

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK KİKAS KONTROLÜ TASARIMI VE PARAMETRİK
OPTİMİZASYONU: UÇUŞ VERİSİ İLE MODELLEME VE SİMÜLASYON**



YÜKSEK LİSANS TEZİ

Göktuğ İbrahim TAŞDÖŞEYENLER

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

HAZİRAN, 2019

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**UÇAK KİKAS KONTROLÜ TASARIMI VE PARAMETRİK
OPTİMİZASYONU: UÇUŞ VERİSİ İLE MODELLEME VE SİMÜLASYON**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Göktuğ İbrahim TAŞDÖŞEYENLER
(511161121)**

Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı

Uçak ve Uzay Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Elbrus CAFEROV

HAZİRAN, 2019

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 511161121 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Göktuğ İbrahim TAŞDÖŞEYENLER, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "UÇAK KKAS KONTROLÜ TASARIMI VE PARAMETRİK OPTİMİZASYONU: UÇUŞ VERİSİ İLE MODELLEME VE SİMÜLASYON" başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Elbrus CAFEROV**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Tufan KUMBASAR**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Hakan YAZICI
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : **03 Mayıs 2019**
Savunma Tarihi : **10 Haziran 2019**





Aileme,



ÖNSÖZ

Tezin genel amacı uçak modellenmesi ve uçuş kontrol sistemi algoritması tasarım ve optimizasyon sürecinin anlaşılmasıdır. Bu yolda yardımlarını esirgemeyen aileme ve hocalarıma teşekkürü borç bilirim.

Haziran 2019

Göktuğ İbrahim Taşdöşeyenler





İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER.....	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER.....	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xxi
SUMMARY.....	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	1
1.2 F16 Tarihçe	1
1.3 Modelleme ve Simülasyonun Tarihçesi.....	2
1.4 Genel Bilgilendirme	3
1.4.1 Kararlılık.....	3
1.4.1.1 Statik Kararlılık	3
1.4.1.2 Dinamik Kararlılık.....	4
1.4.2 Uçak Arayüz Tipleri	4
1.4.2.1 Mekanik	4
1.4.2.2 Elektronik.....	4
2. MODELLEME.....	7
2.1 Uçak Gövdesi.....	7
2.1.1 Aerodinamik Model.....	8
2.1.2 İtki Modeli	13
2.1.3 Uçuş Kontrol Sistemi.....	14
2.1.4 Uçuş Yönetim Sistemi	15
2.2 Hareket Denklemi.....	16
2.2.1 Euler Açılımları	21
2.2.2 Quaternion.....	22
2.3 Çevre Modeli.....	23
2.3.1 Yer Çekimi.....	23
2.3.2 Atmosfer modeli.....	24
2.4 Giriş Metodu	24
2.5 Görselleştirme	25
3. DENGE NOKTASI.....	29
3.1 Amaç Fonksiyonu.....	30
3.2 Arama Algoritması	31
3.2.1 Yerel Arama.....	31
3.2.2 Küresel Arama.....	31
4. UÇUŞ KONTROL YASASI TASARIMI.....	33
4.1 Uçuş Kontrol Bilgisayarı Parametrik Optimizasyon	38

4.2 Uzunlamasına Kontrol Sistemi Yapısı	40
4.2.1 C* Kontrol Yapısı	40
4.2.2 Klasik KKAS Yapısı	41
4.2.3 Genetik Algoritma.....	42
4.2.3.1 C* Kontrol Yapısı	43
4.2.3.2 Klasik KKAS Yapısı	45
4.2.4 Hooke & Jeeves Algoritması.....	46
4.2.4.1 C* Kontrol Yapısı	48
4.2.4.2 Klasik KKAS Kontrol Yapısı	49
4.2.5 Big Bang Big Crunch Algoritması.....	50
4.2.5.1 Modifiye C* Kontrol Yapısı	51
4.2.5.2 Klasik KKAS Yapısı	52
4.2.6 Gradyan Temelli Eşit Bölmeli Arama.....	53
4.2.6.1 Modifiye C* Kontrol Yapısı	54
4.2.6.2 Klasik KKAS Yapısı	57
4.2.7 Nelder Mead Simplex Arama Algoritması.....	57
4.2.7.1 C* Yapısı	59
4.2.7.2 Klasik KKAS Yapısı	59
4.2.8 Sequential Quadratic Programming	60
4.2.8.1 C* Kontrol Yapısı	61
4.2.8.2 Klasik KKAS Yapısı	63
4.3 Yanal ve Yönelim Hareket Kontrolü	63
4.4 Bang Bang Kontrol	68
4.5 Doğrusal Analiz	76
4.5.1 Doğrusal karasıl düzenleyici (DKD).....	77
4.5.1.1 Durum Kontrolü	79
4.5.1.2 Rotasyon Hızı Kontrolü.....	83
4.5.2 Belirsizlik ve H_{∞} Kontrolör Tasarımı.....	87
4.5.3 Frekans Tabanında Tasarım.....	94
5. OTOPİLOT TASARIMI.....	97
5.1 Durum Tutucu.....	98
5.1.1 Yunuslama Açısı.....	98
5.1.2 Yuvarlanma Açısı	99
5.1.3 Sapma Açısı.....	100
5.2 İrtifa Tutucu	101
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	103
6.1 Çalışmanın Uygulama Alanı	104
6.2 Kazanımlar.....	105
KAYNAKLAR.....	107
EKLER	109
ÖZGEÇMİŞ.....	121

KISALTMALAR

UKS	: Uçuş Kontrol Sistemi
UKB	: Uçuş Kontrol Bilgisayarı
UYB	: Uçuş Yönetim Bilgisayarı
TGTC	: Tek Giriş Tek Çıkış
ÇGÇÇ	: Çok Giriş Çok Çıkış
RSS	: Rahatlatılmış Durağan Kararlılık
CAS	: Kontrol Arttırma Sistemi
SAS	: Kararlılık Arttırma Sistemi
KKAS	: Kontrol ve Kararlılık Arttırma Sistemi
DKD	: Doğrusal Karesel Düzenleyici
CHR	: Cooper-Harper Oranları
A/B	: After Burner
ARB	: Aileron Rudder Bağlantısı
MCAS	: Manevra Kontrol Arttırma Sistemi



SEMBOLLER

V	: Hız
u, v, w	: Hız Bileşenleri
α	: Hücüm Açısı
β	: Yanakayma Açısı
Φ, Θ, ψ	: Euler Açıları
p, q, r	: Euler Hızları
p_N, p_E, p_D	: Kuzey, Doğu, Aşağı Pozisyon Bileşenleri
X, Y, Z	: Kuvvet Bileşenleri
L, M, N	: Moment Bileşenleri
N_x, N_y, N_z	: Eksenel İvmeler
ρ	: Yoğunluk
A	: Durum Katsayı Matrisi
B	: Giriş Katsayı Matrisi
C	: Çıkış Katsayı Matrisi
D	: İleribesleme Katsayı Matrisi



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Eksenel terminoloji.....	8
Çizelge 2.2 : Uzunlamasına dinamik kararlılık türevleri.....	11
Çizelge 2.3 : Yanal dinamik kararlılık türevleri.....	11
Çizelge 2.4 : Motor verisi.....	14
Çizelge 2.5 : Eyleyici verisi.....	14
Çizelge 2.6 : Eylemsizlik momenti ifadesi.....	18
Çizelge 2.7 : Atmosfer modeli.....	24
Çizelge 3.1 : Denge noktası değerleri.....	29
Çizelge 4.1 : Uzunlamasına hareket mod karakteristikleri.....	37
Çizelge 4.2 : Yanal hareket mod karakteristikleri.....	38
Çizelge 4.3 : Komut filtresi değerleri.....	41
Çizelge 4.4 : Genetik algoritma C* sonucu.....	43
Çizelge 4.5 : Modifiye C* kontrol yapısı sonucu.....	45
Çizelge 4.6 : Genetik algoritma KKAS sonucu.....	45
Çizelge 4.7 : Hooke & Jeeves C* sonucu.....	48
Çizelge 4.8 : Hooke & Jeeves KKAS sonucu.....	50
Çizelge 4.9 : BB-BC KKAS sonucu.....	52
Çizelge 4.10 : Yüksek iterasyon arama sonucu.....	53
Çizelge 4.11 : GTBS Modifiye C* sonucu.....	55
Çizelge 4.12 : GTBS g-takibi sonucu.....	56
Çizelge 4.13 : GTBS KKAS sonucu.....	57
Çizelge 4.14 : NMS C* sonucu.....	59
Çizelge 4.15 : NMS KKAS sonucu.....	59
Çizelge 4.16 : SQP C* sonucu.....	62
Çizelge 4.17 : SQP KKAS sonucu.....	63
Çizelge 4.18 : Aileron, rudder denge noktası değerleri.....	67
Çizelge 4.19 : Sınır koşulları ifadeleri.....	69
Çizelge 4.20 : Bang-Bang temelli PID kontrolör değerleri.....	72
Çizelge 4.21 : DKD durum kontrolü zaman cevapları.....	80
Çizelge 4.22 : DKD kontrolör geribesleme katsayıları.....	81
Çizelge 4.23 : Rotasyon hızı DKD sonucu.....	84
Çizelge 4.24 : DKD Rotasyon hızı kontrolü zaman cevabı.....	85
Çizelge 4.25 : Uçuş kalitesi, kısa periyot sönümlenme oranı.....	95
Çizelge 4.26 : Uzun periyot kararlılık standartları ifadesi.....	95
Çizelge 5.1 : PID-tuner yunuslama eksenini sonuçları.....	99
Çizelge 5.2 : PID-tuner yuvarlanma eksenini sonuçları.....	99
Çizelge 5.3 : PID-tuner sapma eksenini sonuçları.....	100
Çizelge 6.1 : Optimizasyon algoritmalarının karşılaştırılması.....	104



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Kontrol yüzeyleri gösterimi.	9
Şekil 2.2 : Manevra süresince değişim: (a) Uçuş yörüngesi. (b) Kontrol yüzeyi sapmaları.	12
Şekil 2.3 : Manevra süresince aerodinamik katsayıların değişimi: (a) Elevatör. (b) Leading edge flap.	12
Şekil 2.4 : Manevra süresince aerodinamik katsayıların değişimi: (a) Aileron ve rudder. (b) Dinamik kararlılık türevleri.	13
Şekil 2.5 : Hava hızı göstergesi.....	15
Şekil 2.6 : Uçuş süresince tanımlı eksenler.	16
Şekil 2.7 : Uçağa etkiyen kuvvet ve momentlerin birleştirilmesi.	19
Şekil 2.8 : Euler açıları gösterimi.....	21
Şekil 2.9 : Fareden giriş alma.....	25
Şekil 2.10 : FlightGear görseli.	25
Şekil 2.11 : Uçuş yörüngesi görseli.....	26
Şekil 2.12 : Kokpit göstergeleri T dizilimi.	26
Şekil 3.1 : Denge noktası uçuşta değişim: (a) Durum açıları. (b) Rotasyon hızı.	30
Şekil 3.2 : Denge noktası uçuşta değişim: (a) Uçuş hızı. (b) Pozisyon.	30
Şekil 4.1 : Uçuş kontrol bilgisayarı oylama sistemi.	34
Şekil 4.2 : Uçuş kontrol bilgisayarı hata tespiti.	34
Şekil 4.3 : Kontrol sistemi yapısı.	35
Şekil 4.4 : Durum tutucu otopilot yapısı.....	36
Şekil 4.5 : Uçuş kontrol aksenal kontrolü.....	36
Şekil 4.6 : Uzunlamasına hareket kökleri.	37
Şekil 4.7 : Yanal hareket kökleri.....	38
Şekil 4.8 : Amaç modeli.	39
Şekil 4.9 : Zaman cevabı gösterimi: (a) Hata. (b) Amaç değeri.	39
Şekil 4.10 : C* kontrol yapısı.....	40
Şekil 4.11 : C* kontrol modeli - Uçuş kontrol bilgisayarı.....	41
Şekil 4.12 : Klasik KKAS ile kontrol – Uçuş kontrol bilgisayarı.....	42
Şekil 4.13 : Kararlılık arttırma sistemi etkisi.	42
Şekil 4.14 : Genetik algoritma akış diyagramı.....	43
Şekil 4.15 : Genetik algoritma C* zaman cevabı.....	44
Şekil 4.16 : Dış-dönüş manevrası uçuş yörüngesi.....	44
Şekil 4.17 : Genetik algoritma modifiye C* zaman cevabı.	46
Şekil 4.18 : Genetik algoritma KKAS sonucu.	46
Şekil 4.19 : Hooke & Jeeves arama adımları.	47
Şekil 4.20 : Hooje & Jeeves arama yakınsaması.....	47
Şekil 4.21 : Hooke & Jeeves: (a) Yakınsama. (b) C* zaman cevabı.....	48
Şekil 4.22 : Hooke & Jeeves: (a) Türevleyici eleman araması. (b) C* türevleyici eleman ile zaman cevabı.	49
Şekil 4.23 : Hooke & Jeeves C* kontrol yapısı: (a) Manevra yörüngesi. (b) Zaman cevabı.	49

