üstesinden gelmek için çok sayıda yaklaşım önerilmiştir. Bu yöntemler, sistemi ideal kayma hareketi yerine bazı sınırlar içerisinde yaklaşık kayma hareketini takip etmeye zorlar.

Çatırdamayı engellemek için anahtarlama kontrolünde yaygın olarak önerilen yaklaşımlara, doyma (satürasyon) fonksiyonu, sigmoid fonksiyonları, hiperbolik fonksiyonlar ve histeresis doyma fonksiyonları örnek verilebilir. Bu elemanların haricinde, bulanık mantık ve benzeri yöntemler, doğrusal anahtarlama türleri ve çeşitli filtreleme yöntemleri de önerilen yöntemlerdendir. Literatürde çatırdama sorunu hala güncel bir araştırma konusudur.

Bu çalışma kapsamında, çatırdama sorununu engellemek için, signum fonksiyonu yerine satürasyon fonksiyonu kullanılmıştır. Sürekli bir fonksiyon olan satürasyon fonksiyonu denklem 5.11'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$sat\left(\frac{S}{\delta}\right) = \begin{cases} 1, & S > \delta \\ sat\left(\frac{S}{\delta}\right), & |S| < \delta \\ -1, & S < -\delta \end{cases} \quad (5.11)$$

Anahtarlama girişı olarak satürasyon fonksiyonu kullanıldığı zaman, denklem 5.5'te verilen anahtarlama kontrolü denklem 5.12'deki gibi ifade edilir. Denklemde yer alan δ parametresi dinamiklerin zorlanacağı sınırları ifade etmektedir. Kontrol eylemini yumuşatmak için sistem durumları kayma yüzeyinin sınırlı bir tabakası içinde tutulur. Bu tabakanın genişliği, satürasyon fonksiyonu tarafından belirlenir.

$$u_{sw}(t) = -Ksat\left(\frac{S}{\delta}\right) \quad (5.12)$$

5.3 Farklı Kayan Kipli Kontrol Yöntemleri

Çalışma kapsamında farklı kayma yüzeyleri belirlenerek farklı kayan kipli kontrolörler tasarlanmış ve sonuçları incelenmiştir. Her bir kontrol yöntemi için, seçilen kayma yüzeyleri ve elde edilen kontrol yasası verilmiştir.

Bu çalışmada kullanılan doğrusal olmayan hava aracı dinamikleri denklem 5.13'teki gibi ifade edilebilir. Denklemde yer alan f ve B Bölüm 3'te verildiğinden ifadeleri tekrar belirtilmemiştir.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (5.13)$$

Her bir eksen için kayma yüzeyi ve kontrol yasası tanımlandığından, tanımlamalar 3 boyutlu yazılmıştır. Kayan kipli kontrol yasasının her bir girişı $u_i(t)$ ($i = 1, 2, 3$) denklem 5.14'te verildiği gibi elde edilebilir.

$$u_i(t) = \begin{cases} u_i^+, & S_i(x(t)) > 0 \\ u_i^-, & S_i(x(t)) < 0 \end{cases} \quad (5.14)$$

5.3.1 İdeal kayan kipli kontrol algoritması

İdeal kayan kipli kontrolör tasarımı için, durumlara bağlı bir fonksiyon olan kayma yüzeyi denklem 5.15'teki gibi belirlenmiştir.

$$S(x) = [S_1(x) \ S_2(x) \ S_3(x)]^T = \lambda e = \lambda(x_{ref} - x) \quad (5.15)$$

Denklem 5.16'da λ teriminin ifadesi verilmiştir.

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix} \quad (5.16)$$

Ardından, denklem 5.17’de kayma yüzeyinin birinci zaman türevi sıfıra eşitlenerek, eşdeğer kontrol yasası denklem 5.18’de verildiği gibi elde edilir.

$$\dot{S}(x) = \lambda(\dot{x}_{ref} - \dot{x}) = \lambda(\dot{x}_{ref} - [f(x) + B(x)u_{eq}]) = 0 \quad (5.17)$$

$$u_{eq} = B^{-1}(\dot{x}_{ref} - f(x)) \quad (5.18)$$

Kayma yüzeyi kullanılarak eşdeğer kontrol belirlendikten sonra, anahtarlama girişi de eklenerek kayan kipli kontrolör elde edilir. Sistem durumlarını kayan yüzeye doğru hareket etmeye zorlayan anahtarlama kontrolü denklem 5.19’daki gibi belirlenmiştir.

$$u_{sw} = -Ksgn(S) \quad (5.19)$$

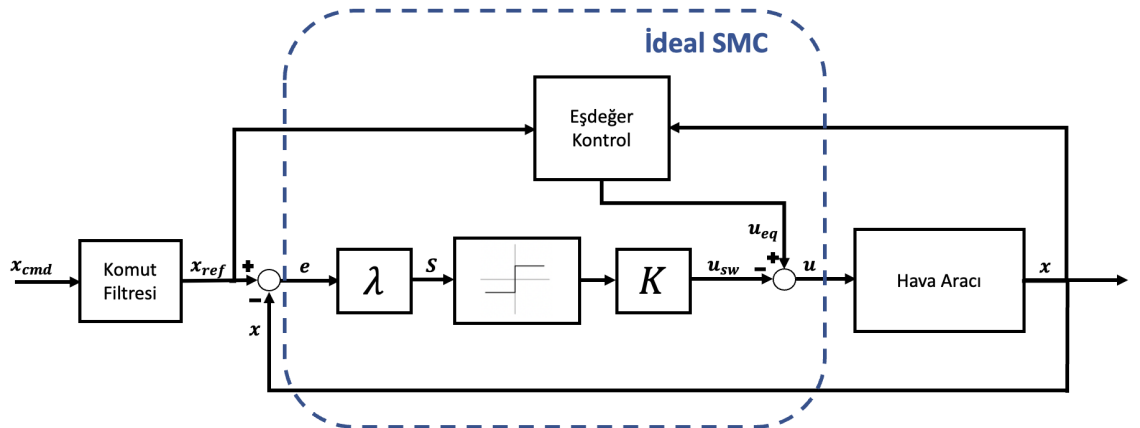
Burada her bir anahtarlama girişi, $K_i > 0$ ($i = 1, 2, 3$) olmak üzere K denklem 5.20’deki gibi ifade edilir.

$$K = \begin{bmatrix} K_1 & 0 & 0 \\ 0 & K_2 & 0 \\ 0 & 0 & K_3 \end{bmatrix} \quad (5.20)$$

Elde edilen kontrol yasası denklem 5.21’de verilmiştir.

$$u = u_{eq} + u_{sw} = B^{-1}(\dot{x}_{ref} - f(x)) - Ksgn(S) \quad (5.21)$$

İdeal kayan kipli kontrol yönteminde kullanılan signum fonksiyonu çatırdama sorununa yol açabilmektedir. İdeal kayan kipli kontrol yönteminin blok diyagramı Şekil 5.3’te verilmiştir.



Şekil 5.3 : İdeal kayan kipli kontrol blok diyagramı.

5.3.2 Sürekli kayan kipli kontrol algoritması

Sürekli kayan kipli kontrol, ideal kayan kipli kontrolün anahtarlama kontrolünden kaynaklanan çatırdama sorununu çözmek amacıyla tasarlanmıştır. Sürekli kayan kipli kontrol tasarımında, kayma yüzeyi ve eşdeğer kontrol ideal kayan kipli kontrol ile aynıdır. İdeal kayan kipli kontrolden farkı, anahtarlama kontrolünde sürekli bir fonksiyon olan satürasyon fonksiyonunun kullanılmasıdır. Kayma yüzeyi, eşdeğer kontrol ve anahtarlama kontrolü sırasıyla denklem 5.22, denklem 5.23 ve denklem 5.24'teki gibidir.

$$S(x) = \lambda e = \lambda (x_{ref} - x) \quad (5.22)$$

$$u_{eq} = B^{-1} (\dot{x}_{ref} - f(x)) \quad (5.23)$$

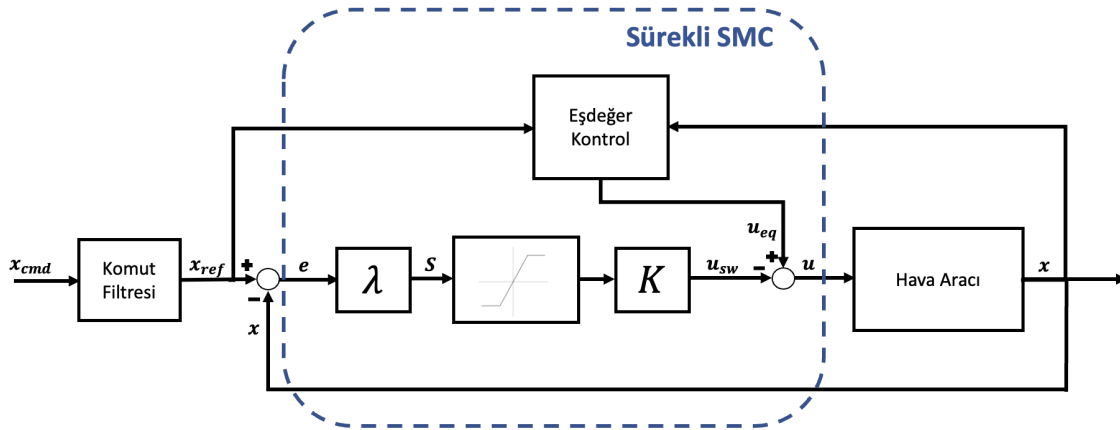
$$u_{sw} = -Ksat\left(\frac{S}{\delta}\right) \quad (5.24)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak elde edilen sürekli SMC yasası denklem 5.25'te verilmiştir.

$$u = u_{eq} + u_{sw} = B^{-1} (\dot{x}_{ref} - f(x)) - Ksat\left(\frac{S}{\delta}\right) \quad (5.25)$$

Burada belirlenen δ katsayısı, tasarlanan kayma yüzeyine her iki yönde bir pay sağlayarak yüksek frekanslı hareketi önleyecek şekilde çalışır. δ katsayısı sıfıra yaklaştıkça, kontrolör ideal kayan kipli kontrole yaklaşmaktadır. δ katsayısı büyük seçilirse performans kaybı yaşanabilir, çok küçük seçildiğinde de çatırdama oluşabilir. Dolayısıyla, bu konular dikkate alınarak seçilmesi gereken bir parametredir.

Sürekli kayan kipli kontrol yönteminin blok diyagramı Şekil 5.4'te verilmiştir.



Şekil 5.4 : Sürekli kayan kipli kontrol blok diyagramı.

5.3.3 İntegralli kayan kipli kontrol algoritması

İntegralli kayan kipli kontrolörün sürekli kayan kipli kontrolörden farklı içerdiği integral elemanı olup, bu eleman kalıcı hal hatalarını gidermek için eklenmiştir. İntegralli kayan kipli kontrol tasarımı için kayma yüzeyi denklem 5.26'daki gibi belirlenmiştir.

$$S(x) = e + \lambda \int e = (x_{ref} - x) + \lambda \int (x_{ref} - x) \quad (5.26)$$

Eşdeğer kontrolü bulmak amacıyla, denklem 5.27'de kayma yüzeyinin türevi elde edilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{S}(x) &= (\dot{x}_{ref} - \dot{x}) + \lambda(x_{ref} - x) \\ &= (\dot{x}_{ref} - (f(x) + B(x)u_{eq})) + \lambda(x_{ref} - x) = 0 \end{aligned} \quad (5.27)$$

Denklem 5.27, u_{eq} için çözülerek, eşdeğer kontrol denklem 5.28'deki gibi bulunmuştur.

$$u_{eq} = B^{-1} [\dot{x}_{ref} - f(x) + \lambda(x_{ref} - x)] \quad (5.28)$$

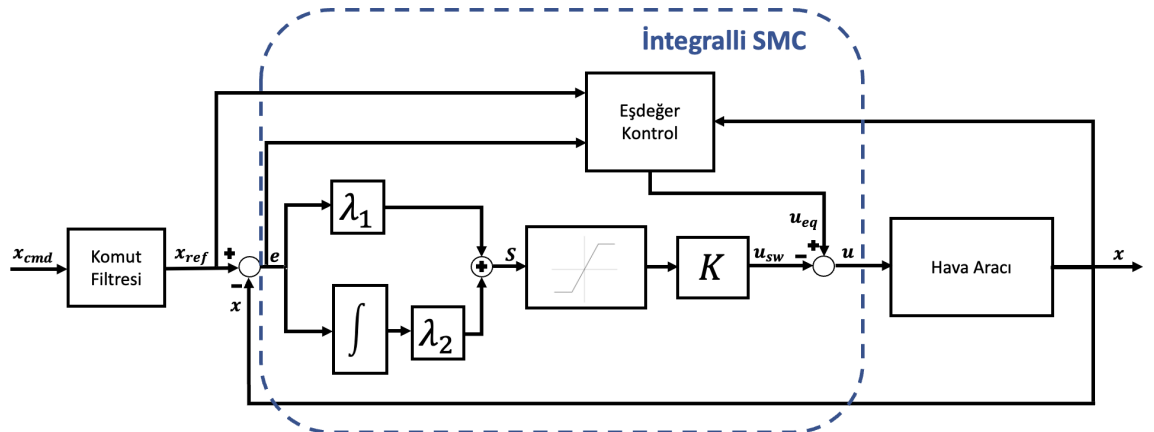
Anahtarlama kontrolü için kullanılan satürasyon fonksiyonu denklem 5.29'da verilmiştir.

$$u_{sw} = -Ksat\left(\frac{S}{\delta}\right) \quad (5.29)$$

Yukarıdaki denklemler kullanılarak elde edilen SMC yasası denklem 5.30'da verilmiştir.

$$u = u_{eq} + u_{sw} = B^{-1} [\dot{x}_{ref} - f(x) + \lambda(x_{ref} - x)] - Ksat\left(\frac{S}{\delta}\right) \quad (5.30)$$

İntegralli kayan kipli kontrol yönteminin blok diyagramı Şekil 5.5'te verilmiştir.



Şekil 5.5 : İntegralli kayan kipli kontrol blok diyagramı.

Ayrıca, geçici yanıtı iyileştirmek için koşullu integralli kayan kipli kontrolör önerilen bir yöntemdir. İntegralli kayan kipli kontrolörden farkı, integral sarmasını önleyen bir yapı içermesidir. Onun haricinde kayma yüzeyi, eşdeğer ve anahtarlama kontrolü aynı şekilde elde edilir, bu nedenle tekrar verilmemiştir.

5.4 NDI Tabanlı SMC Kontrol Algoritması

Daha önceki bölümlerde, NDI kontrol algoritmasının tek başına dayanıklılığı sağlayamadığından bahsedilmişti. SMC ise doğası gereği dayanıklı bir kontrol yöntemi olmasıyla bilinmektedir. Bu bölümde, NDI kontrol sistemi için dayanıklılık güvencesi sağlamak amacıyla [36] numaralı kaynak baz alınarak NDI ve SMC yöntemlerinin birlikte kullanıldığı bir kontrol sistemi anlatılmıştır. NDI ve SMC'nin yapıları, kayma yüzeyini tasarlamak için kullanılan eşdeğer kontrol yöntemi kullanılarak benzer hale getirilmiş ve böylece dayanıklı bir doğrusal olmayan dinamik ters çevirme yöntemi elde edilmiştir.

Bu bölümde kayma yüzeyi $x^* = x_{des} - x$ olmak üzere $S(x^*)$ olarak tanımlanmıştır. Dayanıklı NDI yasasını elde etmek için denklem 5.31'de verilen kayma yüzeyinin türevi kullanılarak, denklem 5.32'de eşdeğer kontrol elde edilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{S}(x^*) &= \frac{\partial S}{\partial x^*} \frac{\partial x^*}{\partial t} = \frac{\partial S}{\partial x^*} (\dot{x}_{des} - \dot{x}) = 0 \\ &= \frac{\partial S}{\partial x^*} \dot{x}_{des} - \frac{\partial S}{\partial x^*} (f(x) + B(x)u_{eq}) = 0\end{aligned}\quad (5.31)$$

$$u_{eq} = \left[\frac{\partial S}{\partial x^*} B(x) \right]^{-1} \left(\frac{\partial S}{\partial x^*} \dot{x}_{des} - \frac{\partial S}{\partial x^*} f(x) \right) \quad (5.32)$$

Bu denklemde, $\partial S / \partial x^*$ ifadesi birim matris olarak kabul edilirse, eşdeğer kontrol NDI kontrol girişi formunda ifade edilebilir. $\partial S / \partial x^* = I$ kabulü ile elde edilen eşdeğer kontrol denklem 5.33'te gösterilmiştir.

$$u_{eq} = B(x)^{-1} (\dot{x}_{des} - f(x)) = u_{NDI} \quad (5.33)$$

Kayma yüzeyi birim matris ile tasarlandığında, SMC'nin eşdeğer kontrol girişi NDI girişi şeklini alır. Bu yapı ile, kayma yüzeyi üzerindeki durumlar istenen dinamikler olmakta ve kontrol sisteminin kayma fazındaki performansı istenilen dinamikler tarafından belirlenmektedir.