Şekil 4.24 : Hooke & Jeeves KKAS araması ve zaman cevabı: (a) Arama 1. (b) Arama 2.....	50
Şekil 4.25 : Big Bang Big Crunch araması.....	51
Şekil 4.26 : BB-BC modifiye C* yapısı: (a) Zaman cevabı. (b) Hata sinyali.	51
Şekil 4.27 : BB-BC C*, türevleyici eleman ile zaman cevabı karşılaştırması.	52
Şekil 4.28 : BB-BC KKAS arama 1: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.	53
Şekil 4.29 : BB-BC KKAS arama 2: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.	53
Şekil 4.30 : Gradyan temelli bisection: (a) Aralık gösterimi. (b) Yakınsama gösterimi.	54
Şekil 4.31 : GTBS Modifiye C* yakınsama.	55
Şekil 4.32 : Genetik algoritma C* zaman cevabı.....	56
Şekil 4.33 : GTBS: (a) Yakınsaması. (b) Zaman cevabı.	56
Şekil 4.34 : GTBS KKAS araması zaman cevabı: (a) G-kuvveti. (b) Yunuslama hızı.	57
Şekil 4.35 : Nelder-Mead Simplex algoritma akış şeması.	58
Şekil 4.36 : NMS yakınsama.	58
Şekil 4.37 : NMS C* kontrol yapısı: (a) Yakınsaması. (b) Zaman cevabı.....	59
Şekil 4.38 : NMS KKAS yapısı: (a) Yakınsaması ve yunuslama hızı. (b) Zaman cevabı.....	60
Şekil 4.39 : SQP akış şeması.	61
Şekil 4.40 : SQP (a) Yakınsaması. (b) Optimizasyon manevra yörüngesi.	61
Şekil 4.41 : SQP C* zaman cevabı.	62
Şekil 4.42 : SQP KKAS yapısı: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.....	63
Şekil 4.43 : Yanal hareket kontrol sistemi.	64
Şekil 4.44 : Söndürücü filtresiz tasarım zaman cevabı: (a) Doğrusal model. (b) Doğrusal olmayan model.	65
Şekil 4.45 : Söndürücü filtre ile tasarım zaman cevabı: (a) Doğrusal model. (b) Doğrusal olmayan model.	65
Şekil 4.46 : Koordineli dönüş manevrası: (a) Söndürücü filtresiz. (b) Söndürücü filtreli.	66
Şekil 4.47 : Aileron rudder bağlantısı.	67
Şekil 4.48 : Geribesleme kazançları ile zaman cevapları değişimi.....	68
Şekil 4.49 : İki seviyeli Bang-Bang kontrolör yapısı.....	70
Şekil 4.50 : İki seviyeli Bang-Bang kontrolör zaman cevabı.....	70
Şekil 4.51 : Çok seviyeli Bang-Bang kontrolör yapısı.....	71
Şekil 4.52 : Bang-Bang kontrolör dayanım test manevrası.....	71
Şekil 4.53 : Bang-Bang temelli PID kontrolör yapısı.	72
Şekil 4.54 : Bang-Bang Temelli PID kontrolör zaman cevabı.	73
Şekil 4.55 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör.	74
Şekil 4.56 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör zaman cevabı. .	75
Şekil 4.57 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör hata sinyali.....	75
Şekil 4.58 : Kontrolör analiz manevrası.....	76
Şekil 4.59 : Doğrusal olmayan sistem yunuslama DKD sonucu.	82
Şekil 4.60 : Doğrusal olmayan sistem yuvarlanma DKD sonucu.....	83
Şekil 4.61 : DKD yanal manevra.	86
Şekil 4.62 : DKD yunuslama manevrası.	87
Şekil 4.63 : Belirsizlik gösterimi.	88
Şekil 4.64 : H_∞ kontrolör yapısı: (a) Klasik gösterim. (b) Karma sentez.....	89
Şekil 4.65 : Döngü şekillendirme.....	90
Şekil 4.66 : H_∞ döngü şekillendirici kontrolör zaman cevabı.	92

Şekil 4.67 : H_{∞} kontrolör yüksek gürültü performansı.....	92
Şekil 4.68 : Kontrol sinyali: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.....	93
Şekil 4.69 : Arttırılmış dayanım zaman cevabı: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.	93
Şekil 4.70 : Arttırılmış dayanım kontrol sinyali: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.	93
Şekil 4.71 : Açık çevrim zaman cevabı.....	94
Şekil 4.72 : Yer-kök eğrisi gösterimi: (a) Kısa periyot kökler. (b) Uzun periyot kökler.	95
Şekil 4.73 : Kontrolör kazancının belirlenmesi: (a) Başlangıç. (b) Seçim.....	96
Şekil 4.74 : Kapalı çevrim zaman cevabı.....	96
Şekil 5.1 : Kendini optimize eden PID bloğu.....	97
Şekil 5.2 : PID optimizasyon sorgu örnek gösterim.....	98
Şekil 5.3 : Yunuslama eksenı paddle lojik.....	98
Şekil 5.4 : Yunuslama açısı tutucu otopilot zaman cevabı.....	99
Şekil 5.5 : Yuvarlanma açısı tutucu otopilot zaman cevabı.....	100
Şekil 5.6 : Sapma açısı tutucu otopilot zaman cevabı.....	101
Şekil 5.7 : İrtifa tutucu otopilot yapısı.....	101
Şekil 5.8 : İrtifa tutucu zaman cevabı.....	102
Şekil 5.9 : Otopilot g-kuvveti zaman cevabı.....	102



UÇAK KİKAS KONTROLÜ TASARIMI VE PARAMETRİK OPTİMİZASYONU: UÇUŞ VERİSİ İLE MODELLEME VE SİMÜLASYON

ÖZET

Tezin genel amacı uçuş kontrol algoritmalarının ve kararlılık / çeviklik terimlerinin anlaşılabilmesi, tasarım sürecinin analiz edilmesidir. Tasarım süresince uygulama metotları çeşitli tutuldu ve çalışmanın ilk adımı olarak F16 modellendi. Çalışmada modelleme için uçuş test verilerinden elde edilen kuvvet ve momentler ilgili kontrol yüzeylerine ve harekete aerodinamik katsayı olarak atanarak doğruluğu artırılmış modelleme hakkında fikir oluşturulması hedeflendi. Modelin doğruluğunun artırılması amacı ile literatür, askeri standartlar taranarak uygun eyleyici modelleri elde edildi. Uçuş zarfı 0.6 mach rejimine kadar karakteristikleri içerecek şekilde modellendi. Tezin ikinci adımı olarak rahatlatılmış statik kararlılık (RSS) konseptine sahip F16 için uçuş-kritik özelliğe sahip uçuş kontrol sistemi uzunlama ekseninde çeşitli küresel ve küresel olmayan algoritmalar ile optimize edildi. Yanal ekseninde tasarım aşamaları gösterilerek, doğrusallaştırılmış model üzerinden modern kontrol uygulamaları olan doğrusal karesel düzenleyici ve belirsizlik dayanımlı kontrolör tasarımı yapıldı.

Çalışma farklı kontrol metotlarını geliştirme sürecine etkisi, temel uçuş kontrol terimlerinin ve karşılaşılan zorlukların anlaşılabilmesini, ayrıca tasarım adına metotlar geliştirmek ve okuyucuya metotlar üzerine ideolojik düşünebilme yetisi kazandırmayı hedeflemektedir.

Tez altı ana başlıktan oluşmaktadır. İlk kısımda tez hakkında genel bilgi verilip çalışma temel hatları ile özetlendi, ilerleyen bölümlerde çalışma içerisinde geçen temel kavramlardan ve çalışma içerisinde geçen temel kavramların alternatif formlarından kısaca bahsedildi. İkinci bölümde uçağın matematiksel modelinin oluşturulup simülasyon ortamının hazırlanmasından ve model hazırlama süresince kullanılan alt sistemlerden temel olarak bahsedilmiş olup üçüncü bölümde simülasyonu başlatıcak ilk koşulların hazırlanması ve bunu sağlamak için kullanılan denge noktası bulma algoritmasından bahsedildi. Dördüncü bölümde uçuş kontrol algoritması için farklı kontrol sistemleri oluşturularak, optimize edildi. Kullanılan optimizasyon metotları incelendi. Doğrusal olmayan modele ek olarak doğrusal model üzerinden durum geribeslemeli kontrol sistemleri, belirsizlik parametresi ile tasarım aşamaları gösterildi. Beşinci bölümde dış döngü kontrolü olarak otopilot tasarımı yapılması amacı ile bloğa giriş olarak bağlanan hata sinyalinin minimize edecek kontrol sinyalinin üreten blok tasarımı yapıldı. Sonuçlar kısmında yapılan çalışmadan tasarım süresince uçuş konforu gibi istenilen performans ölçütleri ve tasarım verimliliğinin en etkin olduğu metotlar, tasarımcı gözünden paylaşıldı.



AIRCRAFT SCAS CONTROL DESIGN AND PARAMETRIC OPTIMIZATION: MODELLING AND SIMULATION WITH FLIGHT DATA

SUMMARY

In this thesis main purpose is to understand the flight control laws and the stability / agility concepts of the aircraft together with the design processes. Various design methodology used in the thesis. Firstly, general information about aircraft and its history will be given. In the following, general information about control theory and stability concepts will be given. In addition, aircraft interface types will be explained in order to understand the importance of flight control system.

As a first step of obtaining high fidelity mathematical model of the F16 aircraft will be modelled from forces and moments for each contribution from the flight data which included up to 0.6 mach regime. In order the increase the fidelity of the model literature and military standarts scanned. As a result, actuator models were obtained for the selected aircraft.

Flight control system is flight critical for the aircrafts, and it must satisfy design assurance level. Also it is known that minimizing control effort for the agility and maneuverability is the main performance index for the fighter aircrafts. For the selected aircraft of F16, there is concept of Relaxed Static Stability (RSS) for the reduce poztive static stability. Stability augmentation has done with flight control computer artificially. Also another main control terminologies, stability augmentation system and control augmentation system will be investigated. Design strategies and optimization methods will be declared during the thesis.

The aerodynamic effects of the aircraft modeled by dynamic variables are given in Chapter 2. Also, the total moments of the combination of all aerodynamic effects are expressed in terms of axes. The variation of the aerodynamic coefficients modeled with the sample maneuver set is given in detail. In this section, thrust information is given in the basic engine information of the aircraft. In addition, the regime is given the expression of the aircraft can fly, rotation angles are explained. The inference of motion equations is given with the general expression and kinematic equations. Mathematical equations of linear and angular acceleration and position are expressed. In this section, atmospheric conditions are explained and the necessary formulas for its calculation are explained. In addition, visualization elements used during the thesis are introduced in this section.

In Chapter 3, the equilibrium point was searched at 150 meter per second and 1000 meters altitude. The purpose of this section is to find the point of equilibrium for the control unit design to be used in the following sections. In addition, the principles of conversion of trim problem to optimization problem, trade-off between local search and global search of optimization method to be used in this direction are briefly explained.

Chapter 4 begins by briefly explaining the importance of flight control units and the concept of redundancy. The feedback structure of the control systems is described and the structures to be used are explained. When the flight control computer of the aircraft is not active, ie the open loop characteristics are examined, the poles of the motion modes declared. The performance indexes that form the objective function used for optimization are expressed. In addition, control structures used in flight control algorithm and C * control structure of them are explained in detail. The comparison of the performance of the optimization process according to the algorithms is given in this chapter. According to the results, the most successful results were obtained with Big Bang Big Crunch, Nelder-Mead Simplex and Sequential Quadratic Programming algorithms. The lateral control system is designed and optimized. The design is made in two steps without washout filter and washout filter. The effect of the added washout filter on the coordinated turn maneuver is given in time responses in order to observe the pilot relaxation with the washout filter design clearly. In addition, aileron rudder interconnection was added to compensate for undesired deviations of the resultant velocity junction in lateral maneuvers.

In Chapter 4, optimal control theory is explained along with its developmental history. As an introduction to the concepts that emerged with the optimal control theory, firstly a two level Bang-Bang controller was designed, PID was added as the top layer and the design was made by adding different layers and different hysteresis. Also in this chapter, linear analysis of the regime which stated in Chapter 3 will be conducted. State feedback and robust design introduced in the end of the Chapter 4. In this section, LQR and H_{∞} controllers were designed and a set of maneuver was applied to test the controllers durability, splash-free control signal. In this study, two different designs were made for the both LQR and H_{∞} controller. For the design of LQR controller two methods arise. One design is to design the autopilot function to hold euler angles. Other design aim is designing the stability and control augmentation system for the flight control computer. In the design step of H_{∞} , in order to control the performance and robustness requirement, and the performance was compared under high degradation and the observation of trade-off between performance and robustness was aimed. The thesis gives a perspective to understanding of flight control systems and directly aims to create an ideology for design.

The thesis implementate and advocate of new control algorithm for the existing modes for better performance. Design procedure of motion control is examined. Cordinated turn is invastigated, difficulties in pilot perspective is described. Solution method for the design step will be discussed.

The thesis consists of six main sections. In the first part, general information about the thesis is given and summarized with the basic lines of study. In addition, the basic concepts and alternative forms used in the study were briefly mentioned. In the second part, the mathematical model of the aircraft was formed, the simulation environment was prepared and the sub-systems used during the model preparation were mentioned. In the third chapter, the equilibrium point finding algorithm, which is used to prepare and provide the first conditions that will start the simulation, was mentioned. In the fourth chapter, different control systems for the flight control algorithm were created and optimized. The optimization methods used will be examined. Different optimization methods are explained. In addition to the nonlinear model, state feedback control systems, the uncertainty parameter and the design stages were shown in linear model. In the fifth chapter, the design of the block that produces the control signal to minimize the error signal which is connected to the block as an introduction to the

autopilot as an external loop control was made. In the last section, the results and suggestions will share the desired performance metrics such as flight comfort during the design and the methods with the most efficient design efficiency through the eyes of the designer.



1. GİRİŞ

Avcı savaş uçakları hava-hava muharebelerinde stnlk kurması amacı ile Çevik, hızlı manevra edilebilir olması için tasarlanmaktadırlar. Rahatlatılmış statik kararlılık olarak adlandırılan, kontrol otoritesinin arttırılması amacı ile statik kararlılığın düşürülmesi konsepti ve fly-by-wire konseptinin uygulanması ile tasarlanan F16'lar dönemin en başarılı avcı uçağı olarak sektörde büyük öneme sahip olup, hlen pilotlar tarafından takdir edilmektedir. Gelişen teknoloji karşısında F16'ya birçok kk veya büyük güncelleme yapılmış olup ileriki bölümlerde detaylandırılacaktır.

1.1 Tezin Amacı

Bu tezde, F16 modellenip simülasyon ortamı hazırlandıktan sonra farklı metotlarla uçuş kontrol sistemi optimize edilmiştir. Tezin temel amacı uçuş kontrol sisteminin öneminin anlaşılması ve tasarım metotlarının incelenmesidir.

1.2 F16 Tarihçe

F16 General Dynamics tarafından modern avcı-bombardıman uçağı olarak tasarlanmış olup ilk üretimi 1976 yılında gerçekleşmiştir. Diğer uçaklarda olduğu gibi ilk etapta A ve B olarak iki prototip üretilmiş olup B prototipi çift pilotlu olarak eğitim görevi icra edilmesi amacı ile tasarlanmıştır. General Dynamics'in F16'yı 1993 yılında Lockheed Martine satması ile birlikte blok güncellemesi Lockheed tarafından devam ettirilmiştir. Savaşan şahin olarakta bilinen F16'nın büyük çapta başarı göstermesinin bir diğer nedeni ise çoklu göreve uyumluluğudur. 20'den fazla ülkede farklı bloklar olarak kullanılmaktadır. Amerikada F16'ların yerini alan yüksek performanslı beşinci nesil avcı uçağı olan F22 Raptorlar olması sebebi ile kendisi için retmemesine karşın, pilotlar tarafından beğenilen ürün olmasıyla diğer ülkeler tarafından ilgi gören ürün olduğu için ithalat amaçlı üretmektedir. F16'yı dönemin diğer uçaklarından ayıran en büyük özelliği pilot ile kontrol yüzeyleri arasında doğrudan bağlantı olmaması, bir uçuş kontrol bilgisayarını vasıtası ile pilotun kokpit algılayıcıya uyguladığu kuvvetin

değerlendirilip uçuş kontrol yüzeyi eyleyicilerine sapma derecesi olarak iletilmesidir. Ayrıca dönemin diğer uçaklarından farklı olarak yüksek g dönüş yapabilme kabiliyetine sahiptir. Yüksek g dönüş konforunun artırılması amacı ile o dönem ortada olan kokpit algılayıcılar (sitck) pilotun yanına alınmıştır.

1.3 Modelleme ve Simülasyonun Tarihçesi

Simülasyon geçtiğimiz yarım yüzyıl boyunca, operasyonel sistemlerin analizi için etkin bir araç olmuştur. Simülasyonlar kendine has özelliklere ve dile sahiptir. Simülasyon ürünü araştırma geliştirme ve uygulamanın evrimi ile oluşmaktadır. Yıllarca süren araştırmalar sonucunda resmi matematiksel ve istatistiksel süreç modelleri geliştirilmiş, modelin varsayımından öte uygulanabilirlik kuramını ortaya çıkarmıştır. Simülasyon, çok yönlü gelişimsel ortam sunmakla birlikte, model geliştirme ve kullanım için matematiksel ve istatistiksel karmaşıklıktan kurtarmaktadır. Ayrıca simülasyon ortamları, modellerin geliştirilmesini destekleyici çeşitli dillere sahiptir. Bu diller zaman içinde değişse de, modelleme yaklaşımı simülasyon yürütme perspektifiyle ayrı ayrı bağlantılıdır.

Simülasyon ortamı, gerçek sistemin davranışını zamana bağlı olarak dinamik olarak gerçekleştirmek ve zaman içindeki durum değişkenlerinin değerini simülasyon zamanında değiştirme imkanı sunar. Genel olarak simülasyon dilini ikiye ayırmak mümkündür: ayrık ve sürekli. Ayrık zaman çalışma modelinde sistemdeki durumlar belirli bir adım aralığında ayrık birimler halinde değişirken, sürekli zaman çalışma modelinde sistemin durumları sabit adımlar ile değil farklı zamanlar ile değişir. Bir sonraki adım aralığının hesaplanması sistemin değişim eğiliminden karar verilir. Günümüzde birçok simülasyon programı çok yönlü olup, çoğu zaman ayrık ve sürekli araçların özelliklerini birleştiren birçok modelleme paradigmasını desteklemektedir (Roberts & Pegden, 2017).

60 yıllık simülasyon tarihi boyunca, dört farklı unsur üzerinde durulmuştur: olaylar, faaliyetler, süreç ve nesnelere (Overstreet & Nance, 1986). 1961 yılında Gordon, 1962 yılında Markowitz ve ark., 1963 yılında Tocher ve 1966 yılında Dahl ile Nygaard yaptıkları çalışmalar ile simülasyonun öncüleri olmuşlardır.

Simülasyonun üzerinde yoğunlaştığı temel unsurlar son yarım asırda rafine edilmesine rağmen ortaya çıktığında savunduğu temel fikirler değişmemiştir. Simülasyon

kullanım kolaylığını sürdürürken, süreci ve nesneyi daha esnek bir biçime getirmeye çabalamıştır.

Modellemenin yaygınlaşması olaylar ile olmuştur. İncelenmesi zor, imkansız veya masraflı olan olaylar benzetim yapılması amacı ile modellenmeye başlanmıştır. Modelleme araçları simülasyonun gelişmesinden sonra yaygın olarak kullanılmaya başlandı ve en büyük avantajı birçok karmaşık sistemin modellenebilmesiydi. Simülasyonun ortaya çıkışının ilk yıllarında karşılaşılan en önemli zorluk bilgisayarların yetersizliğinden kaynaklanan verimsizlik ve hataların ayıklanarak olay bağlantısının kurulması oldu. Gelişen teknoloji ve bilgisayarların işlem gücünün artması ile benzetimin aşamasının verimliliği artarak, çoğu sektörü modelleme-simülasyon konseptine yakınlaştırmıştır.

Kuzey Amerika'da simülasyon modellerinin gelişiminde olaylara odaklanan modelleme yaygınlaşırken, İngiltere'de K.D. Tocher tarafından üç fazlı modelleme yaklaşımı başlatılmıştır (Hollocks, 2008).

1.4 Genel Bilgilendirme

Herhangi bir sistemin modellenebilmesi için sistemin çok iyi tanınması çok önemlidir. Bu başlık altında temel kontrol terimleri ve uçak arayüz tipleri gibi temel bilgilendirmeler yapılacaktır.

1.4.1 Kararlılık

Kontrol kavramı ilerleyen teknoloji ile günden güne önem kazanmış bir kavramdır. İlerleyen teknoloji ile hayatımıza giren robotlar, otonom arabalar ve insansız hava araçları bu sektörün büyük ivme kazanmasını sağlamıştır. Kararlılık uçakların kullanım kalitesinin ölçülmesinde en önemli ölçüt olduğu için, havacılık sektöründe önemli bir tasarım metriğidir. Uçaklar için kararlılık kavramını statik kararlılık ve dinamik kararlılık olarak ikiye ayırmamız mümkündür.