Denklem 5.34'te dayanıklı NDI kontrolörü tasarlamak için [36]'da önerilen kontrol yasası verilmiştir.

$$u = u_{NDI} + B^{-1}u_{sw} \quad (5.34)$$

Denklemde u_{NDI} klasik NDI kontrol yasasını ifade ederken, u_{sw} ise anahtarlama kontrolüdür. Anahtarlama kontrolü signum ya da satürasyon fonksiyonu ile tanımlanabilir. Denklem 5.35'te satürasyon fonksiyonu ile tanımlanmış anahtarlama fonksiyonu verilmiştir.

$$u_{sw} = -Ksat\left(\frac{S(x_{des} - x)}{\delta}\right) \quad (5.35)$$

Denklem 5.34'te verilen dayanıklı NDI kontrol yasası, $K_i > 0$ olmak üzere denklem 5.36'daki gibi ifade edilebilir.

$$u = B^{-1}\left[\dot{x}_{des} - f(x) - Ksat\left(\frac{S(x_{des} - x)}{\delta}\right)\right] \quad (5.36)$$

Bu çalışma kapsamında, Bölüm 5.3'te anlatılan ideal, sürekli ve integralli kayan kipli kontrol yöntemlerinin hepsi bu bölümde anlatılan NDI tabanlı SMC yapısı ile tasarlanmıştır. Çatırdama probleminden dolayı ideal SMC karşılaştırmaya alınmamış, NDI tabanlı sürekli SMC ve NDI tabanlı integralli SMC yöntemleri kontrolör karşılaştırması bölümünde yer almaktadır.

5.5 Simülasyon Sonuçları

Bölüm 5.3'te anlatılan ideal, sürekli ve integralli kayan kipli kontrol yöntemleri ile tasarlanan NDI tabalı SMC algoritmalarının her bir eksen için tasarım parametreleri verilmiştir. NDI tabalı ideal kayan kipli kontrolörün tasarım parametreleri Çizelge 5.1'deki gibidir.

Çizelge 5.1 : İdeal SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.

	p	q	r
λ	1	1	1
K	25	20	10

NDI tabalı sürekli kayan kipli kontrolörün tasarım parametreleri Çizelge 5.2'de verilmiştir.

Çizelge 5.2 : Sürekli SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.

	p	q	r
λ	1	1	1
K	25	20	10
δ	0.1	0.1	0.1

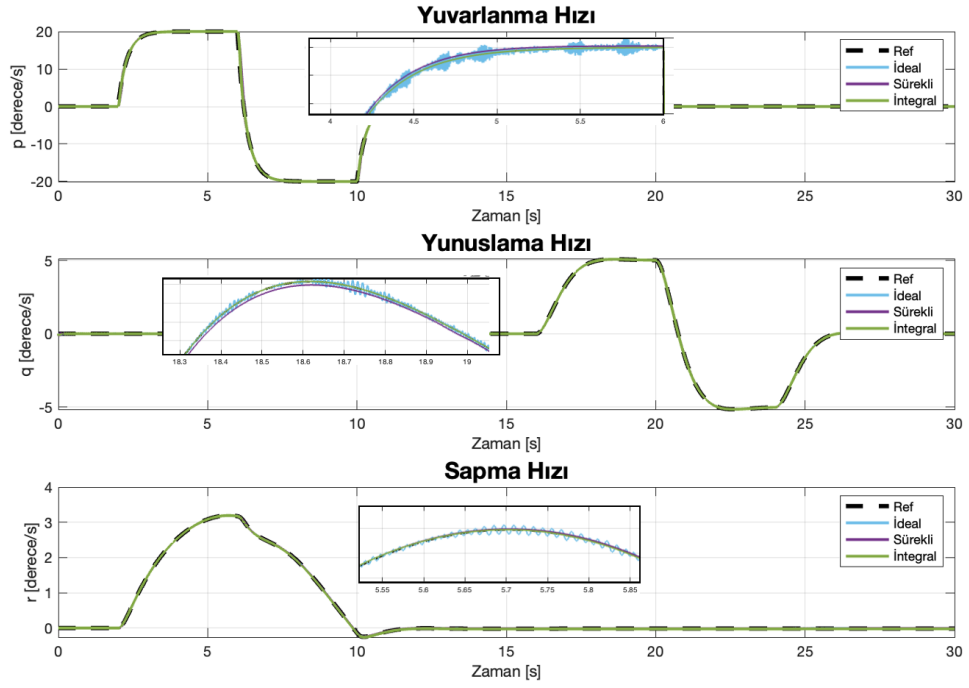
NDI tabalı integralli kayan kipli kontrolörün tasarım parametreleri Çizelge 5.3'te verilmiştir.

Çizelge 5.3 : İntegralli SMC kontrol algoritmasının tasarım parametreleri.

	p	q	r
λ_1	1	1	1
λ_2	15	15	15
K	25	20	10
δ	0.1	0.1	0.1

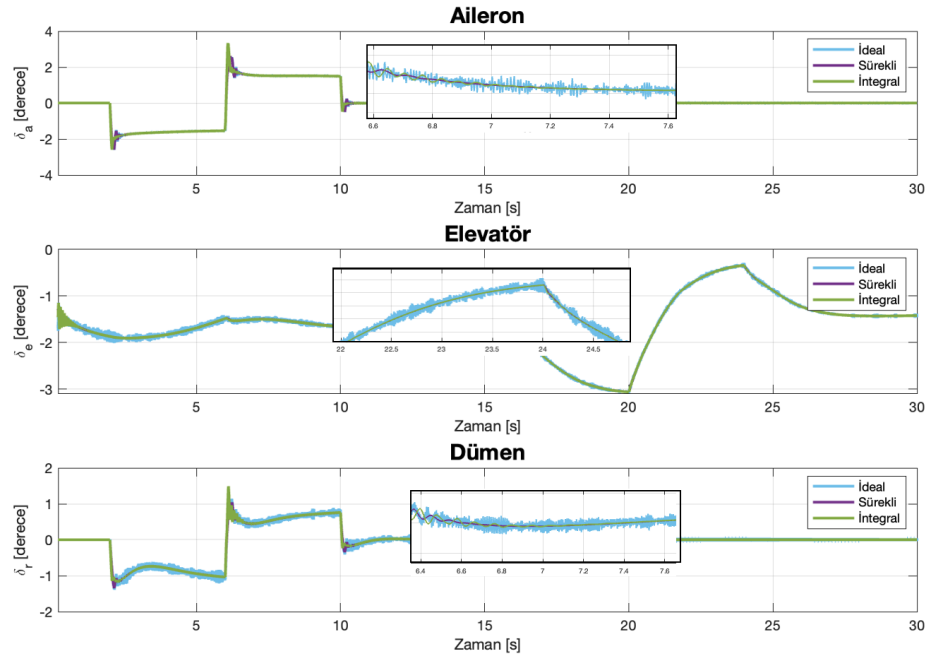
NDI tabalı ideal, sürekli ve integralli kayan kipli kontrol sistemlerinin referans takip yanıtları Şekil 5.6'da, kontrol işaretleri ise Şekil 5.7'de gösterilmiştir. Hem referans takip yanıtlarında hem de kontrol işaretlerinde anahtarlama kontrolü olarak signum fonksiyonu içeren ideal kayan kipli kontrol algoritmasının daha önce bahsedildiği gibi çatırdama sorununa sahip olduğu görülmektedir. Anahtarlama kontrolü satürasyon elemanı ile değiştirilen sürekli ve integralli kayan kipli kontrol yöntemlerinde ise bu davranışın olmadığı her iki şekilde de görülmektedir.

Kayan Kipli Kontrol Referans Takip Yanıtları



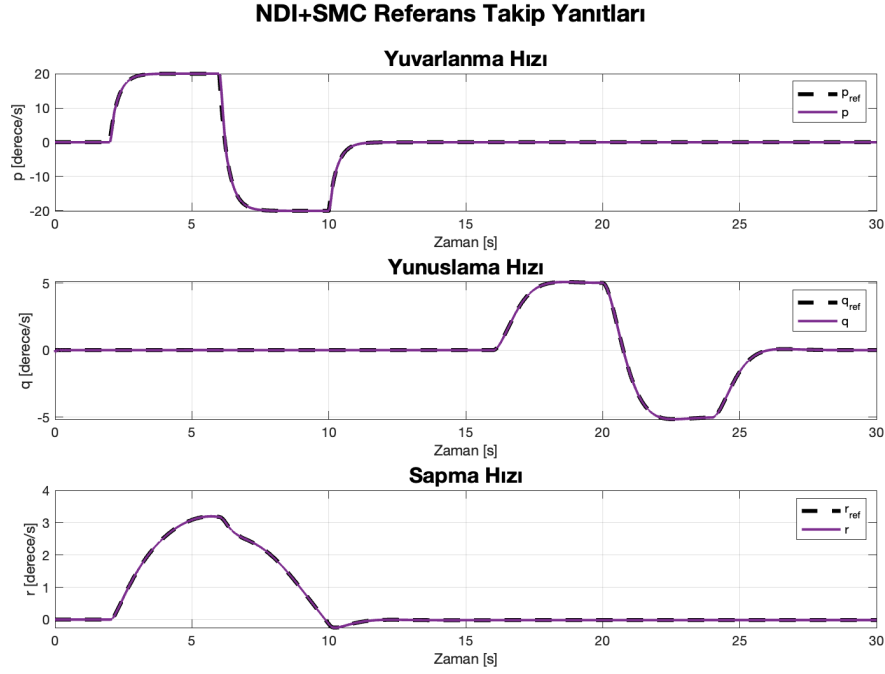
Şekil 5.6 : NDI tabanlı SMC referans takip yanıtları.

Kayan Kipli Kontrol Yüzeyi Sapmaları

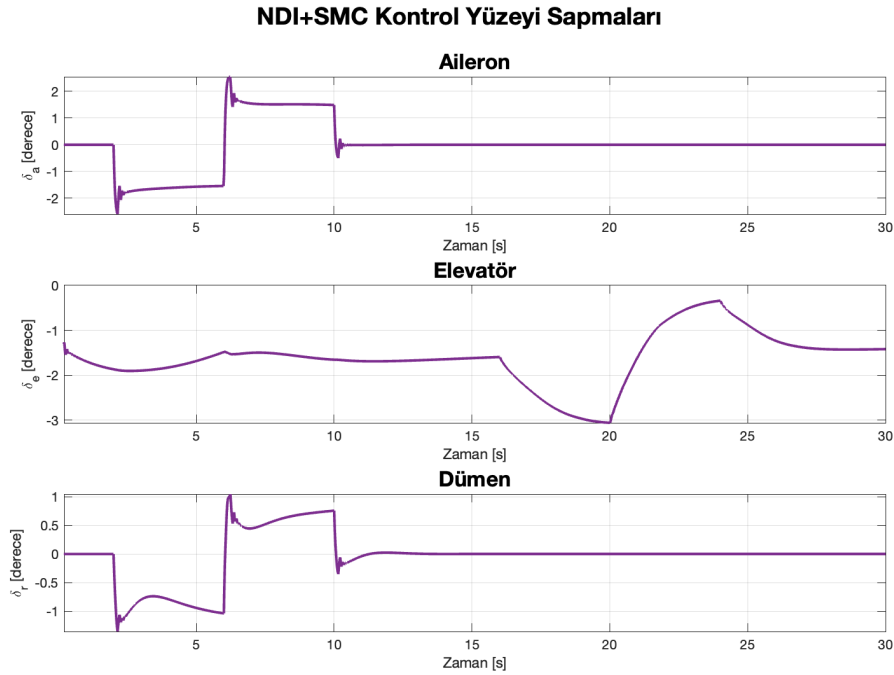


Şekil 5.7 : NDI tabanlı SMC kontrol yüzeyi sapmaları.

NDI+SMC NDI tabalı sürekli SMC kontrol algoritmasını, NDI+ISMC ise NDI tabalı integralli SMC kontrol algoritmasını temsil etmektedir. NDI+SMC kontrol sisteminin referans takip yanıtları Şekil 5.8’de, kontrol işaretleri ise Şekil 5.9’da verilmiştir.



Şekil 5.8 : NDI+SMC referans takip yanıtları.



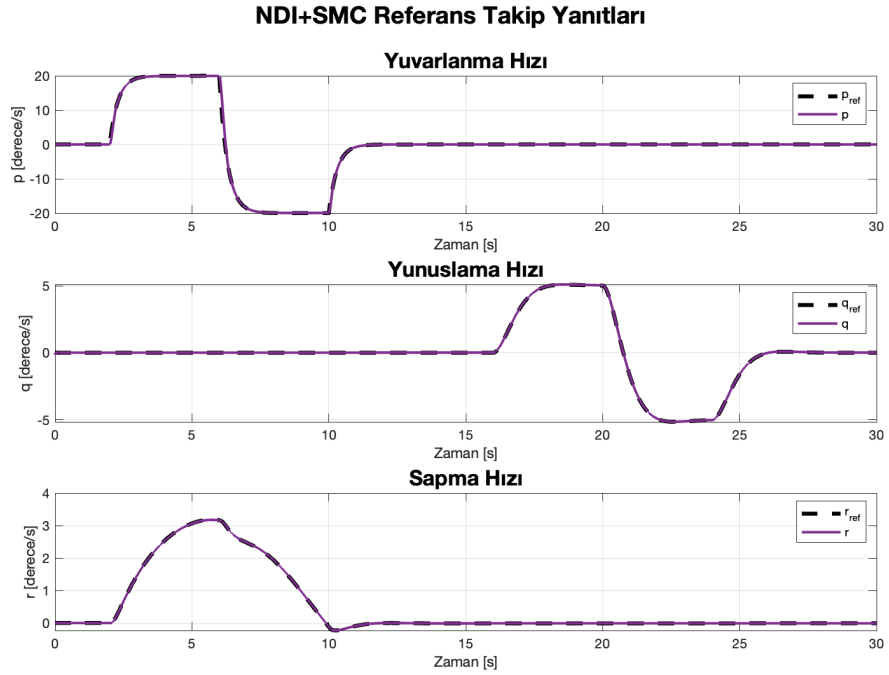
Şekil 5.9 : NDI+SMC kontrol işaretleri.

Grafikler incelendiğinde, nominal modeldeki referans takip sonuçlarının oldukça iyi olduğu ve herhangi bir çatırdamanın olmadığı söylenebilir. Referans takip hatasının ISE değerlerinin yer aldığı Çizelge 5.4 incelendiğinde de ISE değerlerinin küçük olduğu görülmektedir. Önceki bölümlerde verilen ISE değerleri düşünüldüğünde, hem NDI, hem NDI+PI hem de INDI kontrol sistemine göre hatanın az olduğu gözlemlenmiştir.

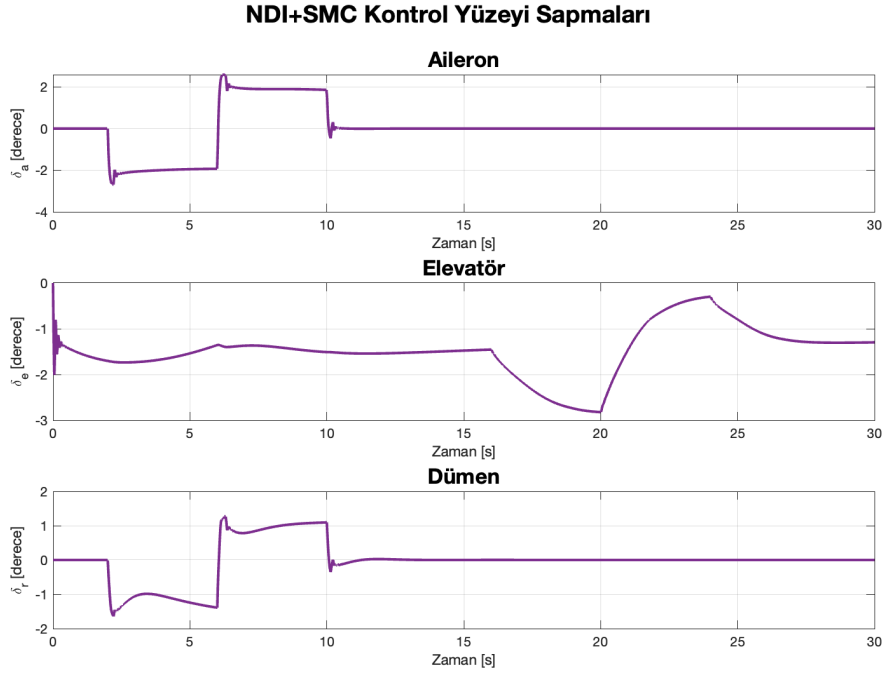
Çizelge 5.4 : NDI+SMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

	p	q	r
ISE	2.0725	0.0013	1.18e-5

NDI+SMC kontrol sisteminin önceki bölümlerde belirlenmiş olan belirsizlik seti uygulandığı durumdaki referans takip yanıtları ile kontrol işaretleri sırasıyla Şekil 5.10 ve Şekil 5.11’de verilmiştir.



Şekil 5.10 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC referans takip yanıtları.



Şekil 5.11 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC kontrol işaretleri.

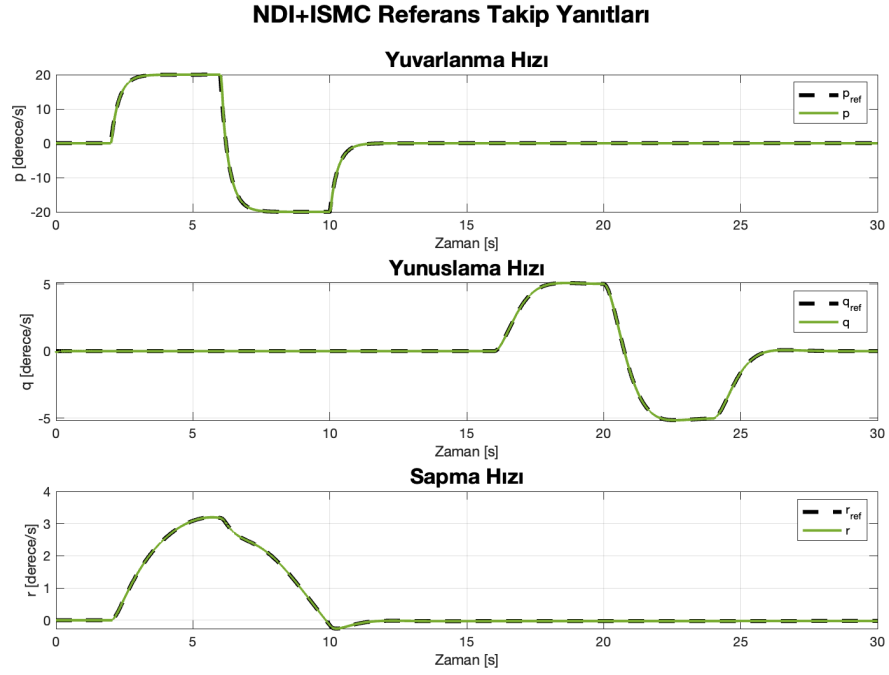
Grafikler incelendiğinde, her iki sonuçta da gözle görülür büyük bir değişiklik olmadığı fark edilmiştir. Zaten dayanıklı bir yöntem olduğu bilinen SMC yöntemi beklendiği üzere parametre belirsizlikleri altında NDI kontrol algoritmasının dayanıklılığını artırarak performansının düşmesini engellemiştir. NDI+SMC kontrol sisteminin parametre belirsizlikleri varlığında referans takip hatasının ISE değerleri Çizelge 5.5’te yer almaktadır.

Çizelge 5.5 : Belirsizlik durumunda NDI+SMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

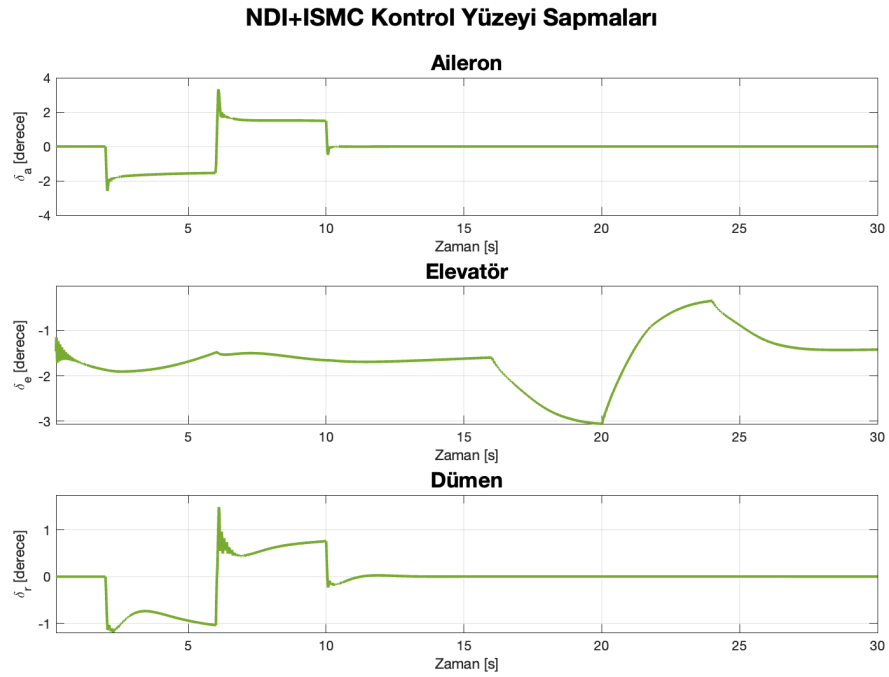
	p	q	r
ISE	2.9411	0.0051	3.01e-4

Çizelgeye bakıldığında, grafiklerden yapılan yorumla paralel şekilde yöntemin dayanıklı olduğu ve bozulmaya uğramadığı görülmektedir.

NDI+ISMC kontrol sisteminin referans takip yanıtları Şekil 5.12’da, kontrol işaretleri ise Şekil 5.13’de verilmiştir.



Şekil 5.12 : NDI+ISMC referans takip yanıtları.



Şekil 5.13 : NDI+ISMC kontrol işaretleri.

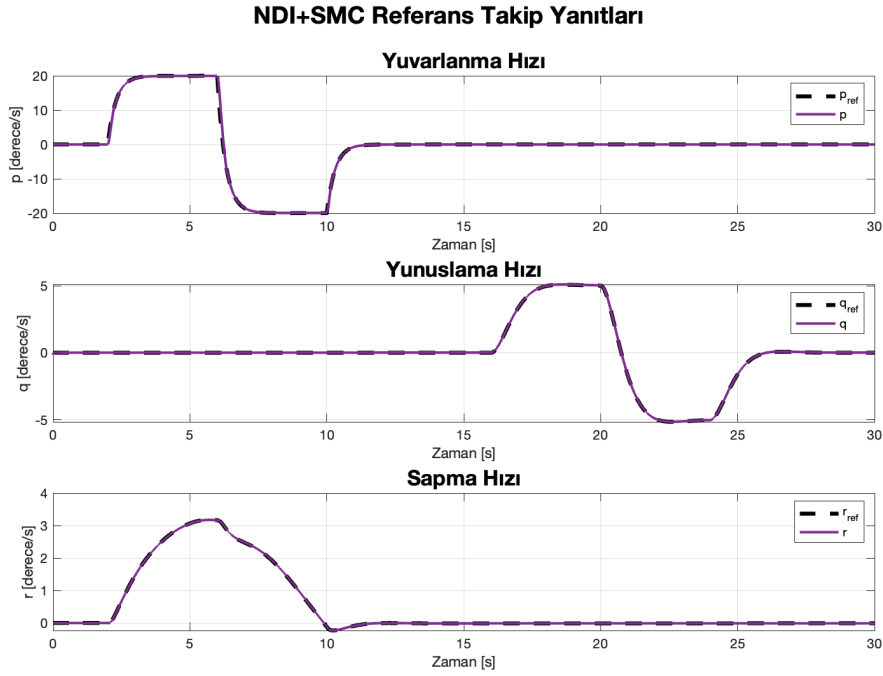
Grafiklere bakıldığı zaman NDI+SMC kontrol sistemiyle sonuçların yakın olduğu gözlemlenmiştir. SMC dayanıklı yapısı ile tek başına kullanıldığında yüksek hatalar ile performansı düşen NDI algoritmasına dayanıklılık kazandırmıştır. NDI+ISMC kontrol sisteminin ISE değerleri Çizelge 5.6'daki gibidir.

Çizelge 5.6 : NDI+ISMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

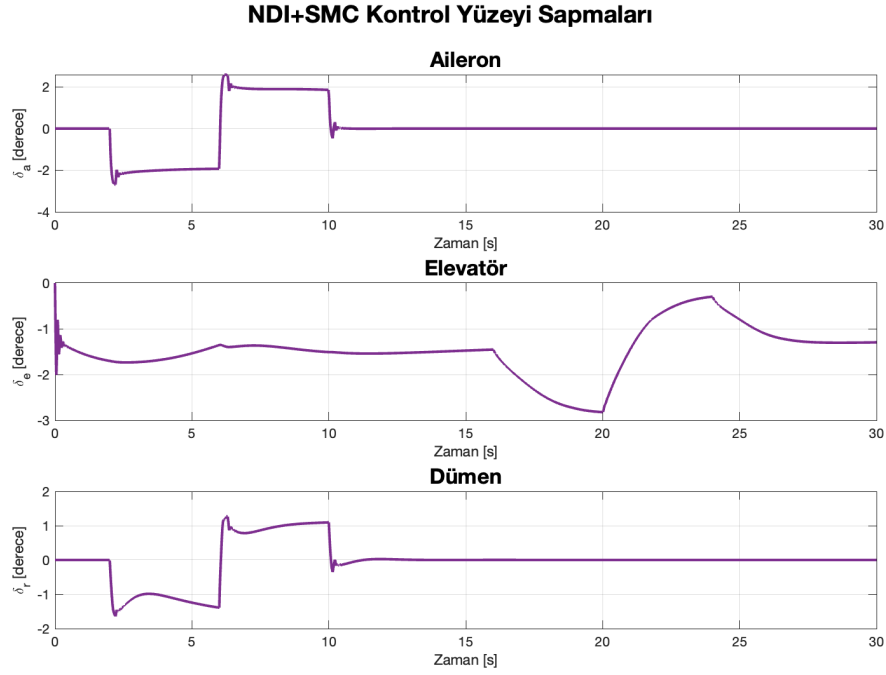
	p	q	r
ISE	0.9294	7.60e-4	2.89e-5

NDI+ISMC ile NDI+SMC sistemlerinin nominal modeldeki ISE değerleri kıyaslandığı zaman, NDI+SMC sistemindeki ISE değerleri de düşük olduğundan grafiklerden fark edilmese de yapıya integratör eklenmesi ISE değerlerini yaklaşık olarak yarıya düşürmüştür.

NDI+ISMC kontrol sisteminin belirsizlik seti uygulandığı durumdaki referans takip yanıtları ile kontrol işaretleri sırasıyla Şekil 5.10’de, Şekil 5.11’da verilmiştir.



Şekil 5.14 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC referans takip yanıtları.



Şekil 5.15 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC kontrol işaretleri.

NDI+SMC kontrol sistemine benzer şekilde referans takip yanıtlarının oldukça iyi olduğu söylenebilir. Kontrol sisteminden beklendiği üzere parametre belirsizliklerine karşı dayanıklıdır. NDI+ISMC kontrol sisteminin parametre belirsizlikleri varlığında referans takip hatasının ISE değerleri Çizelge 5.7’de yer almaktadır.

Çizelge 5.7 : Belirsizlik durumunda NDI+ISMC kontrol algoritmasının ISE performans kriteri değerleri.

	p	q	r
ISE	1.3147	5.9608e-4	4.66e-5

Genel olarak, kontrol işaretlerinde önemli farklar gözlemlenmemiştir. Sadece ideal SMC’de anahtarlama fonksiyonundan kaynaklı yüksek frekanslı dalgalanmalar mevcuttur. Diğer durumlarda kontrol işaretleri yakındır.

NDI+ISMC yöntemi, nominal modeldeki ISE değerlerine göre çok az artış göstermiş olsa da, diğer kontrol sistemlerine göre ciddi oranda az hataya sahiptir. En az bozulma NDI+ISMC’de olmuştur. Üç ekseninde uygulanan aerodinamik parametre belirsizliği ile yapılan bu dayanıklılık testine göre en dayanıklı yöntemin NDI+ISMC yöntemi olduğu söylenebilir. NDI+SMC ile arasındaki küçük fark kalıcı hal hatasının daha az

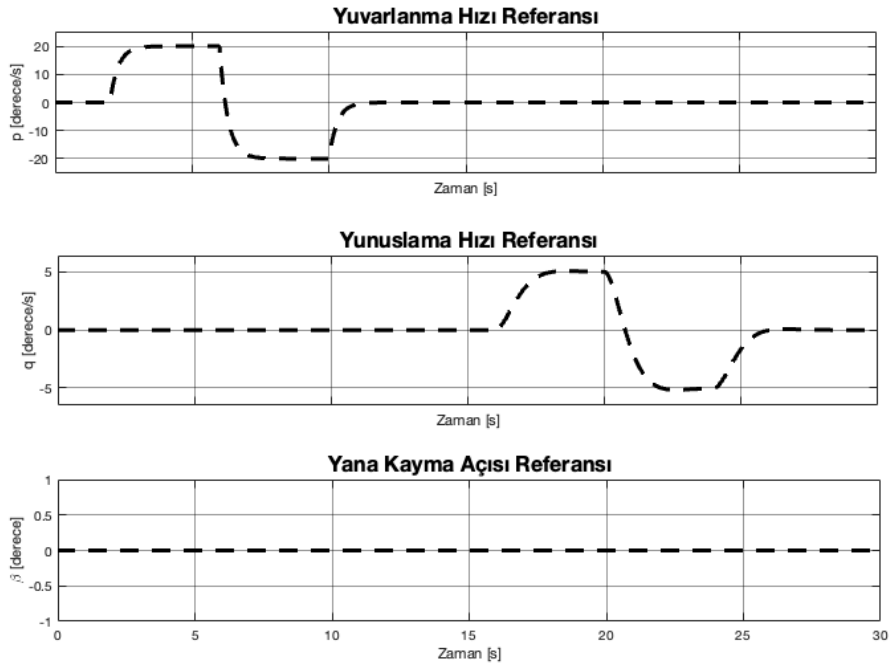
ve geçici yanıtının daha iyi olmasından kaynaklanmaktadır. Benzer şekilde, nominal modelde de en az hata ile referans takibi yapan kontrolör yine NDI+ISMC olmuştur.



6. KONTROL YÖNTEMLERİNİN KARŞILAŞTIRMASI

Bu çalışma kapsamında, doğrusal olmayan F-16 hava aracı modeli NDI, NDI+PI, INDI, NDI+SMC ve NDI+ISMC yöntemleriyle kontrol edilerek açısız hız yanıtları elde edilmiş ve karşılaştırılmıştır.

Simülasyonlarda yuvarlanma açısız hızı için 20 *derece/s* ve yunuslama açısız hızı için 5 *derece/s* büyüklüğünde doublet girişler uygulanmıştır. Yana kayma açısına ise 0 *derece* verilmiştir. Fakat yana kayma açısından dinamik tersleme yöntemi ile sapma açısız hızı komutu elde edilmiş ve karşılaştırmalarda iç döngüde yer alan açısız hızlara yer verilmiştir. Uygulanan referanslar Şekil 6.1’da verilmiştir.