1.4.1.1 Statik Kararlılık

Kararlılık bir durumun korunma eğilimi ifadesidir. Dinamik bir sisteme etkiyen bozuntuyu sıfırlayıcı karakteristik gösteren sistemlere statik kararlı, sisteme etkiyen bozuntu ile başlangıç durumundan uzaklaşma eğilimidir. Doğal kararlılık ise bozuntu sonrası oluşan durumu koruma yani sistemi başlangıç noktasına ne uzaklaşma ne

yakınlaşma eğilimi göstermesidir. Çeviklik konseptine sahip hava-hava taarruz uçakları için minimum kontrol eforu ön plandadır. F16'nın dönemin en etkin avcı uçağı olmasının temel sebebi sahip olduğu rahatlatılmış statik kararlılık (RSS) konseptidir. Bu konsept ile kararlılık uçuş kontrol bilgisayarı tarafından sentetik olarak sağlanmaktadır. Ticari uçaklar için performans metriği konfor olup, tercih edilen basit tasarım metodu pozitif statik kararlılık olmasına rağmen rahatlatılmış statik kararlılık konsepti ile yapılan tasarım çalışmalarında uçuş ve kullanım kalitesi bakımından başarılı sonuçlar vermiştir (Perez, Liu, & Behdian, 2005).

1.4.1.2 Dinamik Kararlılık

Dinamik kararlılık için statik kararlılık gereklidir. Statik olarak kararlı olmayan dinamik sistem için dinamik kararlılıktan bahsedilemez. Dinamik kararlılık hareketin zaman içinde salınım genliği ile alakalıdır. Pozitif dinamik kararlılıkta hareketin zaman ile gerçekleştirdiği salınım genliği azalmakta, negatif dinamik kararlılıkta yani dinamik kararsız durumda zaman ile hareketin salınım genliği artmaktadır. Nötr yada doğal dinamik kararlılıkta ise hareketin salınım genliği korunmaktadır.

1.4.2 Uçak Arayüz Tipleri

1.4.2.1 Mekanik

Geleneksel mekanik veya hidromekanik arayüz daha çok düşük bütçeli uçaklarda yüksek performans gereksinimine ihtiyaç duyulmadığı zaman yapılmaktadır. Mekanik arayüz kullanım otoritesini büyük ölçüde pilota verirken, tasarım aşamasında statik kararlılığın sağlanmış olmasını şart koşturmaktadır.

1.4.2.2 Elektronik

İlerleyen teknoloji ile birlikte pilot ile uçak arasına elektronik arayüz gelerek, pilotun komutlarını uçuş zarfına göre işlemek ve gerekli kontrol sinyalleri ilgili kontrol yüzeylerine iletmekle sorumludur. En yaygın olarak kullanılan elektronik arayüz tipi kablolu uçuştur (Fly-by-Wire). Bunun yanında ağırlığın, yakıt sarfiyatının ve bakım maliyetlerinin azaltılması amacıyla ortaya çıkan sinyalin kablosuz sinyal olarak iletildiği kablosuz uçuş (Fly-by-Wireless) konsepti ortaya çıkmıştır. Kablosuz uçuş konseptinin uçuş kritik parçalar üzerinde elektromanyetik geçirgenliği ve güvenliği halen tartışılmaktadır (Dang, Mifdaoui, & Gayraud, 2012). Bunun yanında diğer bir

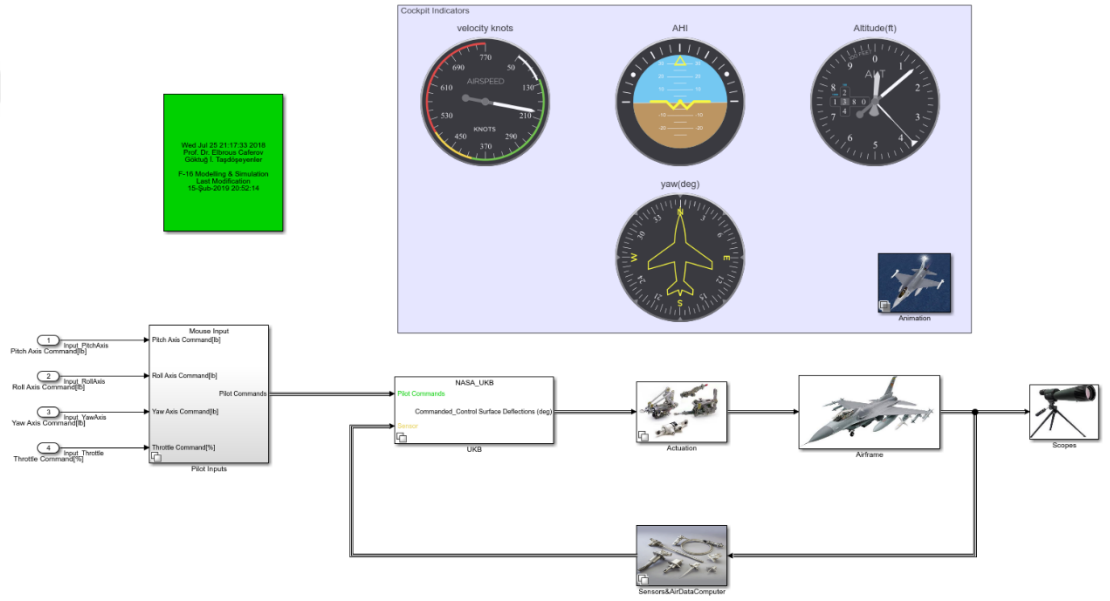
elektronik arayüz tipi optik uçuş (Fly-by-Light) olup bu konseptte bakır kabloların yerini fiber optik kablolar almaktadır. Fiber optik kabloların bakır kablolarına göre yüksek bantgenişliği, yüksek hız, yüksek menzil, sıcaklık, nem ve zor hava şartlarına karşı sinyal kaybı olmaması, kablo boyutu, ağırlık, elektromanyetik alandan ve elektromanyetik frekanstan etkilenmemesi ve bakır kabloya yapılan koruyucu katmanın ve getirdiği ağırlılığının olmaması şeklinde sıralanabilir (Garg, Linda, & Chowdhury, 2013). Optik uçuş konsepti uygulamaları hava kuvvetlerinin NC-131H uçağı, McDonnell-Douglas tarafından test amaçlı MD-87 ve NASA tarafından F-18'de görölmektedir, ancak insansız hava araçlarında kullanımı gibi yaygınlaşmamıştır. Günümüz fiber optik teknolojisinin gelişmesi ile zaman içinde pilotlu hava araçları için kullanımın yaygınlaşması öngörülmektedir.





2. MODELLEME

Modelleme bölümünde uçağın içerdiği dinamikler modellenecektir. Kokpit modeli olarak kokpitte bulunan indikatörlerin T dizimi üst tarafta mevcuttur. Model farklı girişler ve görselleştirmeler içermektedir. Doğrusal olmayan model Simulink üzerinde kurulmuş olup, çalışmada kullanıldığı için içerdiği alt sistemlerden kısaca bahsedilecektir. Matematiksel modelin genel görünümü Şekil 2.1’de verilmiştir.



Şekil 2.1 : Üst model görünüm.

Sensör verileri hava veri bilgisayarında işlendikten sonra uçuş için kritik bilgiler uçuş kontrol bilgisayarına gitmektedir. Sensör modeli yüksek frekanslı 2. Dereceden filtre ve gürültü eklenerek modellenebilmektedir, ancak gerçek sistemde sensörler yedekli olup uçuş kritik parçaların tek hattan beslenmesi standartlara uygun olmadığından uçuş kontrol bilgisayarına giden işlenmiş sensör verileri verimlidir. Bu sebeple çalışmada sensör gürültüleri ihmal edilmiştir.

2.1 Uçak Gövdesi

Uçak modeli F16'nın karakteristiğini en doğru yansıtacak şekilde seçilmiştir. Bu konuda literatür çalışması yapılmış ve F16 karakteristiklerinin incelendiği veritabanları kullanılmıştır. Bu veri tabanı aerodinamik kuvvet katsayılarını uçağın

gövde ekseninde (C_x , C_y , C_z) ifade etmiş olup, hücum açısı (AOA) ve yanakayma açısı (AOS) kullanılarak ek eksen dönüşümü yapılmamıştır. Veritabanı itki ve kontrol yüzeylerinin etkisini de içermektedir, model üzerinde implemantasyonu gerçekleştirilmiştir. F16’da bulunan Uçakta bulunan birincil kontrol yüzeyleri:

- Differential Horizontal Tail
- Flaperon
- Rudder

Ana kontrol yüzeylerine ek olarak uçağın itkisini ayarlayan gaz pedalı (throttle) ile uçağın hızı ve hızı ile artacak aerodinamik kuvvetler kontrol edilebilmektedir. Bu yüzeylere ek olarak pilot kokpitte bulunan bir çubuk aracılığı ile hız kesici (spoiler) kullanabilmektedir. Leading edge flaplar uçuş rejimine yani hücum açısı ve dinamik basınca göre uçuş kontrol bilgisayarı tarafından otomatik ayarlanmaktadır. İniş sırasında havada tutunmanın sağlanması için firar kenarı flaplar (Trailing Edge Flap, TEF) otomatik olarak ayarlanmaktadır, bu koşulda herhangi bir kanatçıkta sapma limitine ulaşıldığında yani sature olduğunda diğer kanatçık mixer aracılığı ile otoriteyi almaktadır. Bu eksene ek olarak uçaklar yer eksenini kuzey, doğu ve aşağı yönde (NED), ayrıca enlem, boylam ve irtifa (LLA) olacak şekilde tanımlanabilmekte olup model içinde dönüşümleri yapılmıştır. Tanımlanan sabit eksen yerçekimi etkileri, uçuş yüksekliği, yatay mesafeyi ve uçak pozisyonunu belirlemekte kolaylık sağlar. Uçağın eksenlerine göre etkiyen parametreler terminolojik olarak Çizelge 2.1’de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Eksenel terminoloji.

Tanım	Yuvarlanma eksenini	Yunuslama eksenini	Sapma eksenini
Kuvvet bileşeni	X	Y	Z
Moment bileşeni	L	M	N
Hız bileşeni	u	v	w
Açısal hız bileşeni	p	q	r
Eylemsizlik momenti	I_x	I_y	I_z

2.1.1 Aerodinamik Model

Uçağın çevresindeki akış sebebi ile uçağın çevresinde basınç oluşmaktadır. Uçağın etrafında oluşan farklı basınç değerlerinden kaynaklı, yüksek basınçtan alçak basınca doğru kuvvet oluşmaktadır. Bu kuvvet taşıma kuvvetinin temel mantığı olup, ek olarak hız bileşeninin tersi yönde sürüklenme kuvveti oluşmaktadır. Taşıma ve sürüklenme kuvveti aerodinamik kuvvetler olarak geçmektedir. Rüzgara bağlı olarak hız

vektöründe kayma oluşmaktadır. Hız vektörü ile uçağın burun yönü arasında kalan dikey açı hücum açısı (angle of attack), yatay açı ise yanakayma açısı (angle of sideslip) ile ifade edilmektedir. Hücum açısı, yanakayma açısı ve bileşke hızın ifadeleri sırası ile denklem 2.1, 2.2 ve 2.3'te verilmiştir.

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u} \quad (2.1)$$

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V} \quad (2.2)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.3)$$

Hız bileşenlerinin elde edilmesi için rüzgar ekseninde tanımlı hızın gövde eksenine taşınması hücum açısı ile yanakayma açısı ile olur. Bileşke hızın x, y ve z eksenlerdeki bileşenlerinin ifadesi sırası ile denklem 2.4, 2.5 ve 2.6' da verilmiştir.