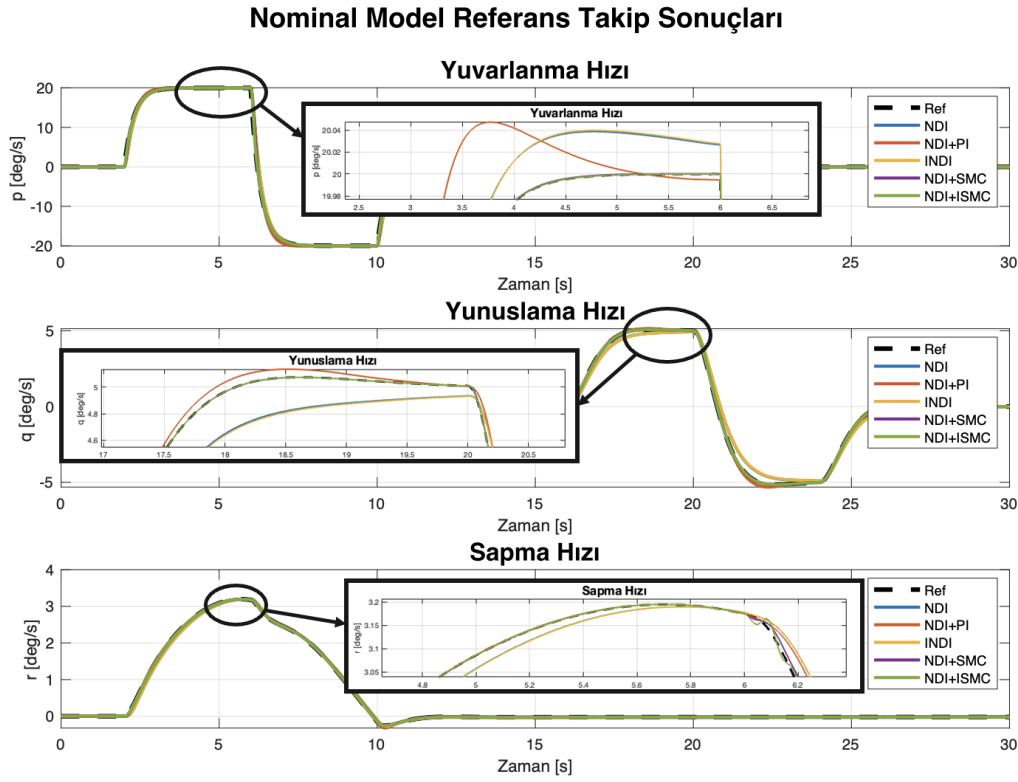
Şekil 6.1 : Referanslar.

Hava aracı açısız hızlarının, askeri standartlardaki gereksinimlere göre belirlenen dinamikleri takip etmesi beklenmektedir. Bu kapsamda, nominal model için her bir kontrol sisteminin referans takip yanıtları elde edilmiş ve istenen dinamikleri takip etme performansları karşılaştırılmıştır. Sonrasında, aerodinamik parametrelere ve

eylemsizlik momentlerine uygulanan belirsizlikler, ve kullanılan farklı bir aerodinamik model ile kontrolörler dayanıklılık açısından karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmalar yapılırken L2-norm metriği kullanılmıştır.

6.1 Açısal Hız Referans Takip Yanıtlarına Göre Kontrolörlerin Karşılaştırılması

NDI, NDI+PI, INDI, NDI+SMC ve NDI+ISMC olmak üzere tasarlanan beş farklı kontrol yöntemi ile açısal hızların referans takip sonuçları Şekil 6.2’de verilmiştir. Grafikte yanıtlar üst üste görüldüğünden, büyütülmüş halleri de daha iyi karşılaştırma yapabilmek adına eklenmiştir.



Şekil 6.2 : Nominal model referans takip yanıtları karşılaştırması.

Kontrolörlerin her bir eksen için referans takip yanıtları için L2-norm metriği ve ISE performans kriteri değerleri Çizelge 6.1’de verilmiştir.

Çizelge 6.1 : Nominal model için L2-norm metriği ve ISE performans kriteri ile referans takibi karşılaştırması.

	NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
L2-norm	96.8565	73.8025	98.3683	45.5385	30.4994
ISE	9.3812	5.4468	9.6763	2.0738	0.9302

Referans takip grafiklerine bakıldığında, nominal koşullarda tüm kontrolörlerin yanıtlarının birbirine yakın olduğu görülmektedir. Bunun temel sebebi NDI tabanlı yöntemlerin zaten istenen dinamikleri takip etme amacıyla tasarlanmasıdır. Yakından bakıldığı zaman ise, en iyi sonuçlar NDI+SMC ve NDI+ISMC'nin yanıtlarıdır. En az kalıcı hal hatasına sahip kontrolörler oldukları söylenebilir. NDI+SMC ve NDI+ISMC yanıtlarının oldukça yakın olduğu ve L2-norm değerlerinin de hem birbirine yakın hem de diğer kontrolörlerden daha düşük olduğu görülmektedir. NDI ve INDI ise diğer kontrolörlere göre referans takipte daha az başarılı gözükse de, aslında y eksenindeki değerlere bakıldığında oldukça küçük farklar olduğu görülmektedir. NDI+PI geçici halde referanstan biraz uzaklaşmış olsa da, NDI kontrolöre göre daha az hata ile referansı takip etmiştir.

Hem L2-norm değerleri hem de referans takip yanıtları incelendiğinde, NDI ve INDI kontrolörlerinin referans takip başarılarının her üç ekseninde de birbirine çok yakın olduğu, benzer şekilde L2-norm değerlerinin de yakın olduğu görülmektedir. Yapıları gereği çok benzer tasarıma sahip olduklarında, nominal modelde bu beklenen bir sonuçtur. NDI modele daha çok bağlı iken, INDI sensöre daha bağlı bir kontrolördür ve aralarındaki asıl farkın belirsizlik durumunda oluşması beklenmektedir.

Nominal modelde, L2-norm değerlerinin sıfır ya da sıfıra yakın olmamalarının sebebi doğrusal olmayan model ve doğrusal olmayan kontrolörlerde yapılan kabuller, satürasyonlar, eyleyici dinamikleri ya da modelleme hataları olabilir. L2-norm değerlerinin yüksek çıkmasının temel sebebi ise örnekleme zamanının küçük olmasından kaynaklı, simülasyon süresi boyunca çok fazla veri üzerinden işlem yapıyor olmasıdır. Örnekleme zamanı artırıldıkça L2-norm değerlerinin ciddi miktarda düştüğü görülmüştür.

6.2 Parametre Belirsizliklerine Karşı Kontrolörlerin Karşılaştırılması

Hava araçlarında, aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları, kütle, eylemsizlik momentler, ağırlık merkezi konumu gibi parametrelerde belirsizlikler olabilmektedir. Pratikte modellenemeyen dinamikler, bozucular, sensör gürültüleri, eyleyici dinamikleri gibi birçok sebep kontrolörün performansını etkileyebilir.

Bu çalışma kapsamında, aerodinamik moment katsayılarına ve eylemsizlik momentlerine belirsizlik eklenmiş ve tasarlanan beş kontrolörün bu parametre belirsizliklerine karşı olan davranışları ve dayanıklılıkları incelenerek karşılaştırılmıştır. Verilen belirsizlik oranları literatürde incelenen farklı kaynaklara göre seçilmiştir.

Belirsizlik için seçilen parametreler ve belirsizlik yüzdeleri Çizelge 6.2’de verilmiştir.

Çizelge 6.2 : Parametre belirsizlikleri.

Parametre	Belirsizlik Yüzdesi [%]
$Cl_{\delta a}$	± 40
$Cl_{\delta r}$	± 40
Cl_p	± 40
Cl_r	± 40
$Cm_{\delta e}$	± 40
Cm_q	± 40
$Cn_{\delta a}$	± 40
$Cn_{\delta r}$	± 40
Cn_p	± 40
Cn_r	± 40
I_{xx}	± 20
I_{yy}	± 20
I_{zz}	± 20
I_{xz}	± 20
I_m	± 20

Çizelge 6.2’de verilen parametrelere hem tek tek, hem de tüm eksenlerde seçilen parametrelere aynı anda belirsizlik eklenerek dayanıklılık incelenmiştir.

Morelli tarafından [80]’de, F-16 savaş uçağı rüzgar tüneli testinden elde edilen doğrusal olmayan aerodinamik veri tabanını tahmin oranını düşürmeden çok değişkenli polinom ifadeleri kullanılarak modelleyen bir çalışma yapılmıştır. Bu çalışmanın sonucunda global doğrusal olmayan parametrik bir aerodinamik model elde edilmiş ve doğruluk oranının yüzde ondan düşük olduğu belirtilmiştir.

Aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı kontrolörlerin dayanıklılığını incelemek için, kontrolör tasarımında hava aracının aerodinamik modeli yerine [80]’deki model kullanılmıştır. Böylece belirsizliklerden kaynaklı doğru modellenememiş bir aerodinamik veritabanı ile kontrolörlerin başırsı test edilmiştir.

Parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılık incelenirken, F-16 hava aracının doğrusal olmayan bir sistem olmasından kaynaklı yapılan varsayımlar veya olası modelleme

hataları dikkate alınmadan, kontrolörlerin nominal durumdaki davranışları ile belirsizlik durumunda davranışları karşılaştırılarak dayanıklılık yorumu yapılmıştır.

6.2.1 Aerodinamik parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılık sonuçları

Çizelge 6.2’de belirlenen aerodinamik parametrelere tek tek belirsizlik eklenerek, hangi parametreye karşı kontrolörlerin daha dayanıklı olduğu, hangi ekseninde hangi parametre belirsizliğinin hava aracı davranışını daha çok etkilediği incelenmiştir. Her bir ekseninde, aerodinamik katsayılar belirsizlik eklendiği durumdaki L2-norm ve ISE değerleri hesaplanmıştır. L2-norm ve ISE değerleri her bir eksen için ayrı ayrı değil, üç eksen için birlikte hesaplanmıştır. Yani çizelgelerde yer alan değerler, tüm eksenlerdeki hataları içermektedir.

Yanal ekseninde, $Cl_{\delta a}, Cl_{\delta r}, Cl_p, Cl_r$ parametrelerine belirsizlik eklenmiş, L2-norm değerleri Çizelge 6.3’te verilmiştir. Çizelgede yer alan L2-norm değerleri nominal durumdaki yanıtlarına göre hesaplanmıştır. Çizelgeler, her bir kontrolör için nominal durumlarından ne kadar bozulduklarını yorumlamaya yardımcı olmaktadır.

Çizelge 6.3 : Yanal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.

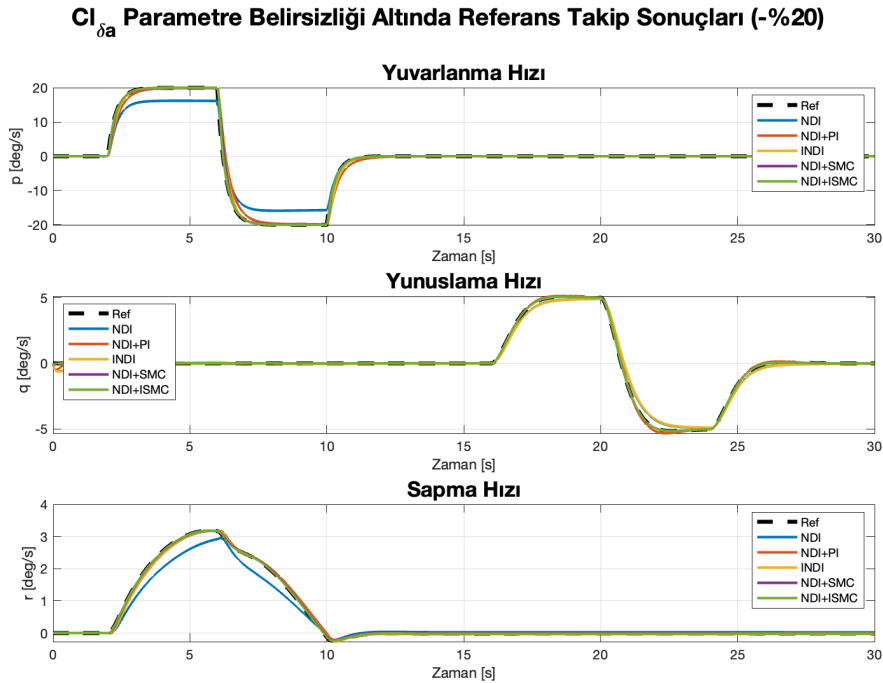
		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
$Cl_{\delta a}$	-40	705.1520	374.6345	66.2485	332.2217	65.8371
	-20	341.3512	152.0739	24.2063	45.1947	17.2177
	20	320.1708	112.0081	15.7031	24.2975	11.1144
	40	617.1242	198.7140	26.6974	42.7362	18.8454
$Cl_{\delta r}$	-40	59.2057	24.1799	3.5770	4.5541	2.2041
	-20	29.6394	12.2586	1.8291	2.3484	1.1272
	20	29.7001	12.6116	1.9176	2.5079	1.1851
	40	59.4472	25.5929	3.9299	5.1878	2.4233
Cl_p	-40	837.3150	221.5408	24.6151	24.2181	4.3750
	-20	336.0951	103.7891	12.2094	10.7854	2.1052
	20	238.4652	92.9722	12.0218	8.2402	2.0630
	40	417.2565	177.1329	23.8631	14.9904	4.2120
Cl_r	-40	11.9869	2.1939	0.2426	0.6624	0.1603
	-20	6.0151	1.0974	0.1213	0.3326	0.0801
	20	6.0628	1.0983	0.1213	0.3357	0.0799
	40	12.1780	2.1974	0.2426	0.6743	0.1594

Yanal ekseninde, $Cl_{\delta a}, Cl_{\delta r}, Cl_p, Cl_r$ parametre belirsizlikleri varlığındaki yanıtlar için ISE değerleri Çizelge 6.4’te verilmiştir.

Çizelge 6.4 : Yanal eksendeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.

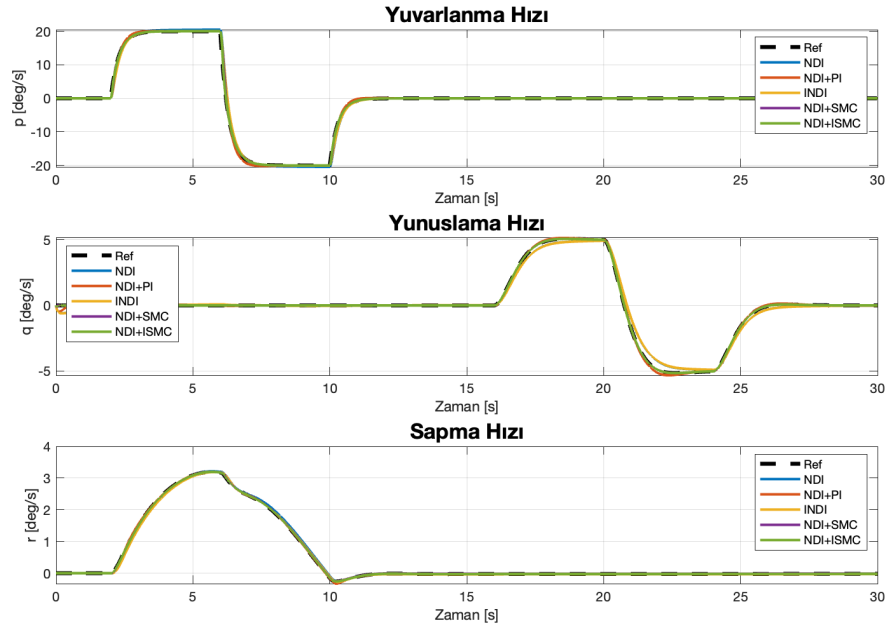
		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
$Cl_{\delta a}$	-40	495.4268	137.3072	24.6535	110.2700	6.1213
	-20	122.1762	26.9857	14.2634	5.5128	1.8272
	20	112.9891	16.7726	7.2504	1.2206	0.5641
	40	390.4767	40.9763	5.8122	1.2958	0.4039
$Cl_{\delta r}$	-40	14.0084	6.1096	9.1154	1.8827	0.8460
	-20	10.8355	5.6527	9.3868	1.9731	0.8863
	20	9.6636	5.5147	9.9856	2.1859	0.9780
	40	11.6973	5.8818	10.3168	2.3114	1.0302
Cl_p	-40	748.3870	65.1044	7.5579	3.4720	0.9485
	-20	137.1802	21.1833	8.4828	2.5730	0.9323
	20	56.0737	9.6290	11.1257	1.7916	0.9395
	40	165.9411	28.3006	12.8192	1.6548	0.9592
Cl_r	-40	8.8970	5.3751	9.6806	2.0484	0.9299
	-20	9.1103	5.4098	9.6784	2.0610	0.9300
	20	9.7102	5.4860	9.6742	2.0867	0.0799
	40	10.0981	5.5276	9.6721	2.0999	0.9305

Yanal eksendeki her bir aerodinamik parametrenin birer belirsizlik koşulunun grafikleri Şekil 6.3-Şekil 6.6 arasında verilmiştir.



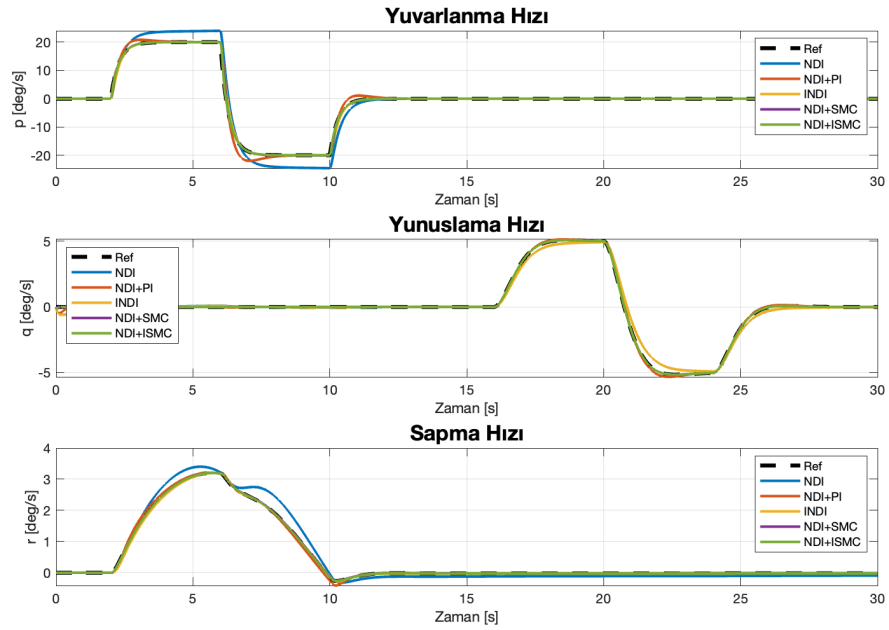
Şekil 6.3 : $Cl_{\delta a}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.

$Cl_{\delta r}$ Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (-%20)

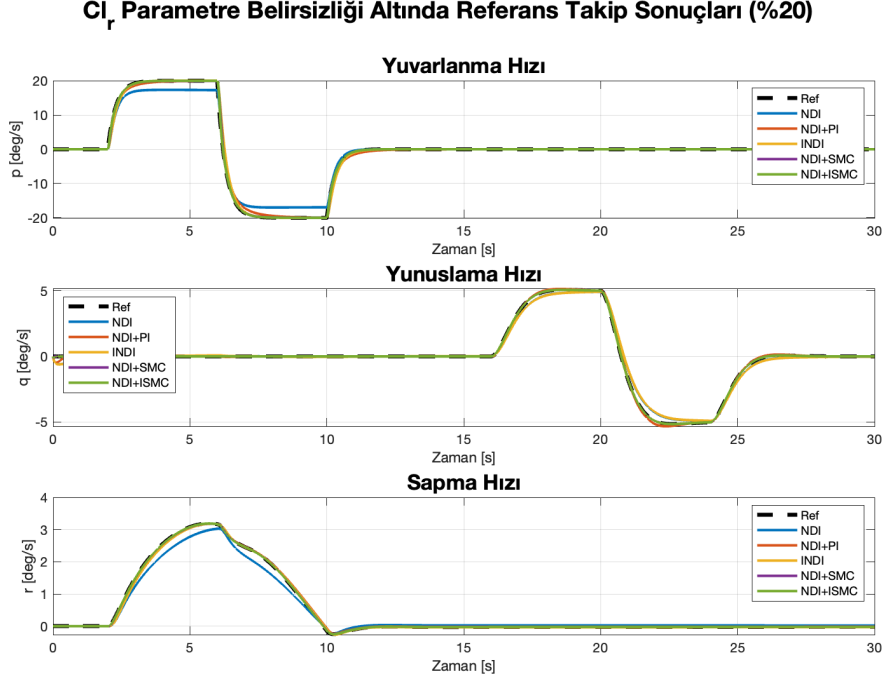


Şekil 6.4 : $Cl_{\delta r}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısız hız referans takip yanıtları.

Cl_p Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (-%20)



Şekil 6.5 : Cl_p parametre belirsizliği eklendiğinde açısız hız referans takip yanıtları.



Şekil 6.6 : Cl_r parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.

Çizelgeler ve grafikler incelendiğinde, yanal eksen de kontrolörlerin en çok bozulduğu parametrenin $Cl_{\delta a}$, ikinci olarak da Cl_p olduğu söylenebilir. Bu iki parametrenin yanal eksenindeki etkisinin daha büyük olduğu düşünüldüğünde, sonuç beklendiği gibidir. $Cl_{\delta r}$ ve Cl_p parametrelerindeki belirsizliklere karşı tüm kontrolörler dayanıklı davranmıştır.

Tüm kontrolörlerde en büyük bozulma $Cl_{\delta a}$ parametresine eklenen yüzde yirmi belirsizlikte gerçekleşmiştir. En büyük bozulma beklendiği gibi NDI kontrolörde olmuştur. Dayanıklı olmadığı bilinen NDI, tek başına kullanıldığında tüm parametrelerde en büyük bozulmayı yaşamıştır. Diğer NDI tabanlı kontrolörlerin NDI'ın dayanıklılığını artırdığı açıkça görülmektedir. NDI+PI kontrolör diğerlerine göre daha az dayanıklılık sağlayabilse de NDI kontrolöre göre sonuçları oldukça iyidir.

Bu eksenindeki hemen hemen her parametredeki her bir belirsizlik için INDI ve NDI+SMC kontrolörlerin L2-normları birbirine çok yakındır. Buradan da, NDI kontrolörüne benzer seviyede dayanıklılık kazandırdıkları söylenebilir. Bu iki kontrolördeki bozulmalar kabul edilebilir seviyededir. Yanal eksenindeki tüm parametre belirsizliklerine karşı en dayanıklı kontrolör büyük bir farkla NDI+ISM olmuştur. Dayanıklı bir kontrol yöntemi olan SMC'ye kalıcı hal hatasını minimuma

indirmek için integratör eklenmesi, NDI kontrolü en dayanıklı hale getiren yöntem olmuştur. Grafiklere bakıldığında bozulma oranları rahatça anlaşılmakta olup, özellikle NDI kontrolörün diğerlerinden ayrıldığı görülmektedir.

Boylamsal ekseninde, Cm_{δ_e} ve Cm_q aerodinamik katsayılarına belirsizlik eklenmiş olup, L2-norm değerleri Çizelge 6.5'teki gibidir.

Çizelge 6.5 : Boylamsal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.

		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
Cm_{δ_e}	-40	854.655	127.824	26.6599	181.4527	21.8742
	-20	569.291	50.8685	10.2785	5.7787	1.8821
	20	680.003	35.2975	7.0432	3.8879	1.3225
	40	1348.038	60.9750	12.1682	6.6686	2.1414
Cm_q	-40	150.553	24.8950	4.0556	0.7570	0.0270
	-20	62.1334	12.2647	2.0201	0.3781	0.0135
	20	48.3779	12.0123	2.0049	0.3773	0.0133
	40	87.7117	23.8533	3.9948	0.7537	0.0266

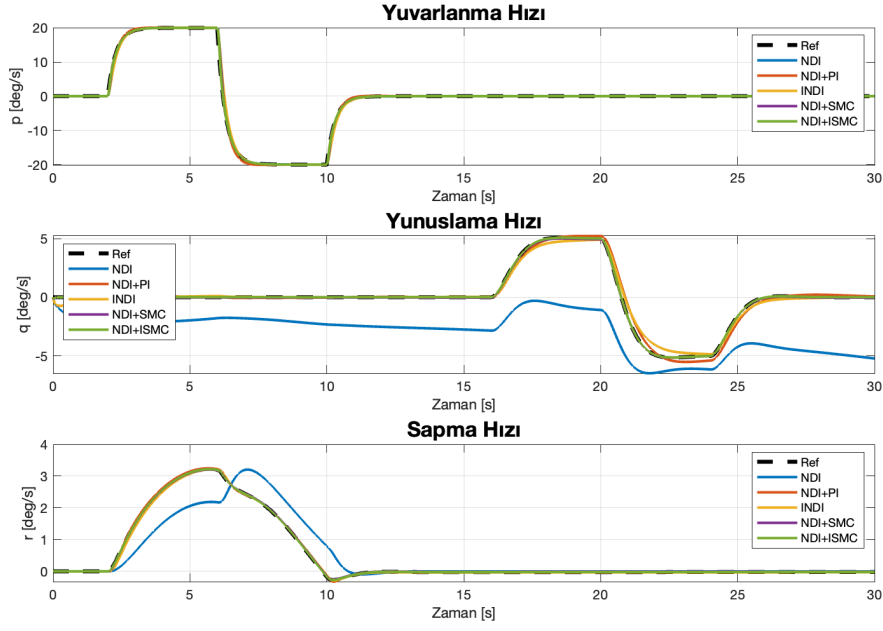
Boylamsal ekseninde, Cm_{δ_e} ve Cm_q aerodinamik katsayılarına belirsizlik eklendiği durumdaki ISE değerleri Çizelge 6.6'daki gibidir.

Çizelge 6.6 : Boylamsal eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.

		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
Cm_{δ_e}	-40	733.151	20.8669	12.6648	34.9812	1.3876
	-20	331.018	7.8879	10.6695	2.1051	0.9305
	20	441.228	6.5824	9.1122	2.0886	0.9302
	40	1079.598	8.8486	8.7614	2.1170	0.9302
Cm_q	-40	32.0642	5.9988	9.3963	2.0743	0.9302
	-20	12.7525	5.5683	9.5325	2.0739	0.9302
	20	12.5281	5.6106	9.8277	2.0739	0.9302
	40	18.7415	6.0455	9.9865	2.0744	0.9302

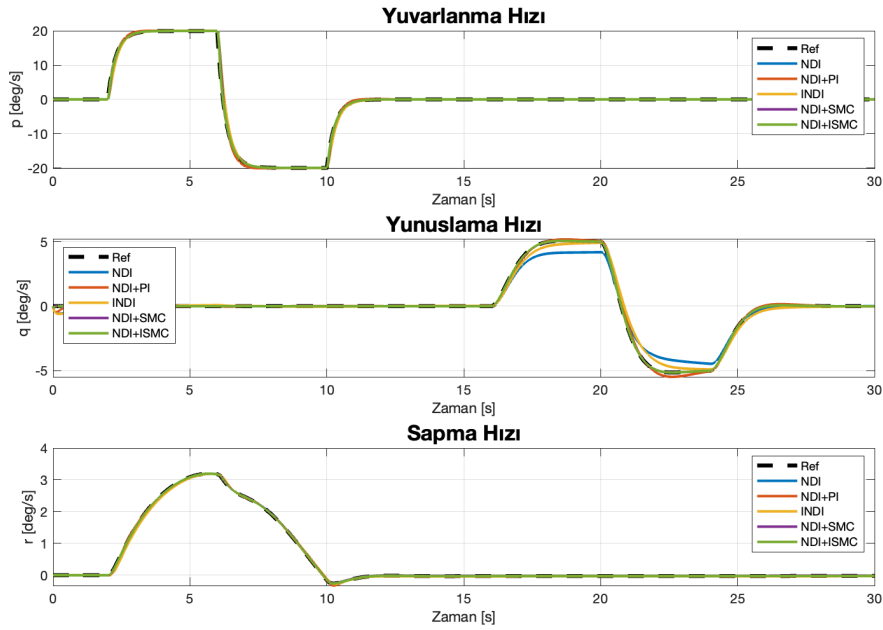
Boylamsal eksenindeki aerodinamik parametrelerin birer belirsizlik koşulunun grafikleri Şekil 6.7 ve Şekil 6.8'de verilmiştir.

Cm_{δ_e} Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (-%20)



Şekil 6.7 : Cm_{δ_e} parametre belirsizliği eklendiğinde açısız hız referans takip yanıtları.

Cm_q Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (%20)



Şekil 6.8 : Cm_q parametre belirsizliği eklendiğinde açısız hız referans takip yanıtları.

Grafikler ve çizelgeler incelendiğinde, yine beklendiği gibi NDI dayanlı bir yöntem olmadığından yanıtlarda ciddi bozulmalar görülmektedir. Yanal eksenlerdeki sonuçlara benzer olarak, tasarlanan tüm NDI tabanlı kontrol sistemlerinin NDI kontrolörünün dayanıklılığını belirli seviyelerde artırdığı gözlemlenmiştir. En az PI yapısının, en fazla

da ISMC yapısının dayanıklılığı artırdığı söylenebilir. Yanal eksenden farklı olarak boylamsal ekseninde NDI+SMC, INDI kontrol yöntemine göre çok daha az oranda bozulmuştur. NDI tabanlı tüm yöntemlerin dayanıklı olduğu ve nominal yanıtlara göre kabul edilebilir bozulmalara sahip olduğu söylenebilir.

Boylamsal eksenindeki iki parametre arasında, tüm kontrolörlerin Cm_{δ_e} katsayısına karşı daha hassas olduğu hata oranlarına bakarak söylenebilir. Bu ekseninde Cm_{δ_e} parametresi oldukça etkindir. Cm_q katsayısındaki belirsizliklere karşı tüm kontrolörlerin çok daha dayanıklı olduğu gözlemlenmiştir.

NDI kontrolör kullanıldığında, Cm_{δ_e} katsayısındaki belirsizlik varlığında açısal hız yanıtlarının bozulduğu ve istenen dinamikleri takip edemediği gözle görülür bir şekilde grafiklerden fark edilmektedir. INDI ve NDI+PI kontrolörlerin yanıtlarındaki bozulmalar da görülmekte olup SMC tabanlı iki kontrolörün farkı az olduğu için grafiklerden anlaşılmamakta, çizelgelerden kıyaslanabilmektedir.

Yönsel ekseninde, $Cn_{\delta_a}, Cn_{\delta_r}, Cn_p, Cn_r$ aerodinamik katsayılarına belirsizlik eklenmiş olup, L2-norm değerleri Çizelge 6.7'deki gibidir.

Çizelge 6.7 : Yönsel eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.

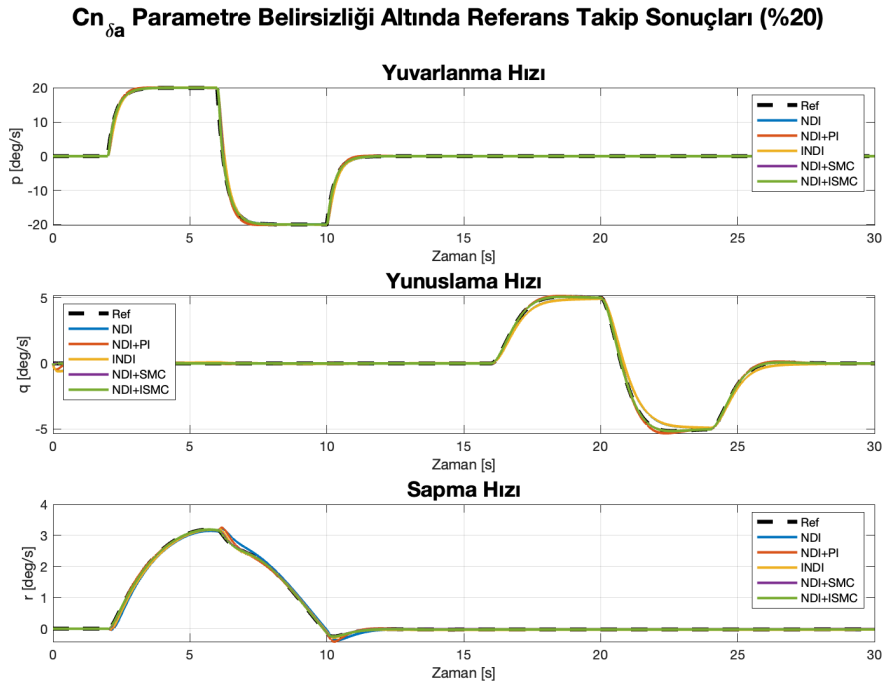
		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
Cn_{δ_a}	-40	17.0915	9.0213	1.7996	1.3550	2.1984
	-20	8.6217	4.7056	0.9257	0.6935	1.1558
	20	9.3573	5.1756	0.9841	0.7295	1.2701
	40	21.3524	10.9757	2.0338	1.4971	2.6594
Cn_{δ_r}	-40	17.9780	13.5379	3.0156	1.9796	3.2323
	-20	7.9217	5.3174	1.0741	0.7271	1.1937
	20	7.1590	3.7106	0.6803	0.4792	0.7766
	40	14.0979	6.4395	1.1495	0.8235	1.2927
Cn_p	-40	3.1124	1.4871	0.2318	0.2193	0.1786
	-20	1.5557	0.7436	0.1159	0.1096	0.0894
	20	1.5521	0.7437	0.1159	0.1097	0.0894
	40	3.0996	1.4876	0.2319	0.2193	0.1788
Cn_r	-40	2.5161	0.6792	0.2511	0.3294	0.2814
	-20	1.2491	0.3384	0.1255	0.1646	0.1406
	20	1.2312	0.3361	0.1254	0.1643	0.1404
	40	2.4443	0.6701	0.2507	0.3284	0.2808

Yönsel ekseninde, $Cn_{\delta_a}, Cn_{\delta_r}, Cn_p, Cn_r$ aerodinamik katsayılarına belirsizlik eklendiğinde elde edilen ISE değerleri Çizelge 6.8'deki gibidir.