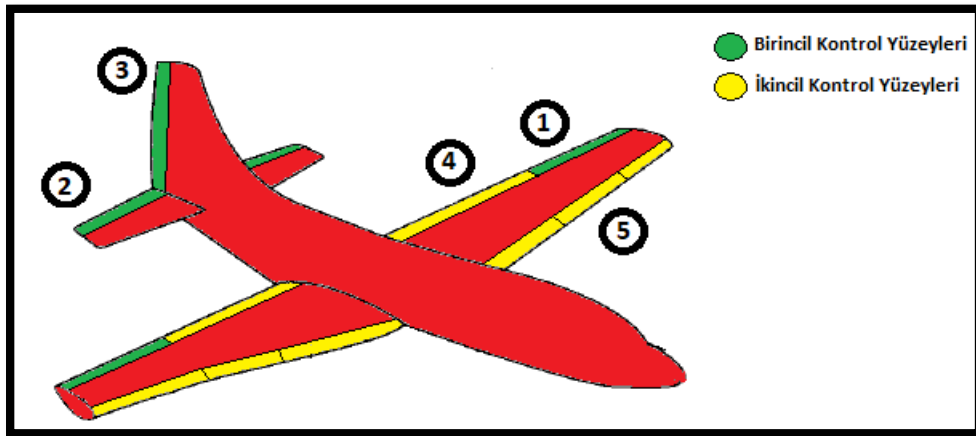
$$u = V \cos(\alpha) \cos(\beta) \quad (2.4)$$

$$v = V \sin(\beta) \quad (2.5)$$

$$w = V \sin(\alpha) \cos(\beta) \quad (2.6)$$

Hareket denklemleri bölümünde hız bileşenlerinin değişimi detaylandırılacaktır.

Uçak üzerinde kontrol yüzeylerinin katkıları uçuş verilerinden elde edilen veriler ile modellenmiştir. Uçak üzerinde bulunan birincil ve ikincil kontrol yüzeyleri Şekil 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.1 : Kontrol yüzeyleri gösterimi.

Kontrol yüzeylerin adlandırılması şu şekildedir:

- 1) Aileron
- 2) Elevatör
- 3) Rudder
- 4) Firar kenar flap
- 5) Hücüm kenar flap

F16 için aileron ve firar kenar flaplar birleşiktir ve iki farklı fonksiyonu gerçekleştiren bu kontrol yüzeyi flaperon olarak adlandırılır. Hücüm kenar flaplar uçuş rejimine göre yani dinamik basınç-irtifa ve hücüm açısına göre uçuş kontrol bilgisayarı tarafından otomatik sürülürler.

Aerodinamik etkiler uçuş verilerinden oluşturulmuştur. Uçağa x, y ve z eksenlerinde etkiyen toplam aerodinamik kuvvet katsayısı sırası ile denklem 2.7, 2.8 ve 2.9'da ve momentler katsayısı sırası ile denklem 2.10, 2.11 ve 2.12'de verilmiştir (Stevens, Lewis, & Johnson, 1992).

$$\Sigma C_x = 0.5C_x(\alpha, \beta, \delta_{le}) + 0.5C_x(\alpha, \beta, \delta_{re}) + C_{x_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{x_q}(\alpha)q\bar{c}/2V \quad (2.7)$$

$$\Sigma C_y = C_y(\alpha, \beta) + C_{y_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{y_{\delta_a}}(\alpha, \beta)(\delta_{la} - \delta_{ra})/2 + C_{y_{\delta_R}}(\alpha, \beta)\delta_R + [C_{y_p}(\alpha)p + C_{y_r}(\alpha)r]b/2V \quad (2.8)$$

$$\Sigma C_z = 0.5C_z(\alpha, \beta, \delta_{le}) + 0.5C_z(\alpha, \beta, \delta_{re}) + C_{z_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{z_q}(\alpha)q\bar{c}/2V \quad (2.9)$$

$$\Sigma C_l = C_l(\alpha, \beta, \delta_e) + C_{l_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{l_{\delta_a}}(\alpha, \beta)(\delta_{la} - \delta_{ra})/2 + C_{l_{\delta_R}}(\alpha, \beta)\delta_R + [C_{l_p}(\alpha)p + C_{l_r}(\alpha)r]b/2V + C_{l_\beta}(\alpha)\beta \quad (2.10)$$

$$\Sigma C_m = C_m(\alpha, \beta, \delta_e) + C_{m_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{m_q}(\alpha)q\bar{c}/2V + \Sigma C_z(\Delta x_{cg}) \quad (2.11)$$

$$\Sigma C_n = C_n(\alpha, \beta, \delta_e) + C_{n_{lef}}(\alpha, \beta) + C_{n_{\delta_a}}(\alpha, \beta)(\delta_{la} - \delta_{ra})/2 + C_{n_{\delta_R}}(\alpha, \beta)\delta_R + [C_{n_p}(\alpha)p + C_{n_r}(\alpha)r]\frac{b}{2V} + C_{n_\beta}(\alpha)\beta \quad (2.12)$$

Birimsiz dinamik kararlılık türevleri uzunlamasına eksen için önemli olanlar tanımları ile birlikte katkısı önemliden azalana doğru Çizelge 2.2'de verilmiştir (Stevens, Lewis, & Johnson, 1992). Çalışmada modeli bulunan dinamik türevler kalın yazılmıştır.

Çizelge 2.2 : Uzunlamasına dinamik kararlılık türevleri.

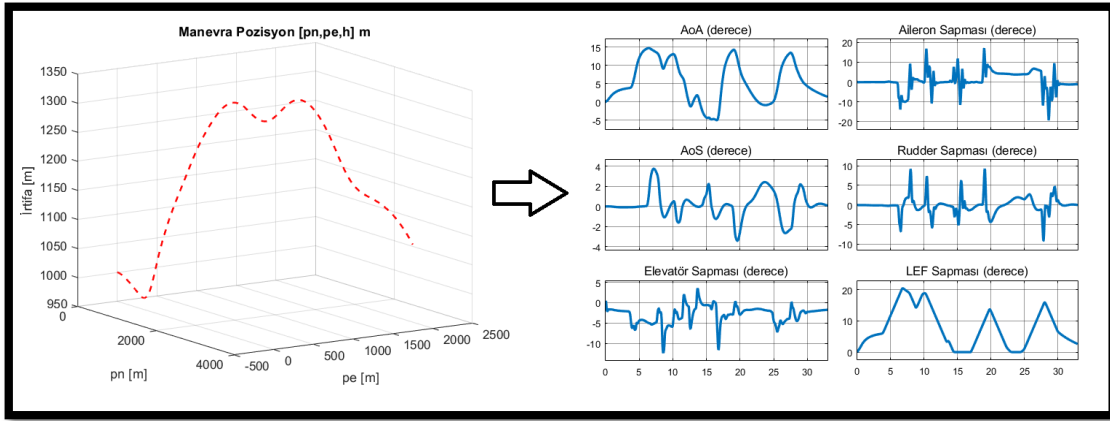
Parametre	Tanım
$C_{L\alpha}$	Taşıma eğrisi eğimi (Türbülans dayanıklılığını belirler)
$C_{m\alpha}$	Yunuslamaya karşı dayanım (Statik kararlılık için negatif olmalıdır)
C_{mq}	Yunuslama sönümlenmesi (Kısa periyot sönüm için negatif olmalı)
C_{mV}	Hıza bağlı yunuslama momenti katsayısı (Kararlı tuck modu için pozitif olmalıdır)
$C_{m\dot{\alpha}}$	Hücum açısı değişimine bağlı yunuslama katsayısı
C_{DV}	Hız sönümlenmesi (Hız ile sürüklenme kuvvetinin değişimi)
$C_{D\alpha}$	Hücum açısına bağlı sürüklenme kuvveti katsayısı
C_{L_V}	Hıza bağlı taşıma katsayısı
$C_{L\dot{\alpha}}$	İvme türevi-taşıma katsayısı
C_{Lq}	Yunuslama hızına bağlı taşıma katsayısı

Birimsiz dinamik kararlılık türevleri yanal eksen için önemli olanlar tanımları ile birlikte katkısı önemliden azalana doğru Çizelge 2.3'te verilmiştir (Stevens, Lewis, & Johnson, 1992). Çalışmada modeli bulunan dinamik türevler kalın yazılmıştır.

Çizelge 2.3 : Yanal dinamik kararlılık türevleri.

Parametre	Tanım
$C_{l\beta}$	Dihedral türevi (Statik kararlılık için negatif olmalıdır)
$C_{n\beta}$	Sapma dayanımı (Statik kararlılık için pozitif olmalıdır)
C_{lp}	Yuvarlanma sönümlenmesi (Sönüm için negatif olmalıdır)
C_{nr}	Sapma sönümlenmesi (Sönüm için negatif olmalıdır)
C_{np}	Yuvarlanma hızı sapma momenti etki katsayısı
C_{lr}	Sapma hızı yuvarlanma momenti etki katsayısı
$C_{Y\beta}$	Yanakayma açısının yanal kuvvet etki katsayısı
C_{Yr}	Sapma hızı yanal kuvvet etki katsayısı
C_{Yp}	Yuvarlanma hızı yanal kuvvet etki katsayısı
$C_{Y\dot{\beta}}$	Yanakayma hızı yanal kuvvet etki katsayısı
$C_{l\dot{\beta}}$	Yanakayma hızı yuvarlanma momenti etki katsayısı

Uçuş rejiminde aerodinamik katsayıların değişiminin gösterilmesi için 35 saniyelik manevra seti tanımlanmıştır. Manevra pozisyonu ve manevra süresince pozisyonların ve kontrol yüzeylerinin sapması Şekil 2.2'de verilmiştir.

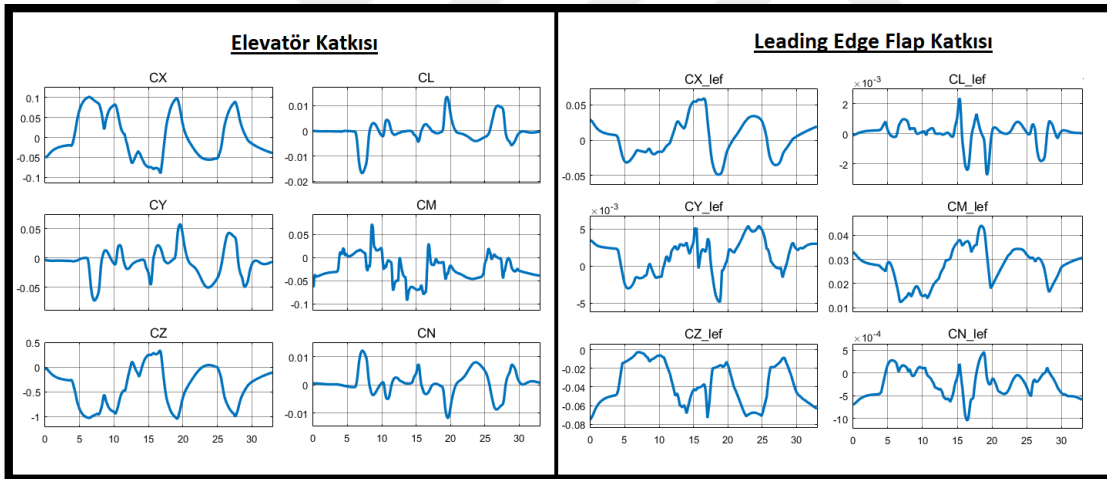


(a)

(b)

Şekil 2.2 : Manevra süresince değişim: (a) Uçuş yörüngesi. (b) Kontrol yüzeyi sapmaları.

Manevra sırasında aerodinamik katsayıların elevatör ve hücum kenarı flap ile değişimi Şekil 2.3'te verilmiştir. Toplam aerodinamik katsayı hesaplanması kısmında aerodinamik katsayıların hangi değişkenlerin fonksiyonu olduğu belirtilmektedir.