Çizelge 6.8 : Yönsel eksenindeki aerodinamik katsayı belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.

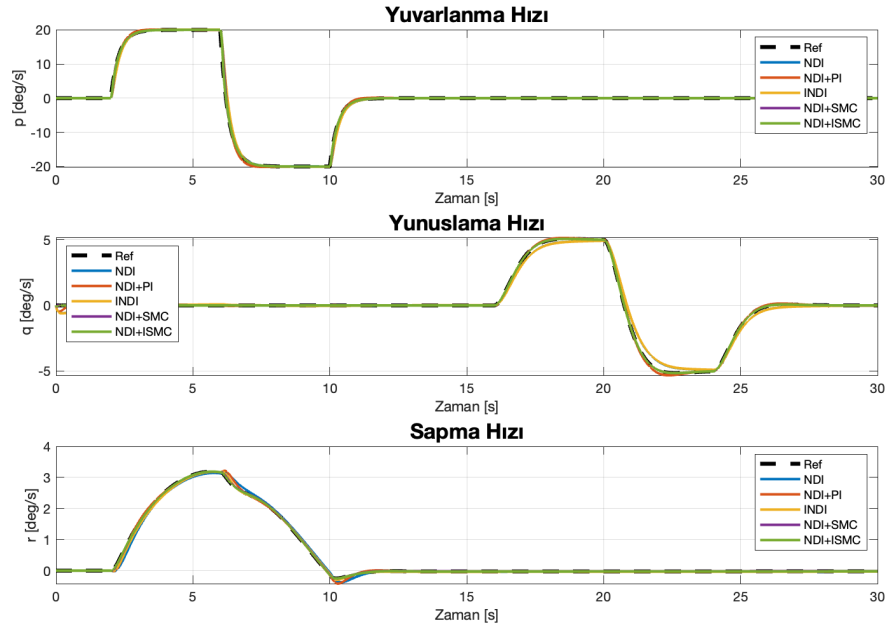
		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
$C_{n_{\delta a}}$	-40	9.6567	5.4695	9.6100	2.0452	0.8521
	-20	9.4114	5.4393	9.6416	2.0588	0.8886
	20	9.6447	5.5020	9.7149	2.0905	0.9775
	40	10.5591	5.6190	9.7580	2.1091	1.0311
$C_{n_{\delta r}}$	-40	10.0089	5.6280	9.7872	2.1057	1.0464
	-20	9.5353	5.4891	9.7159	2.0871	0.9736
	20	9.4462	5.4368	9.6508	2.0634	0.9014
	40	9.7300	5.4384	9.6324	2.0547	0.8814
C_{n_p}	-40	9.3773	5.4299	9.6818	2.0728	0.9313
	-20	9.3742	5.4376	9.6791	2.0733	0.9308
	20	9.3967	5.4574	9.6737	2.0743	0.9297
	40	9.4213	5.4693	9.6710	2.0748	0.9291
C_{n_r}	-40	9.5101	5.4574	9.6738	2.0758	0.9290
	-20	9.4370	5.4518	9.6751	2.0747	0.9296
	20	9.3408	5.4425	9.6776	2.0728	0.9308
	40	9.3193	5.4389	9.6789	2.0719	0.9314

Yönsel eksenindeki her bir aerodinamik parametre belirsizliğinin birer koşulunun grafikleri Şekil 6.9 ile Şekil 6.12 arasında verilmiştir.



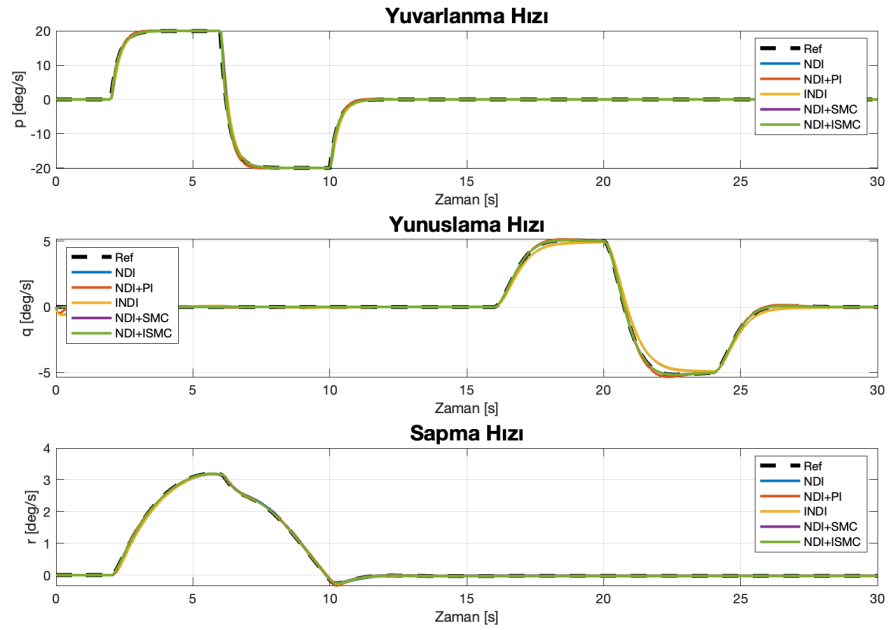
Şekil 6.9 : $C_{n_{\delta a}}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.

$Cn_{\delta r}$ Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (-%20)

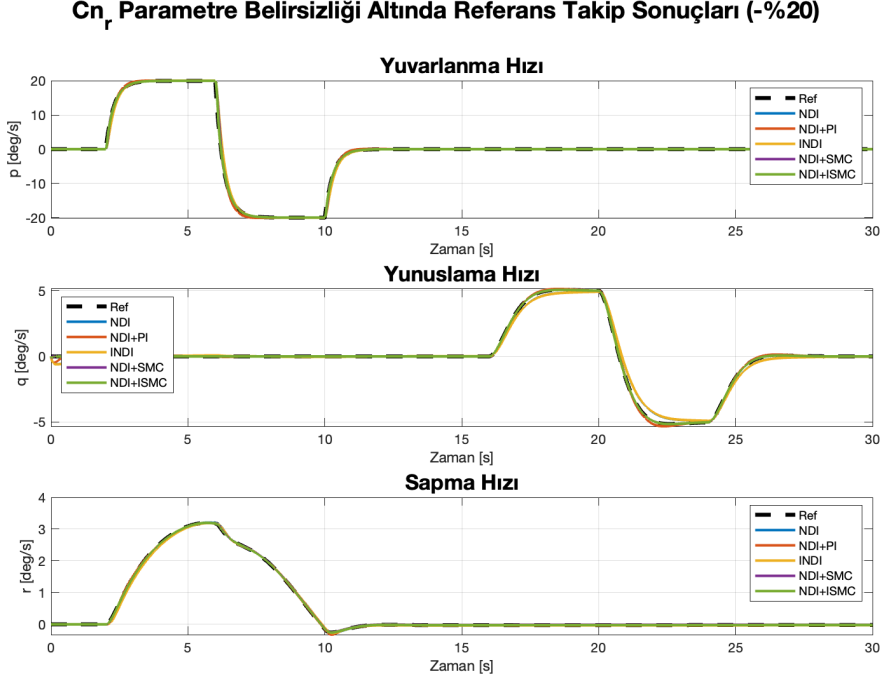


Şekil 6.10 : $Cn_{\delta r}$ parametre belirsizliği eklendiğinde açışsal hız referans takip yanıtları.

Cn_p Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (-%20)



Şekil 6.11 : Cn_p parametre belirsizliği eklendiğinde açışsal hız referans takip yanıtları.



Şekil 6.12 : Cn_r parametre belirsizliği eklendiğinde açısız hız referans takip yanıtları.

Öncelikle, diğer eksenlerle karşılaştırıldığında parametre belirsizliklerine karşı en az bozulan yanıtlar bu eksendedir. Yönsel eksen aerodinamik katsayılarındaki belirsizliklere karşı tüm kontrolörler kabul edilebilir performans göstermiştir. Grafiklerdeki açısız hız yanıtları çok yakın olduğundan, yorumlar çizelgeler üzerinden yapılabilir. Yine NDI kontrolör yanıtlarında en büyük bozulma olmuş, diğer kontrolörler bu bozulmayı kompanze edebilmiştir. NDI+PI kontrolörün yanıtları kabul edilebilir seviyede olsa da, diğerlerine göre daha yüksektir. Diğer kontrolörlerin bozulma mertebeleri birbirine oldukça yakındır.

Yönsel eksende, tüm kontrolörler en çok $Cn_{\delta a}$ ve $Cn_{\delta r}$ parametre belirsizliklerinde bozulmuş, Cn_p ve Cn_r belirsizliklerine karşı ise oldukça yüksek dayanıklılık göstermişlerdir.

6.2.2 Eylemsizlik momenti belirsizliklerine karşı dayanıklılık sonuçları

Eylemsizlik momentlerine ve eylemsizlik momenti matrisine Çizelge 6.2’de verilen oranlarda belirsizlikler eklenerek, kontrolörlerin dayanıklılığı ve davranışları incelenmiştir. $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ eylemsizlik momentlerine ve eylemsizlik momentlerinin oluşturduğu matrise (yani tüm momentlere aynı anda) belirsizlik eklenmiş, belirsiz-

liklerin varlığında nominal modele göre L2-norm değerleri hesaplanarak tablo haline getirilmiştir. L2-norm değerleri Çizelge 6.9’da verilmiştir.

Çizelge 6.9 : Eylemsizlik momentleri belirsizliklerine karşı L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.

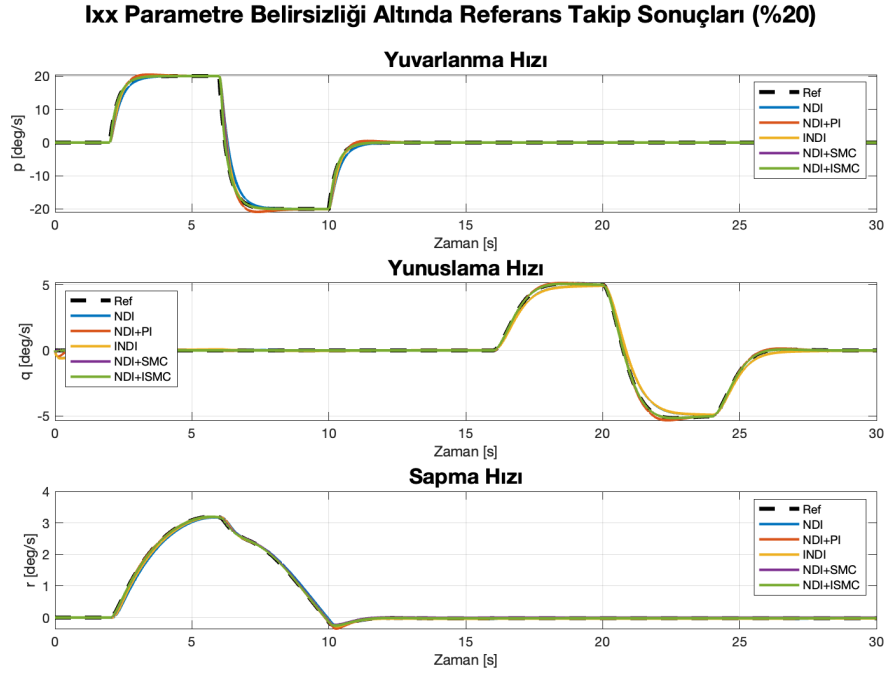
		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
I_{xx}	-20	90.0561	62.3715	11.9505	29.8794	12.4907
	20	81.5300	57.1777	11.9591	36.9012	11.9628
I_{yy}	-20	40.4314	14.5174	2.2172	0.4904	0.5911
	20	35.4237	15.0225	2.2324	0.4101	0.5383
I_{zz}	-20	11.1501	3.2826	0.5721	0.2046	0.2343
	20	11.3382	3.3183	0.5755	0.2025	0.2338
I_{xz}	-20	2.1009	0.9323	0.1990	0.1269	0.2772
	20	2.1004	0.9312	0.1985	0.1274	0.2731
Inertia	-20	99.3205	64.0545	12.1409	29.8316	12.3497
	20	89.4751	60.1266	12.1509	36.8456	11.7656

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ eylemsizlik momentlerine ve eylemsizlik momentlerinin oluşturduğu matrise belirsizlik eklendiği durumdaki ISE değerleri Çizelge 6.10’da verilmiştir.

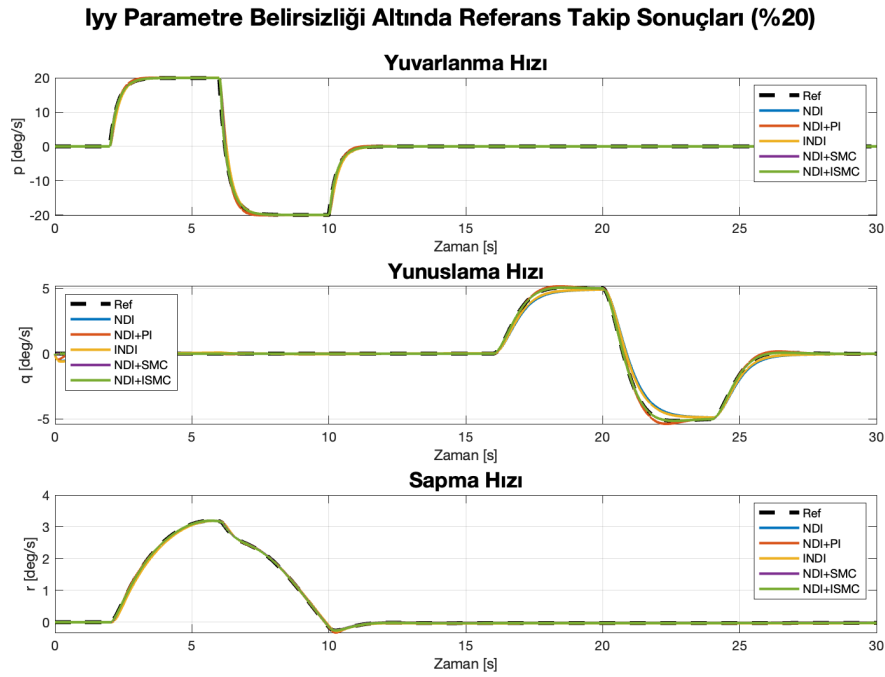
Çizelge 6.10 : Eylemsizlik momentleri belirsizliklerine karşı ISE performans kriteri ile dayanıklılık karşılaştırması.

		NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
I_{xx}	-20	5.8417	3.5291	8.2675	0.9513	0.5306
	20	25.3802	13.0133	11.3641	4.8203	1.5173
I_{yy}	-20	8.0760	5.3816	9.6821	2.0741	0.9304
	20	13.3272	5.9365	9.6812	2.0738	0.9301
I_{zz}	-20	9.4016	5.4490	9.6726	2.0814	0.9272
	20	9.5703	5.4610	9.6806	2.0757	0.9340
I_{xz}	-20	9.4234	5.4643	9.6849	2.0790	0.9412
	20	9.3437	5.4285	9.6680	2.0684	0.9194
Inertia	-20	4.5942	3.4755	8.2772	0.9528	0.5346
	20	29.4549	13.4925	11.3639	4.8136	1.5057

Her bir eylemsizlik momentleri için birer belirsizlik koşulunun grafikleri Şekil 6.13 ile Şekil 6.17 arasında verilmiştir.

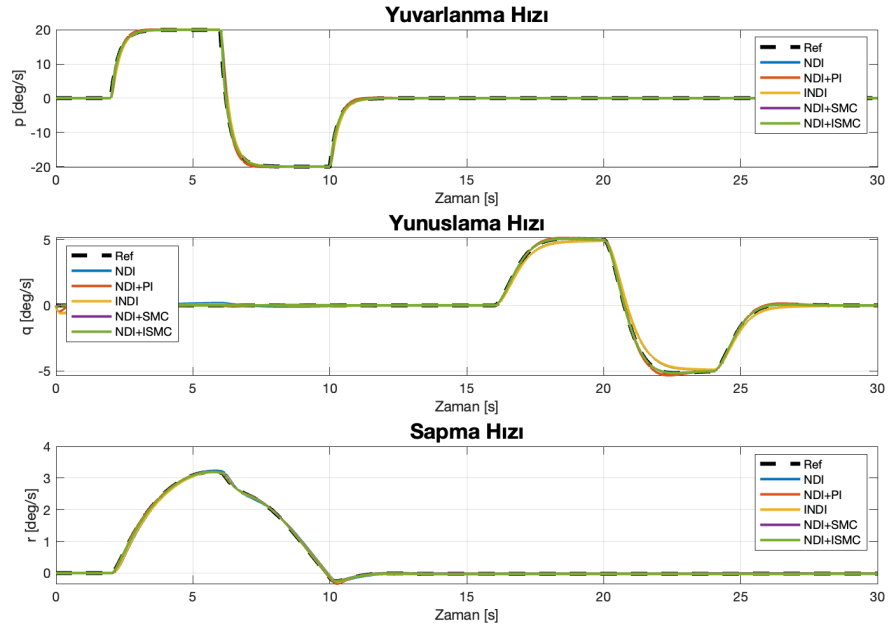


Şekil 6.13 : I_{xx} parametre belirsizliği eklendiğinde açısıl hız referans takip yanıtları.



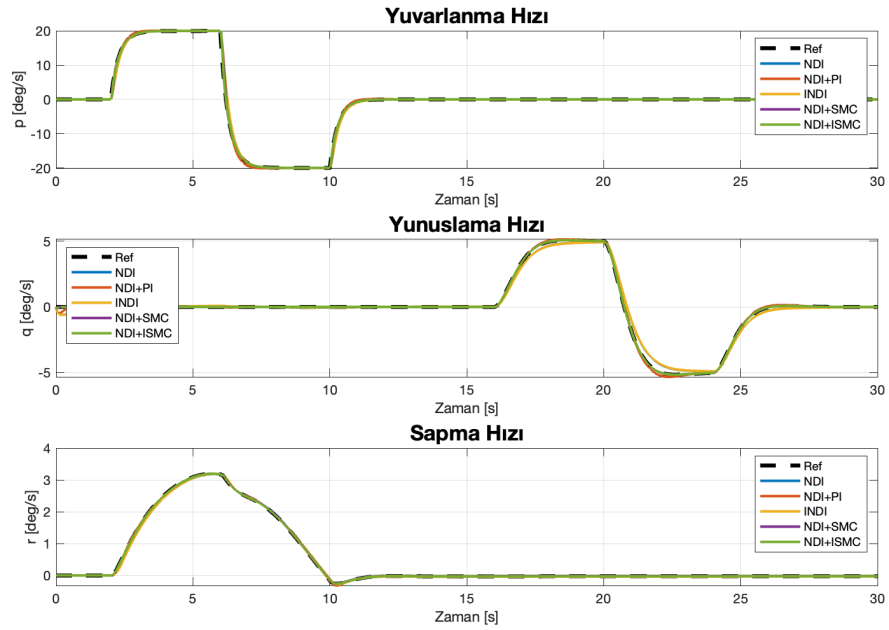
Şekil 6.14 : I_{yy} parametre belirsizliği eklendiğinde açısıl hız referans takip yanıtları.

Izz Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (%20)



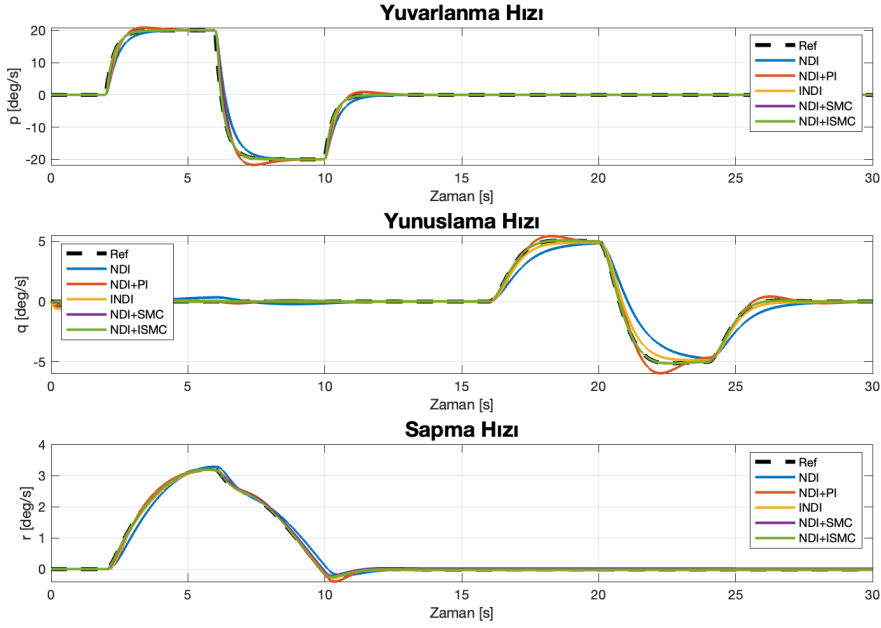
Şekil 6.15 : I_{zz} parametre belirsizliği eklendiğinde açısıl hız referans takip yanıtları.

Ixz Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (%20)



Şekil 6.16 : I_{xz} parametre belirsizliği eklendiğinde açısıl hız referans takip yanıtları.

Eylemsizlik Momenti Parametre Belirsizliği Altında Referans Takip Sonuçları (%40)



Şekil 6.17 : I_m parametre belirsizliği eklendiğinde açısal hız referans takip yanıtları.

Çizelgeler ve grafikler incelendiğinde, tüm kontrolörlerin en az I_{xx} parametre belirsizliğine karşı dayanıklı olduğu söylenebilir. En çok I_{xx} sonrasında ise I_{yy} eylemsizlik momentlerindeki belirsizliklerde bozulmalar görülmüştür. I_{zz} ve I_{xz} eylemsizlik momentlerindeki belirsizliklere karşı tüm kontrolörlerin dayanıklı olduğu ve çok düşük seviyelerde bozulduğu görülmüştür.

Eylemsizlik momentleri belirsizliklerinde de NDI tabanlı tüm yöntemlerin NDI kontrolörünün dayanıklılığını önemli ölçülerde artırdığı görülmektedir. Eylemsizlik momentlerine verilen belirsizliklerde en iyi sonucu yine NDI+ISMC yöntemi vermiştir, fakat INDI ve NDI+SMC yöntemlerinin de NDI+ISMC'ye oldukça yakın sonuçlar verdiği görülmektedir. Parametre belirsizliklerine karşı en az dayanıklılık sağlayan NDI+PI kontrol yapısı olmuştur. NDI ise I_{xx} ve I_{yy} belirsizliklerinde yüksek bozulmalar yaşamışken, I_{zz} ve I_{xz} belirsizliklerinden diğer kontrolörler gibi pek fazla etkilenmemiştir.

Eylemsizlik momenti matrisine uygulanan belirsizliklerde de, benzer şekilde NDI+ISMC'nin belirsizliklere karşı en dayanıklı kontrolör olduğu, INDI'nin ona yakın olduğu görülmektedir. Sonrasında sırasıyla, NDI+SMC ve NDI+PI en az bozulmaya

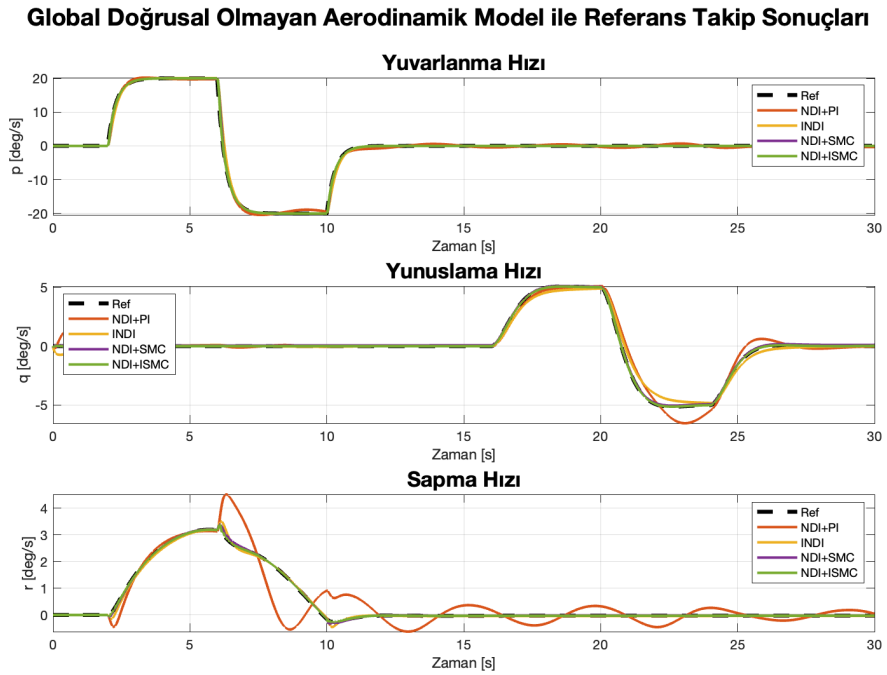
sahiptir. Genel olarak tüm kontrolörler, momentlere pozitif yönde eklenen maksimum belirsizlikte en fazla bozulma yaşamıştır.

6.2.3 Farklı aerodinamik veritabanı kullanıldığında dayanıklılık sonuçları

Bölüm 6.2.1’de aerodinamik katsayıların parametre belirsizliklerinin etkileri tek başına incelenmiştir. Fakat birden çok parametrede belirsizlik olma ihtimali çok yüksek olduğundan, toplu olarak parametrelere belirsizlik eklemek yerine, bu bölümde doğrudan farklı bir aerodinamik veri tabanı kullanılarak hatalı modellenmiş bir aerodinamik modele karşı kontrolörlerin davranışları ve dayanıklılıkları incelenmiştir.

Bu kapsamda, Morelli’nin [80]’de yaptığı çalışma sonucu elde ettiği global doğrusal olmayan parametrik aerodinamik model (GNAM) kullanılmıştır. Doğruluk oranının yüzde ondan düşük olduğu belirtilen modelde genel olarak tüm parametrelerde farklı oranlarda belirsizlik mevcuttur.

Kontrolörlerin global aerodinamik model ile referans takip yanıtları Şekil 6.18’de verilmiştir.



Şekil 6.18 : Global doğrusal olmayan aerodinamik model kullanıldığında açısız hız referans takip yanıtları.

Kontrolör tasarımlarında yer alan yerleşik modeldeki aerodinamik model [80]’de yer alan aerodinamik veritabanı ile oluşturulmuş, bu koşuldaki yanıtların nominal modele

göre L2-norm ve ISE değerleri hesaplanarak tablo haline getirilmiştir. L2-norm ve ISE değerleri Çizelge 6.11’de verilmiştir.

Çizelge 6.11 : Global doğrusal olmayan aerodinamik model kullanıldığında L2-norm metriği ile dayanıklılık karşılaştırması.

	NDI	NDI+PI	INDI	NDI+SMC	NDI+ISMC
L2-norm	-	154.8780	100.9258	44.0152	31.9910
ISE	-	23.9871	10.1860	2.9373	1.0234

Çizelgede ve grafiklerde NDI hariç dört kontrolörün sonuçları yer almaktadır. NDI kontrolörün sonuçlarının yer almamasının nedeni, simülasyon tamamlanmadan çok fazla bozulma gerçekleşmiş, hata giderek büyüyerek sonsuza yakınsamış ve simülasyon durmuştur. NDI kontrol algoritması parametrelere tek tek belirsizlik uygulandığında diğerlerine oranla çok fazla bozulsa da bir şekilde komple uçağın kaybedildiği noktaya gelmemiştir. Ancak gerçek hayattakine daha benzer bir uygulama olan birden çok parametrenin hatalı olduğu farklı aerodinamik model kullanıldığında, dayanıklı bir yöntem olmadığından beklenen bir sonuçla karşılaşılmasıdır.

Diğer kontrolörlerin sonuçları incelendiğinde, NDI+PI kontrolörün hataları çok fazla kompanze edemediği özellikle yunuslama ve sapma açısal hızlarında önemli bozulmalar olduğu görülmektedir. PI kontrolörün katsayıları ayarlanarak, bu bozulmalar azaltılıp NDI kontrolöre daha fazla dayanıklılık sağlaması sağlanabilir.

Bunların haricinde, diğer kontrolörlerin hatalı aerodinamik modelde bile belirsizliklere karşı oldukça dayanıklı oldukları ve referans takip hatası oranlarının kabul edilebilir düzeyde olduğu görülmektedir. NDI+ISMC yine diğer kontrolörlere oranla çok düşük bir hata ile oldukça dayanıklı olduğunu kanıtlamıştır.

7. SONUÇ

Uçuş kontrol sistemi hava araçlarındaki en önemli sistemlerden biridir ve uçak dinamikleri uçuş koşullarına bağlı olarak değiştiğinden doğrusal olmayan bir kontrol problemidir. Uçuş kontrol sistemleri, doğrusallaştırılmış hava aracı dinamiklerine göre ve doğrusal kontrol yöntemleri kullanılarak tasarlanabilmektedir, fakat bu doğrusal olmayan durumları ihmal etmeye dayanan bir yaklaşımdır. Geniş uçuş zarfına sahip, yüksek hücum açısında uçan yüksek manevra kabiliyetli modern hava araçlarının giderek artan yüksek performansı düşünüldüğü zaman, hava aracı dinamiklerindeki doğrusal olmama durumları ihmal edilemeyecek boyuta gelmektedir. Doğrusal tasarımlar geçmişte oldukça başarılı olsa da, doğrusal kontrolörlerin yetersiz kaldığı veya sistemi kararsız hale getirebildiği durumlar oluşabilmektedir.

Hava araçlarının doğrusal olmayan dinamiklerini hesaba katan doğrusal olmayan uçuş kontrol yöntemleri gerçek sistem dinamiklerinin daha iyi kontrol edilmesine ve kazanç ayarlama prosedürüne ihtiyaç duyulmamasına olanak sağlar. Doğrusal olmayan yöntemlerden biri olan doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yöntemi de, havacılık alanında giderek popülerleşen ve özellikle geniş uçuş zarflarına sahip uçaklar için oldukça faydalı bir yöntemdir. Bunun en önemli sebeplerinden biri de, tüm uçuş zarfında geçerli bir kontrol algoritması olmasıdır.

Bu çalışma kapsamında, F-16 hava aracının açısal hızları beş farklı doğrusal olmayan kontrol yöntemi ile kontrol edilmiş, doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi hava aracının dinamiklerini istenen dinamikler ile değiştirme esasına dayandığı için referans modeller askeri standartlarda yer alan uçuş kalitesi seviyelerine göre belirlenmiştir. Temel olarak NDI kontrol algoritması tasarlanmış, ardından modele bağlılığı ve tek başına dayanıklı bir yöntem olmadığı bilenen bu yöntemin dayanıklılığını artırmak için NDI tabanlı dört farklı kontrol yöntemi geliştirilmiştir. Bu yöntemler, PI kontrolör ile geliştirilen NDI, sensörlere bağlı NDI tabanlı bir yöntem olan artırılmış NDI, kayan kipli kontrol ve integrallli kayan kipli kontrol ile birlikte kullanılan NDI kontrol

sistemleridir. Tasarlanan kontrolörler hem referans takip yanıtları hem de parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılıkları açısından karşılaştırılmıştır.

Öncelikle, F-16 hava aracının doğrusal olmayan modeli MATLAB/Simulink ortamında oluşturulmuş ve NDI kontrol algoritması tasarlanmıştır. Kontrol değişkenleri, dış döngüde yana kayma açısı, iç döngüde açısal hızlar olarak belirlenmiş ve istenen dinamikler uçuş kalitesi göz önünde bulundurularak seçilmiştir. NDI kontrol algoritmasının tek başına kullanıldığında dayanıklı bir yöntem olmadığı bilinmektedir. Buna göre, beklendiği gibi davranış sergilemiş ve diğer NDI tabanlı yöntemlere göre oldukça yüksek hatalar ile referans takibi yapmıştır. Bazı parametrelerdeki düşük belirsizliklerde dayanıklı davranmış, ancak yüksek orandaki belirsizlikleri tolere edemeyip ciddi bozulmalar görülmüştür. Genel olarak hava araçlarında tek bir parametrede belirsizlik olmayacağından, dayanıklı davranması beklenmemektedir. NDI yöntemi kolay uygulanabilirliği, istenen dinamikleri başarılı takibi ve kazanç ayarlama gerektirmemesi gibi avantajlarla ön plana çıkarken, tam doğru modele ihtiyaç duyması ve dayanıklı bir yöntem olmaması sebebiyle tek başına kullanımı önerilmemektedir. Dış döngüler, adaptif yapılar ya da farklı kontrol algoritmalarıyla birlikte kullanılarak dayanıklı hale geldiğinde tercih edilen bir kontrol yöntemidir.

İlk olarak, bir PI kontrolör ile dayanıklı bir NDI kontrol sistemi oluşturulmaya çalışılmıştır. PI kontrolörün kazançları ayarlanarak, kontrolörün çıkışı NDI kontrol işaretine eklenmiştir. NDI+PI kontrolörün NDI kontrol algoritmasının dayanıklılığını artırdığı gözlemlenmiştir ancak büyük orandaki belirsizliklerde yetersiz kalabilmektedir. Katsayılar ayarlanarak hata payı daha aza indirgenebilir.