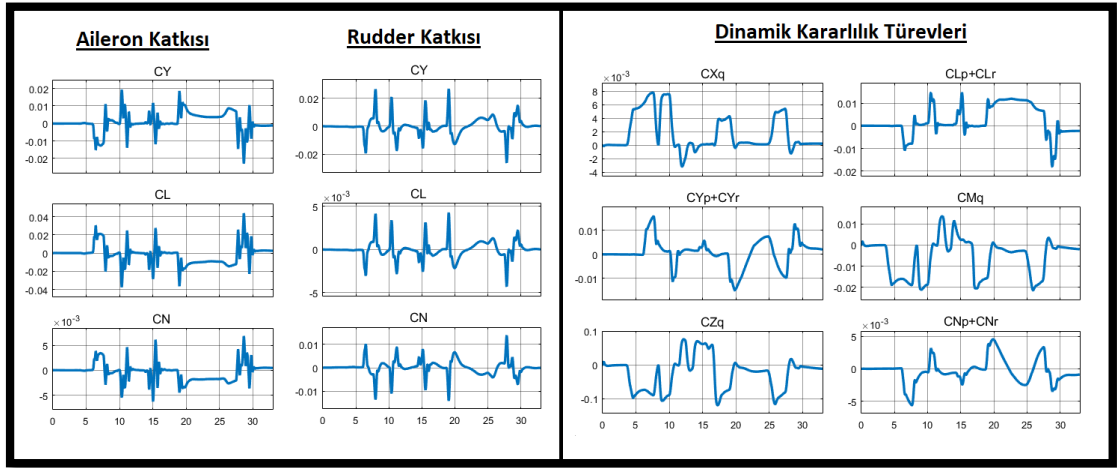


(a)

(b)

Şekil 2.3 : Manevra süresince aerodinamik katsayıların değişimi: (a) Elevatör. (b) Leading edge flap.

Aerodinamik katsayılara, aileron katkısı, rudder katkısı ve uzunlamasına ve yanal ekseninde dinamik değişkenlerin katkısı Şekil 2.4'te verilmiştir.



(a)

(b)

Şekil 2.4 : Manevra süresince aerodinamik katsayıların değişimi: (a) Aileron ve rudder. (b) Dinamik kararlılık türevleri.

Farklı kontrol yüzeylerinin ve diğer parametrelerin katkısıyla elde edilen toplam katsayılardan aerodinamik kuvvet ve moment etkilerinin hesaplanması aşağıda ifade edilmiştir.

$$\text{Sürüklenme Kuvveti} = \bar{q}SC_X$$

$$\text{Yan Rüzgar} = \bar{q}SC_Y$$

$$\text{Taşıma Kuvveti} = \bar{q}SC_Z$$

$$\text{Yuvarlanma Momenti} = \bar{q}SbC_l$$

$$\text{Yunuslama Momenti} = \bar{q}S\bar{c}C_m$$

$$\text{Sapma Momenti} = \bar{q}SbC_n$$

2.1.2 İtki Modeli

Uçağın modellenmesinde en önemli yerlerden bir diğeri ana kuvvetlerden itki kuvvetini oluşturan sistem olan itki-tahrik sisteminin modellenmesidir. F16 için itki modellenirken AfterBurner karakteristiği göz önünde bulundurulmuştur. F16 için afterburner %80 gaz çubuğu konumundan sonra devreye girmektedir. Gaz çubuğundan gelen yüzdeler komut güç komutuna çevrilmektedir. Bu çevrim hesabı afterburner sınırına kadar doğrusal olarak artmaktadır. F16 motoru General Electric tarafından üretilen ve 125 kN itkiye sahip F110-GE-100 motorudur. General Electric tarafından 1970'lerin sonunda yeni bloklarda da kullanılan 6 kN daha fazla itkiye sahip

F110-GE-129 motoru üretilmiştir. Arap emirliklerinde bulunan blok 60'larda 144.6 kN itkiyle F110-GE motorunun en güçlü versiyonu olan F110-GE-132 bulunmaktadır. F110-GE-129 motorun standart gün ve deniz seviyesinde belirlenen özellikleri Çizelge 2.4'te belirtilmiştir (GE, 2019).

Çizelge 2.4 : Motor verisi.

Parametre	Değer [#]
Tip	A/B Turbofan
Uzunluk	4.6 m
Maksimum Çap	1.2 m
Ağırlık	1778 kg
Kompresör	9 Yüksek basınç kompresör
Türbin	2 Düşük / 1 Yüksek basınç türbin
Maksimum İtki	129 kN (73 kN kuru)
Havaakışı	122.4 kg/saniye
Bypass oranı	0.76

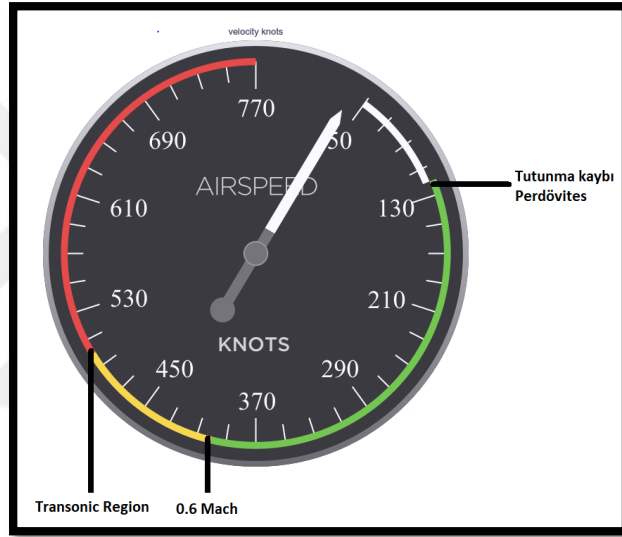
2.1.3 Uçuş Kontrol Sistemi

Uçuş kontrol sistemi terminoloji olarak uçuş kontrol bilgisayarı, eyleyici ve hidrolikleri kapsayan bir üst sistemdir. Uçakların eyleyici seçimleri belirli standartlara uygun yapılmaktadır. Bu kapsamda eyleyici dinamiğinin karakteristikleri yaklaşık olarak bilinmektedir. Kararsız tasarlanan F16 için performansı büyük önem arz eden eyleyicilerin seçimi standartlara uyan literatür araştırması doğrultusunda yapılmıştır. Modellenen eyleyici dinamikleri Çizelge 2.5'te verilmiştir. Uçuş kontrol bilgisayarı tarafından sağlanan sinyalin eyleyicilere darbe yapıp hidrolik basınç kaybı gibi sorunların önüne geçilmesi amacı ile algoritmada doyma ve hız doyması blokları yer almaktadır. Uçuş kontrol bilgisayarı çıktısı yani kontrol sinyali eyleyiciye giden referans açı değerleridir.

Çizelge 2.5 : Eyleyici verisi.

Eyleyici	Transfer fonksiyonu	Doyma noktası	Doyma hızı
Dif. Horizontal Tail	$\frac{20}{s + 20}$	$\pm 25^\circ$	$\pm 70^\circ/s$
Flaperon	$\frac{20}{s + 20}$	$\pm 21.5^\circ$	$\pm 70^\circ/s$
Rudder	$\frac{20}{s + 20}$	$\pm 30^\circ$	$\pm 70^\circ/s$
Leading Edge Flap	$\frac{10}{s + 10}$	$\pm 25^\circ$	$\pm 30^\circ/s$

Uçuş kontrol bilgisayarı içerisinde çalışacak olan uçuş kontrol algoritması için farklı metotlarla tasarlanan zarfa uygun kontrol yapıları kullanılmıştır. Literatürde belirtilen UKB ufak değişimler ile uzunlamasına ekseninde performanslı ve yumuşak bir kontrol sağlarken yanal hareketlerin etkileşiminden (lateral coupling) dolayı yanakayma açısı oluşmaktadır. Buna önlem olarak hata girişi olarak beslenebilmektedir. UKB limitli bir zarfa kadar tasarlandığından bu rejimde içimdeki komut çıkışlarını limitleyen geribeslemeler ile zarf koruması sağlamaktadır. Ancak belirli bir limitin üzerine çıktığında kontrol sistemi belirsizlikler sebebi ile yetersiz kalmaktadır. Simulasyon süresince kalınması gereken zarfın belirtilmesi için uçuş rejimi yeşil ile belirtilmiştir.



Şekil 2.5 : Hava hızı göstergesi.

Tasarlanan diğer uçuş kontrol algoritmaları parametrik optimizasyon ile oluşturulmuştur. Optimizasyon metotları olarak küresel arama metodu olan genetik algoritma, big-bang-big-crunch ve çevre araması yapan hooke-jeeves kullanılmıştır. Katsayı aramasının hızlandırılması amacı ile eşit bölmeli arama (bisection) metodu arama bölgesinin orta noktasında gradyan ilerlemesi yapacak şekilde modifiye edilerek küresel arama algoritmalarına hibrit algoritma olarak eklenmiştir. Algoritmalar ilgili başlık altında detaylandırılacaktır.

2.1.4 Uçuş Yönetim Sistemi

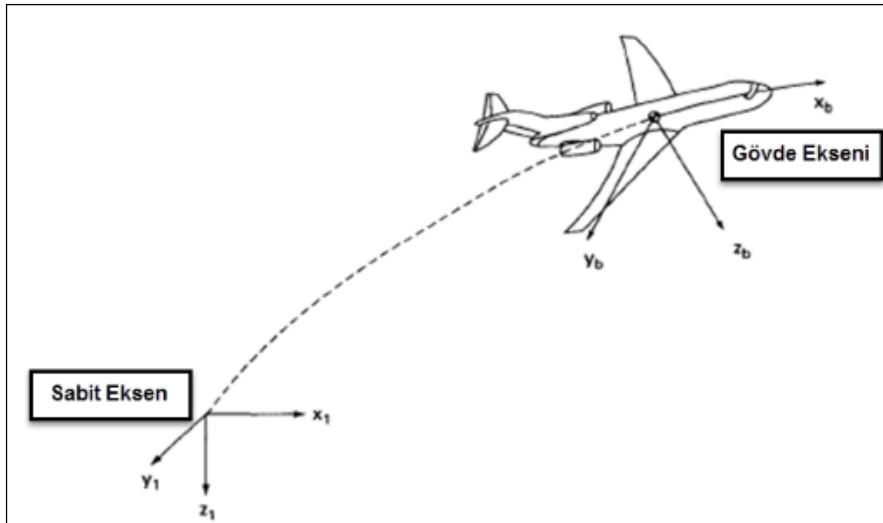
Uçuş yönetim sistemi (Flight Management System) uçağın görev bazlı fonksiyonlarının oluşturulduğu bilgisayardır. F16 Blok 40 ile uçuş kontrol

bilgisayarının dijitalleşmesi gibi birçok önemli güncelleme almıştır. Gelişen teknolojisi ile birlikte F16 uçuş yönetim fonksiyonları modüler görev bilgisayarı altında toplanmıştır. Modüler görev bilgisayarı görselleştirme birimleri ile radara yüksek hızlı ethernet kabloları ile bağlıdır. Modüler görev bilgisayarı pilota görevi icra edebilmesi için yardımcı bildirimleri yollar veya pilotun yerine uçağın komuta eder. F16 için uçuş yönetim sisteminin temel otopilot fonksiyonları aşağıda verilmiştir.

- Durum Tutucu (Attitude Hold)
- İrtifa Tutucu (Altitude Hold)
- Yönelim Seçici (Steering Select)

2.2 Hareket Denklemi

Uçağın üzerine etkiyen kuvvetler yerçekimi kuvveti, aerodinamik kuvvetler ve itki kuvvetidir. Yerçekimi kuvveti her zaman dünyanın merkezine doğru yani dünya sabit ekseninde tanımlıdır. Aerodinamik kuvvetler rüzgara bağlı oluşan kuvvetler olup rüzgar ekseninde oluşurlar. İtme kuvveti ise motorların gövdeye sabitlenmesi sebebi ile gövde ekseninde tanımlanabilmektedirler. Uçağın hareketi incelenirken tüm kuvvetlerin uçağın gövde eksenine taşınması gerekmektedir. Dünya sabit ekseninde gövdeye taşınan kuvvetler için Euler açıları, rüzgar ekseninden gövde eksenine taşınması için hücum açısı ve yana kayma açısı gerekmektedir. Modelde kullanılan aerodinamik veriler C_x , C_y , C_z yani gövde üzerinde tanımlı verildiğinden ek dönüşüm yapılmamıştır.