Ardından, NDI algoritması temelli bir yöntem olan INDI kontrol algoritması tasarlanmıştır. INDI, NDI yönteminin avantajlarını korurken, modele bağıllığını azaltıp dayanıklılığını artıran sensör tabanlı bir yöntemdir. Nominal durumda NDI ile çok yakın davranışlar sergilerken, parametre belirsizlikleri eklendiğinde NDI'dan farkı görülmektedir. NDI yanıtlarını oldukça iyileştirmiş ve dayanıklılığını artırmıştır. INDI yönteminin gerçek uygulamalardaki en büyük sorunu sensör hatalarıdır, gürültüler ya da sensör bozulmalarıdır. Bu konuda çalışmalar yapılarak kontrolörün başarısı artırılabilir.

Son olarak, kayan kipli kontrol algoritması kullanılarak, NDI tabanlı dayanıklı kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Hem sürekli hem de integralli SMC yöntemleri kullanılmıştır. Dayanıklılığı ile bilinen yöntemin en büyük dezavantajı ise çatırdama problemidir. Anahtarlama kontrolü olarak satürasyon kullanılarak çatırdamadan kaçınılmıştır. Dayanıklı bir yöntem olan kayan kipli kontrol yöntemleri, beklendiği gibi tüm belirsizlik durumlarında dayanıklılıklarını kanıtlamıştır. Özellikle ISMC yöntemi tüm belirsizlik koşullarında nerdeyse hiç bozulmamış, referans takibini başarılı bir şekilde gerçekleştirmiştir.

Kontrolörler kıyaslandığında, en dayanıklı yöntemin NDI+ISMC olduğu, ardından NDI+SMC'nin geldiği söylenebilir. Bazı durumlarda INDI kontrolörü de NDI+SMC'ye yakın davranış sergilese de, genel olarak dayanıklılık açısından üçüncü ve NDI+PI kontrol yapısının da sonuncu olduğu söylenebilir. Tüm kontrolörler, NDI kontrol sistemi tek başınayken oluşan hatayı azaltmayı başarmışlardır. Bunun haricinde, nominal modelde NDI ve INDI kontrolörleri birbirine çok yakın ve diğerlerine göre daha yüksek hata ile istenen dinamikleri takip etmiştir. İki algoritma çok benzer olduğundan, birbirlerine nominal durumda yakın olmaları beklenen bir durumdur. Diğer kontrolörlerde göre daha az hata oluşmasının nedeni ise kontrolörlerin modelleme hatası gibi hataları bastırma eğilimi olabilir.

L2-norm metrikleri belirsizlik varlığındaki açısal hız yanıtlarının nominal durumdaki yanıtlara göre olan farkından hesaplanmıştır. Bunun nedeni, kontrolörlerin nominal durumdaki davranışlarına göre ne kadar değişim gösterdikleri ve ne kadar dayanıklı olduklarının daha iyi ölçülebilmesidir. Bazı durumlarda, belirsizlik durumunda hata yüksek olsa da, açısal hız yanıtlarının nominal yanıttan istenen dinamiklere daha çok yaklaştığı görülmüştür. Bu durumda, dayanıklılık açısından diğer kontrolörlere göre daha kötü oldukları, ancak istenen dinamikleri takip performansı olarak daha iyi oldukları söylenebilir.

Çalışmanın ileriki aşamalarında, belirsizlik setleri genişletilip dayanıklılık analizleri yapılabilir. Uyarlanabilir kontrol kullanılarak kontrolör performansı artırılabilir. Kararlılık ve uçuş kalitesi analizleri de eklenerek çalışma genişletilebilir.



KAYNAKLAR

- [1] **Petrescu, R.V.V. ve diğeri** (2017). History of Aviation - A Short Review, *Journal of Aircraft and Spacecraft Technology*, 1(1), 30–49.
- [2] **Boyne, W.J.** *History of Flight*, <https://www.britannica.com/technology/history-of-flight>.
- [3] *Ornithopter*, <https://www.leonardo-da-vinci.net/ornithopter/>, date retrieved 20.05.2022.
- [4] *History of aviation*, https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_aviation, date retrieved 20.05.2022.
- [5] *Wright Flyer I*, https://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Airplanes/Flyer_I.htm, date retrieved 20.05.2022.
- [6] **Garg, G., Linda, R. ve Chowdhury, T.** (2013). Evolution of Aircraft Flight Control System and Fly-by-Light Flight Control System, *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering*, 3(12).
- [7] **Stevens, B., Lewis, F. ve Johnson, E.** (2016). *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems*, Wiley; 3rd Edition.
- [8] *Flight Controls*, https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/08_phak_ch6.pdf, date retrieved 20.05.2022.
- [9] **Al-Lami, H. ve diğeri** (2015). The Evolution of Flight Control Systems.
- [10] *Fly-By-Wire*, <https://skybrary.aero/articles/fly-wire>, date retrieved 20.05.2022.
- [11] **Balas, G.J.** (2003). Flight Control Law Design: An Industry Perspective, *European Journal of Control*, 9(2-3), 207–226.
- [12] **Nae, C., Nicolin, I. ve Nicolin, B.A.**, (2022). Military Aircraft Flight Control, Aeronautics - New Advances, bölüm 5, IntechOpen, Rijeka, <https://doi.org/10.5772/intechopen.105491>.
- [13] **Slotine, J.J.E. ve Li, W.** (1991). *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall.
- [14] **Enns, D., Buganski, D., Hendrick, R. ve Stein, G.** (1994). Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design, *International Journal of Control*.

- [15] **Veld, R.C.** (2016). *Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Flight Control*.
- [16] **Cerignoni, D.L., Galisteu, D.G., Camillo, G.P., Secco, N.F., Francisco, T.V. ve Paglione, P.** Aircraft Control Design with Linear and Nonlinear Techniques: Comparitve Aspects, *Proceeding Series of the Brazilian Society of Applied and Computational Mathematics*.
- [17] **Smit, B.** (2021). *Adaptive Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for Consistent Pitch Rate Control*.
- [18] **Balas, G.J. ve Hodgkinson, J.** Control design methods for good flying qualities, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*.
- [19] **Sieberling, S., Chu, Q.P. ve Mulder, J.A.** (2010). Robust Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion and Angular Acceleration Prediction, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [20] **Harris, J.A.** (2017). *Nonlinear Adaptive Dynamic Inversion Control for Variable Stability Small Unmanned Aircraft Sysytems*.
- [21] **Harris, J. ve Valasek, J.** Direct L1-Adaptive Nonlinear Dynamic Inversion Control for Command Augmentation Systems, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.
- [22] **Bugakski, D. ve Enns, D.** (1992). Nonlinear Control Law with Application to High Angle-of-Attack Flight, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [23] **Bordignon, K. ve Bessolo, J.** Control Allocation fot the X-35B, *Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*.
- [24] **Wacker, R.** X-38 Application of Dynamic Inversion Flight Control, *AAS Guidance and Control Conference*.
- [25] **Ito, D., Georgie, J., Valasek, J. ve Ward, D.T.** (2002). Reentry Vehicle Flight Controls Design Guidelines: Dynamic Inversion, **Teknik Rapor**, National Aeronautics and Space Administration.
- [26] **Snell, S.A., Enns, D.F. ve Garrard, W.L.** (1992). Nonlinear Inversion Flight Control for a Supermaneuverable Aircraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [27] **Albostan, O. ve Gökaşan, M.** High Angle of Attack Manoeuvring Control of F-16 Aircraft Based on Nonlinear Dynamic Inversion and Eigenstructure Assignment, *European Conference for Aeronautics ans Space Sciences*.
- [28] **Reiner, J., Balas, G.J. ve Garrard, W.L.** (1995). Robust Dynamic Inversion for Control of Highly Maneuverable Aircraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [29] **Miller, C.J.** Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.

- [30] **Harris, J.J. ve Stanford, J.R.** F-35 Flight Control Law Design, Development and Verification, *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*.
- [31] **Karlsonn, M.** (2002). *Control of Unmanned Aerial Vehicles using Non-linear Dynamic Inversion*.
- [32] **Hai, C., Kaifeng, Q. ve Weiqi, Q.** Attitude Control of UAV based on PI Dynamic Inversion, *Chinese Control Conference*.
- [33] **Wang, Y.C., Sheu, D. ve Lin, C.E.** Modification of Nonlinear Dynamic Inversion for UAV Flight Control Design, *An International Conference on Engineering and Applied Sciences Optimization*.
- [34] **Horn, J.** (2019). Non-Linear Dynamic Inversion Control Design for Rotorcraft, *Aerospace*.
- [35] **Ma, S. ve Yang, G.** Helicopter nonlinear dynamic inversion flight control model design, *International Conference on Control, Automation and Information Sciences*.
- [36] **Yang, I., Lee, D. ve Han, D.S.** (2014). Designing a Robust Nonlinear Dynamic Inversion Controller for Spacecraft Formation Flying, *Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering*.
- [37] **Costa, R.R., Chu, Q.P. ve Mulder, J.A.** (2003). Reentry Flight Controller Design Using Nonlinear Dynamic Inversion, *Journal of Spacecraft and Rockets*.
- [38] **Zeng, C.** (2012). *Develop A Robust Nonlinear Controller For Large Aircraft By Applying Nonlinear Dynamic Inversion, Sliding Mode Control and Adaptive Control*.
- [39] **Reiner, J., Balas, G.J. ve Garrard, W.L.** (1996). Flight Control Design Using Robust Dynamic Inversion and Time-scale Separation, *Automatica*.
- [40] **Abaspour, A. ve diğerleri.** Using fuzzy logic in dynamic inversion flight controller with considering uncertainties, *Iranian Conference on Fuzzy Systems*.
- [41] **Yang, I. ve diğerleri.** A Flight Control Strategy Using Robust Dynamic Inversion based on Sliding Mode Control, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.
- [42] **Lee, J. ve Kim, Y.** Neural Network-Based Nonlinear Dynamic Inversion Control of Variable-Span Morphing Aircraft, *European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences*.
- [43] **Geiser, M. ve diğerleri.** L1 Adaptive Augmented Dynamic Inversion Controller for a High Agility UAV, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.
- [44] **Campbell, S.F. ve Kaneshige, J.T.** A nonlinear dynamic inversion L1 adaptive controller for a Generic Transport Model, *American Control Conference*.

- [45] **Smith, P.R.** A Simplified Approach to Nonlinear Dynamic Inversion Based Flight Control, *Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*.
- [46] **Bacon, B.J. ve Ostroff, A.J.** Reconfigurable Flight Control Using Nonlinear Dynamic Special Accelerometer Implementation, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*.
- [47] **Smith, P. ve Berry, A.** Flight Test Experience of a Non-Linear Dynamic Inversion Control Law on the VAAC Harrier, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*.
- [48] **Smeur, E.J.J. ve diğerleri** (2016). Adaptive Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for Attitude Control of Micro Air Vehicles, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [49] **Grondman, F. ve diğerleri.** Design and Flight Testing of Incremental Nonlinear Dynamic Inversion based Control Laws for a Passenger Aircraft, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*.
- [50] **van Ekeren, W.** (2016). *Incremental Nonlinear Flight Control for Fixed-Wing Aircraft*.
- [51] **Kumtepe, Y.** (2020). *Flight Control Design Using Hybrid Incremental Nonlinear Dynamic Inversion*.
- [52] **Bhardwaj, P. ve diğerleri.** Design and Flight Testing of Incremental Nonlinear Dynamic Inversion based Control Laws for a Passenger Aircraft, *AIAA SciTech Forum*.
- [53] **Simplicio, P.V.M.** (2011). *Helicopter Nonlinear Flight Control: An Acceleration Measurements-based Approach using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion*.
- [54] **Simplicio, P.V.M. ve diğerleri** (2013). An acceleration measurements-based approach for helicopter nonlinear flight control using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion, *Control Engineering Practice* 21.
- [55] **Silva, E.L.S.** (2015). *Incremental Nonlinear Dynamic Inversion for Quadrotor Control*.
- [56] **Cao, S. ve diğerleri.** Adaptive Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Control Based on Neural Network for UAV Maneuver, *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*.
- [57] **Utkin, V.I.** (1977). Variable Structure Systems with Sliding Modes, *IEEE Transactions on Automatic Control*.
- [58] **Hirschorn, R.M.** (2006). Generalized Sliding-Mode Control for Multi-Input Nonlinear Systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*.
- [59] **Young, K.D., Utkin, V.I. ve Özgüner,** (1999). A Control Engineer's Guide to Sliding Mode Control, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*.

- [60] **Pukdeboon, C. ve Kumam, P.** (2015). Robust optimal sliding mode control for spacecraft position and attitude maneuvers, *Aerospace Science and Technology*.
- [61] **Seshagiri, S. ve Promptun, E.** Sliding Mode Control of F-16 Longitudinal Dynamics, *American Control Conference*.
- [62] **Rajeswari, V. ve Suresh, L.P.** (2015). Design and Control of Lateral Axis of Aircraft using Sliding Mode Control Methodology, *Indian Journal of Science and Technology*.
- [63] **Hess, R.A. ve Bakhtiari-Nejad, M.** (2008). Sliding-Mode Control of a Nonlinear Model of an Unmanned Aerial Vehicle, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [64] **Rouyan, N.M.A. ve diğerleri** (2018). Aircraft pitch control tracking with sliding mode control, *International Journal of Engineering Technology*.
- [65] **Promptun, E. ve Seshagiri, S.** Sliding Mode Control of Pitch-Rate of an F-16 Aircraft, *Proceedings of the 17th World Congress*.
- [66] **Chen, M.S. ve diğerleri.** Sliding mode control reduced chatter- ing for systems with dependent uncertain- ties., *Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Networking*.
- [67] **Durmaz, B. ve diğerleri** (2012). Sliding mode control for non-linear systems with adaptive sliding surfaces, *ransactions of the Institute of Measurement and Control*.
- [68] **Zhuang, H. ve diğerleri** (2021). Robust adaptive sliding mode attitude control for aircraft systems based on back-stepping method, *Aerospace Science and Technology*.
- [69] **Byungkook, Y. ve Ham, W.** (1998). Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control of Nonlinear System, *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*.
- [70] **Cook, M.** (2007). *Flight Dynamics Principles*, Elsevier; 2nd Edition.
- [71] **Yechout, T. ve diğerleri** (2003). *Introduction to Aircraft Flight Mechanics*, AIAA.
- [72] **Raol, J. ve Singh, J.** (2009). *Flight Mechanics Modeling and Analysis*, CRC Press.
- [73] **Pratt, R.** (2000). *Flight Control Systems: practical issues in design and implementation*, IEE.
- [74] **McLean, D.** (1990). *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall.
- [75] **Nguyen, L.T. ve diğerleri** (1979). Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability, **Teknik Rapor**, National Aeronautics and Space Administration.

- [76] *F-16 Fighting Falcon*, <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/history/fl16.html>.
- [77] *F-16 Fighting Falcon*, <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104505/f-16-fighting-falcon/>.
- [78] **Sonneveldt, L.** (2006). Nonlinear F-16 Model Description.
- [79] **Russell, R.** (2003). Non-linear F-16 Simulation using Simulink and Matlab.
- [80] **Morelli, E.** (1998). Global nonlinear parametric modelling with application to F-16 aerodynamics, *cilt 2*, s.997 – 1001 vol.2.
- [81] (1996). Application of Multivariable Control Theory to Aircraft Control Laws Final Report: Multivariable Control Design Guidelines.
- [82] **Georgie, J. ve Valasek, J.** Selection of Longitudinal Desired Dynamics for Dynamic-Inversion Controlled Reentry Vehicles, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*.
- [83] **Georgie, J. ve Valasek, J.** (2003). Evaluation of Longitudinal Desired Dynamics for Dynamic-Inversion Controlled Generic Reentry Vehicles, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [84] (2004). Military Standard: Flying Qualities of Piloted Aircraft.
- [85] Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes.
- [86] **Snell, S.A. ve Stout, P.W.** (1997). Robust Longitudinal Control Design Using Dynamic Inversion and Quantitative Feedback Theory, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.
- [87] **Decarlo, R.A. ve Zak, S.H.** (2008). A Quick Introduction to Sliding Mode Control and Its Applications.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad : Buse E. DURMAZ ÇALICIOĞLU

ÖĞRENİM DURUMU

- **B.Sc.** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik Elektronik Fakültesi, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
- **B.Sc.** : 2019, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM

- 2017-... TUSAŞ, Uçuş Kontrol Mühendisi