Şekil 2.6 : Uçuş süresince tanımlı eksenler.

Bu bölümde hareket denklemlerinin türetilişi özetlenecektir. Hareket denklemlerinin türetilmesi için Newtonun ikinci yasasından faydalanılmaktadır. Newtonun ikinci yasası cismin momentumunun zaman ile değişiminin etkiyen kuvvetlerle olan ilişkisini içerir. Denklem ile ifade edilecek olursa denklem 2.13 ve denklem 2.14 türetilir.

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv) \quad (2.13)$$

$$\sum M = \frac{d}{dt} H \quad (2.14)$$

Uçak sonsuz küçüklükte ağırlıklar olarak ifade edilecek olursa ve herhangi noktanın ağırlık merkezine (c.g) olan uzaklığına r diyecek olursak denklem 2.15 türetilir.

$$F = m \frac{dv_c}{dt} + \frac{d^2}{dt^2} \sum r \delta m \quad (2.15)$$

Yazdığımız ifade tüm noktalar için toplanacak olursa 0'a eşit olacaktır. Aynı şekilde moment ifadesi denklem 2.16'da verilmiştir.

$$\delta M = \frac{d}{dt} \delta H = \frac{d}{dt} (r \times v) \delta m \quad (2.16)$$

Hız sabit varsayılarak denklem 2.17 elde edilebilir.

$$H = \sum \delta H = \sum (r \times v_c) \delta m + \sum [r \times (\omega \times r)] \delta m \quad (2.17)$$

Euler hızları (p , q ve r) ve mesafeler (x , y ve z) yerine yazılarak x , y ve z ekseninde sırası ile denklem 2.18, 2.19 ve 2.20 elde edilir.

$$H_x = pI_x - qI_{xy} - rI_{xz} \quad (2.18)$$

$$H_y = -pI_{xy} + qI_y - rI_{yz} \quad (2.19)$$

$$H_z = -pI_{xz} - qI_{yz} + rI_z \quad (2.20)$$

Eylemsizlik momenti ifadeleri Çizelge 2.6'da verimiştir.

Çizelge 2.6 : Eylemsizlik momenti ifadesi.

Eylemsizlik momenti	Matematiksel ifadesi
I_X	$\iiint (y^2 + z^2) \delta m$
I_Y	$\iiint (x^2 + z^2) \delta m$
I_Z	$\iiint (x^2 + y^2) \delta m$
I_{XY}	$\iiint xy \delta m$
I_{XZ}	$\iiint xz \delta m$
I_{YZ}	$\iiint yz \delta m$

Denklem kümesi gövde ekseninden denklem 2.21 vasıtasıyla dünya eksenine taşınacak olursa uçağın x, y ve z eksenleri etrafında oluşacak moment ifadesi için sırası ile denklem 2.2, denklem 2.3 ve denklem 2.24 türetilir.

$$M = \left. \frac{dH}{dt} \right|_B + \omega \times H \quad (2.21)$$

$$\sum \Delta L = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \quad (2.22)$$

$$\sum \Delta M = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (2.23)$$

$$\sum \Delta N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + qp(I_y - I_x) + rqI_{xz} \quad (2.24)$$

Buradan açısal hızların değişimi çekilecek olursa ve diğer katkılar eklenecek olursa (Stevens, Lewis, & Johnson, 1992) açısal hızların değişimi ifadesi x, y ve z eksen etrafında türetilmesi denklem 2.25, 2.26 ve 2.27'de verilmiştir.

$$\dot{p} = J_{xz}[J_x - J_y + J_z]pq - [J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2]qr + J_zl + J_{xz}n / (J_xJ_z - J_{xz}^2) \quad (2.25)$$

$$\dot{q} = (J_z - J_x)pr - J_{xz}(p^2 - r^2) + m / J_y \quad (2.26)$$

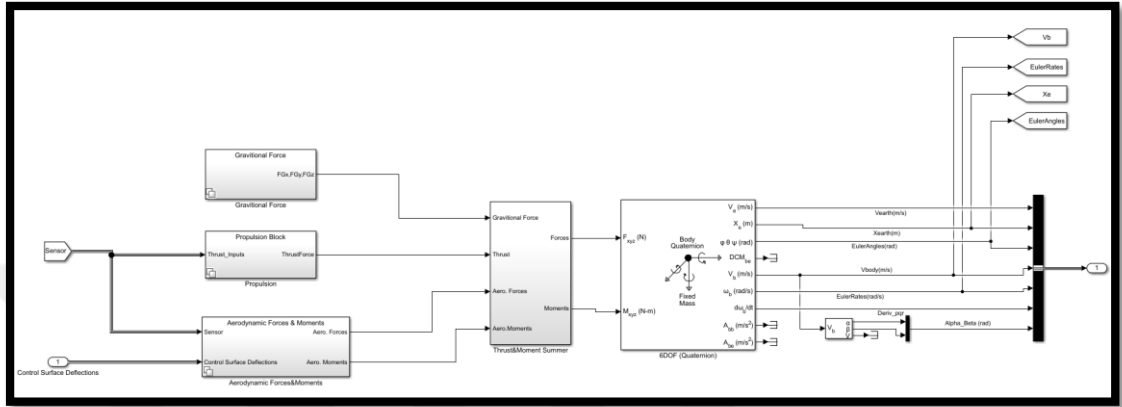
$$\dot{r} = -J_{xz}[J_x - J_y + J_z]qr + [J_x(J_x - J_y) + J_{xz}^2]pq + J_{xz}l + J_xn / (J_xJ_z - J_{xz}^2) \quad (2.27)$$

Hareket denklemlerinin teorisi anlatılmış olup modelde EoM (Equation of Motion) bloğu içinde bulunmaktadır. Hava aracı havada iken yani iniş takımı kuvveti yokken ve motorun ağırlık merkezinden uçağın burun hizasında itki ürettiği varsayımı (moment etkisi yok) ile uçak üzerine etkiyen kuvvetler denklem 2.28'de ve momentler denklem 2.29'da verilmiştir.

$$\Sigma Kuvvet = Aerodinamik Kuvvetler + Yerçekimi Kuvveti + İtki \quad (2.28)$$

$$\Sigma Moment = Aerodinamik Momentler = Kontrol Yüzeyi Momentleri + Dinamik Türevler + Ağırlık merkezi kaymasından dolayı oluşan momentler \quad (2.29)$$

Doğrusal olmayan model üzerine kuvvetlerin oluşturulması, birleştirilmesi ve hareket denklemleri ifadesi Şekil 2.7’de verilmiştir.



Şekil 2.7 : Uçağa etkiyen kuvvet ve momentlerin birleştirilmesi.

Hareket denklemlerinin fiziksel karşılığı sırası ile açıklanacak olursa açısal ve çizgisel ivmelerin gövde ekseninde hesaplanır, integrasyon ile rotasyon açıları belirlenir ve rüzgar ekseninde hız dönüşümü yapılır. En son aşamada elde edilen hız bileşenleri dünya ekseninde tanımlanır. Bu şekilde hareket denklemlerinden 12 durum gelmektedir. Altı serbestlik dereceli hareket denklemlerinden gelen durumların vektör ifadesi denklem 2.30’da verilmiştir. Uçak üzerinde temel hareket durumlarımıza ek olarak eyleyici durumları ve uçuş kontrol sistemi algoritmasından gelen durumlarımız gibi birçok durumumuz vardır. Her bir integratörde ek durum getireceğinden ihtiyaç duyulduğu noktada durumsuz integratör tasarımı yapılmalıdır. Altı serbestlik dereceli hareketten gelen 12 temel durumun değişimleri kuvvet, moment, kinematik ve navigasyon denklemlerinden elde edilmektedir.

$$Durumlar = \begin{Bmatrix} x_N \\ x_E \\ x_D \\ u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \Phi \\ \theta \\ \psi \end{Bmatrix} \quad (2.30)$$

Hız bileşenlerinin değişimi kuvvet denkleminde elde edilmektedir. Kuvvet denklemlerinin ifadesi aşağıda verilmiştir.

$$\dot{u} = rv - qw + a_x \quad (2.31)$$

$$\dot{v} = -ru + pw + a_y \quad (2.32)$$

$$\dot{w} = qu - pv + a_z \quad (2.33)$$

Denklemlerde a_x, a_y ve a_z ile belirtilen ivme bileşenleri denklemler 2.34, 2.35 ve 2.36 vasıtasıyla elde edilir. X_A, Y_A, Z_A aerodinamik kuvvet bileşenleri, X_T, Y_T, Z_T ise itki bileşenleridir.

$$a_x = (X_A + X_T)/m - g \sin \theta \quad (2.34)$$

$$a_y = (Y_A + Y_T)/m + g \sin \phi \cos \theta \quad (2.35)$$

$$a_z = (Z_A + Z_T)/m + g \cos \phi \cos \theta \quad (2.36)$$

Altı serbestlik dereceli hareket denklemleri için kinematik denklemler aşağıda verilmiştir.

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \theta) \quad (2.37)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \theta \quad (2.38)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \theta) / \cos \theta \quad (2.39)$$

Uçağın pozisyon durumlarının değişiminin hesabı kuzey pozisyonu değişimi, doğu pozisyonu değişimi ve irtifa değişimi olarak sırasıyla denklemler 2.40, 2.41 ve 2.42'de verilmiştir. Bu değişimlere integre edilerek uçağın pozisyon verileri elde edilir.

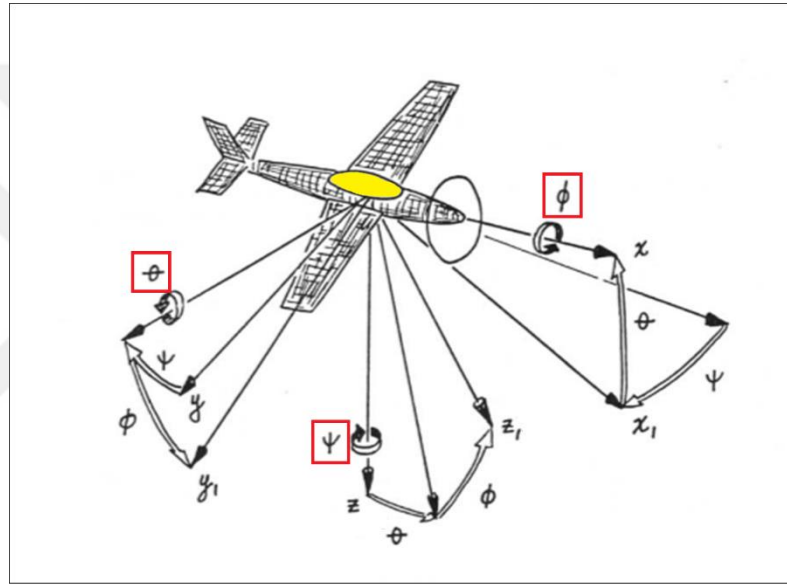
$$\dot{p}_N = u(\cos(\theta)\cos(\psi)) + v(-\cos(\Phi)\sin(\psi) + \sin(\Phi)\sin(\theta)\cos(\psi)) + w(\sin(\Phi)\sin(\psi) + \cos(\Phi)\sin(\theta)\cos(\psi)) \quad (2.40)$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_E = & u(\cos(\theta)\sin(\psi)) + v(\cos(\Phi)\cos(\psi) + \sin(\Phi)\sin(\theta)\sin(\psi)) + \\ & w(-\sin(\Phi)\cos(\psi) + \cos(\Phi)\sin(\theta)\sin(\psi)) \end{aligned} \quad (2.41)$$

$$\dot{h} = u\sin(\theta) - v\sin(\Phi)\cos(\theta) - w\cos(\Phi)\cos(\theta) \quad (2.42)$$

2.2.1 Euler Açılıarı

Euler açıları Leonhard Euler tarafından katı bir cismin sabit bir eksene göre rotasyonunun tanımlanması amacı ile ortaya atılmıştır. 3 eksenli sabit eksen takımı ile 3 eksenli sabit eksenden bağımsız eksen takımı arasında dönüşüm yapılmasını sağlar. Bu dönüşüm 3 dönüş hareketi ile gerçekleşmektedir. 3 rotasyon ile (Φ , Θ , ψ açıları) eksen takımının sabit eksenden dünya eksenine geçişi Şekil 2.8'de gösterilmiştir.



Şekil 2.8 : Euler açıları gösterimi.

X, Y ve Z etrafında hareketini tanımlayan rotasyon matrisleri sırası ile denklem 2.43, 2.44 ve 2.45'te verilmiştir.

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.43)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Örnek olarak sırası ile ψ, θ, ϕ dönüşü gerçekleştiren bir sistem için rotasyon matrislerini birleştirmek mümkündür. Net rotasyon matrisinin eldesi denklem 2.46'da ifade edilmiştir (Cook M. V., 1997).

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix}_{\text{SabitEksen}} &= R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi) \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} \quad \{ \psi \rightarrow \theta \rightarrow \phi \} = \\
 \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} &= \\
 \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} & \quad (2.46)
 \end{aligned}$$

Farklı bir örnek olarak sırası ile θ, ϕ, ψ dönüşü gerçekleştiren bir katı cisim için rotasyon matrisi denklem 2.47'de verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix}_{\text{SabitEksen}} &= R_y(\theta)R_x(\phi)R_z(\psi) \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} \quad \{ \theta \rightarrow \phi \rightarrow \psi \} = \\
 \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} &= \\
 \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \theta \sin \psi + \cos \psi \sin \phi \sin \theta & -\cos \phi \sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta + \cos \theta \sin \phi \sin \psi & \sin \theta \sin \psi - \cos \theta \cos \psi \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix}_{\text{BağımsızEksen}} & \quad (2.47)
 \end{aligned}$$

2.2.2 Quaternion

Euler çözümünün içerdiği sinüs ve kosinüs fonksiyonları dolayısı ile 90 derece için tekillik problemi oluşturduğundan, Quaternion çözümü hareket denklemlerinde önemli yere sahiptir. Quaternion Euler metodunda 90 derece için yaşanan tekillik problemini temel olarak Euler'in 3 ana parametresinden farklı olarak skaler q_0 ve vektörel q_1, q_2, q_3 olmak üzere 4 parametreye sahip olarak çözmektedir. Bu parametrelerin hesaplanması rotasyon açılarıyla q_0, q_1, q_2 ve q_3 parametrelerinin hesaplanması sırası ile denklem 2.48, 2.49, 2.50 ve 2.51'de verilmiştir (Zipfel, 2007).

$$q_0 = \cos\left(\frac{\Phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\Phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (2.48)$$

$$q_1 = \sin\left(\frac{\Phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\Phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (2.49)$$

$$q_2 = \cos\left(\frac{\Phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\Phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (2.50)$$

$$q_3 = \cos\left(\frac{\Phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\Phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (2.51)$$

Euler açılarının fiziksel olarak karşılıkları daha kolay anlaşılabilirdiği için quaternion çıkışları euler açısı cinsindedir. Bu dönüşüm için öncelikle normalizasyon yapılmalıdır. Normalizasyon için denklem 2.52, 2.53, 2.54 ve 2.55 kullanılmıştır.

$$q0_{normalize} = \frac{q0}{\sqrt{q0^2+q1^2+q2^2+q3^2}} \quad (2.52)$$

$$q1_{normalize} = \frac{q1}{\sqrt{q0^2+q1^2+q2^2+q3^2}} \quad (2.53)$$

$$q2_{normalize} = \frac{q2}{\sqrt{q0^2+q1^2+q2^2+q3^2}} \quad (2.54)$$

$$q3_{normalize} = \frac{q3}{\sqrt{q0^2+q1^2+q2^2+q3^2}} \quad (2.55)$$

Normalize edilmiş quaternion parametrelerinden rotasyon açılarının elde edilmesi mümkündür. X , y ve z etrafındaki rotasyon açılarının eldesi sırası ile denklem 2.56, 2.57 ve 2.58'de verilmiştir.

$$\Phi = atan\left(\frac{2*(q2_n q3_n + q0_n q1_n)}{q0_n^2 - q1_n^2 - q2_n^2 + q3_n^2}\right) \quad (2.56)$$

$$\theta = asin(-2 * (q1_n q3_n - q0_n q2_n)) \quad (2.57)$$

$$\psi = atan\left(\frac{2*(q1_n q2_n + q0_n q3_n)}{q0_n^2 + q1_n^2 - q2_n^2 - q3_n^2}\right) \quad (2.58)$$

2.3 Çevre Modeli

Çevre modeli içerisinde uçağın içerisinde bulunduğu ortam modellenmiştir. Çalışmada mevcut olduğu için bu başlık altında kısaca özetlenecektir.

2.3.1 Yer Çekimi

Her zaman sabit yer ekseninden aşağı doğru yani dünyanın merkezine doğru olan ve uçağın ağırlık merkezinden etki eden yerçekimi kuvveti uçağın gövde eksenine euler açıları vasıtası ile geçirilmiştir. Yerçekimi kuvvetinin gövde ekseninde x, y ve z düzlemine taşınma ifadesi sırası ile denklem 2.59, 2.60 ve 2.61'de verilmiştir.

$$X_g = -mgsin\theta \quad (2.59)$$

$$Y_g = mgcos\theta sin\phi \quad (2.60)$$

$$Z_g = mgcos\theta cos\phi \quad (2.61)$$

2.3.2 Atmosfer modeli

Modelde SI birim sistemi kullanılmış olup hava ideal gaz ve kuru hava kabulü yapılmıştır. İrtifanın ortalama deniz seviyesinden ölçüldüğü varsayımı yapılmıştır. Model için hesaplarda kullanılan bazı parametreler Çizelge 2.7’de verilmiştir (Administration, 1976).

Çizelge 2.7 : Atmosfer modeli.

Parametre	Değer [Birim]
Deniz Seviyesi Hava Yoğunluğu (ρ_0)	1.225 [Kg/m ³]
Deniz Seviyesi Hava Basıncı (P_0)	101325 [Pa], [N/m ²]
Deniz Seviyesi Hava Sıcaklığı (T_0)	288.15 [K]
Yer Çekimi (g)	9.80665 [m/s ²]
Isı Kapasite Oranı [γ]	1.4
Evrensel Gaz Sabiti [R]	287.0531 [Nm], [kmol*K]
Troposphere [h_{trop}] / Stratosphere [h_{stro}] İrtifası	11000 / 20000 [m]
Sıcaklık Değişim Eğrisi [L]	-0.0065 [K/m]

ISA modeline göre ses hızının hesaplanması denklem 2.62’de verilmiştir.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.62)$$

Hava basıncı hesaplaması denklem 2.63’te verilmiştir.

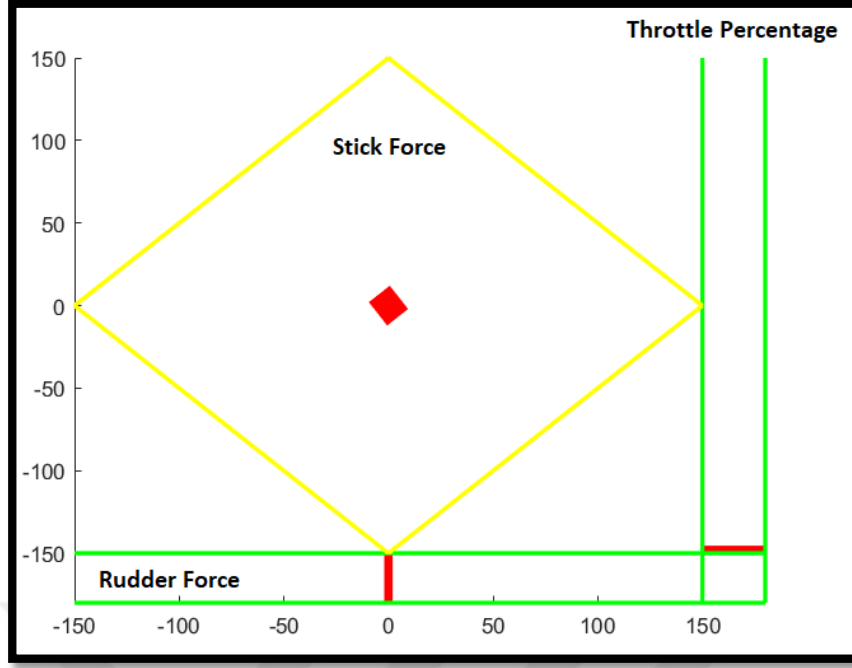
$$P_0 * \left(\frac{T}{T_0}\right)^{g/((L*R))} * e^{\frac{(h-h_{trop})g/R}{T}} \quad (2.63)$$

Hava yoğunluğu hesaplaması denklem 2.64’te verilmiştir

$$\left(\frac{\left(\frac{T}{T_0}\right)^{g/((L*R))}}{\left(\frac{T}{T_0}\right)}\right) * \rho_0 * e^{\frac{(h-h_{trop})g/R}{T}} \quad (2.64)$$

2.4 Giriş Metodu

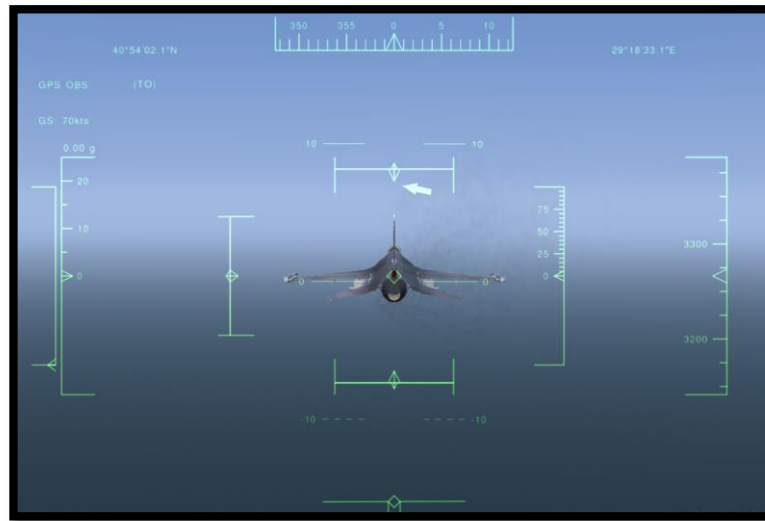
Simulasyona giriş (Input) verisi Matlab içinde tanımlanan giriş seti, fare veya Joystick aracılığı ile verilebilmektedir. Fare vasıtası ile giriş alınabilmesi amacı farenin tıklama fonksiyonuna yazılan callback fonksiyonu ile input girişi yapılmıştır (EK D). Örnek görüntüsü Şekil 2.9’da verilmiştir.



Şekil 2.9 : Fareten giriş alma.

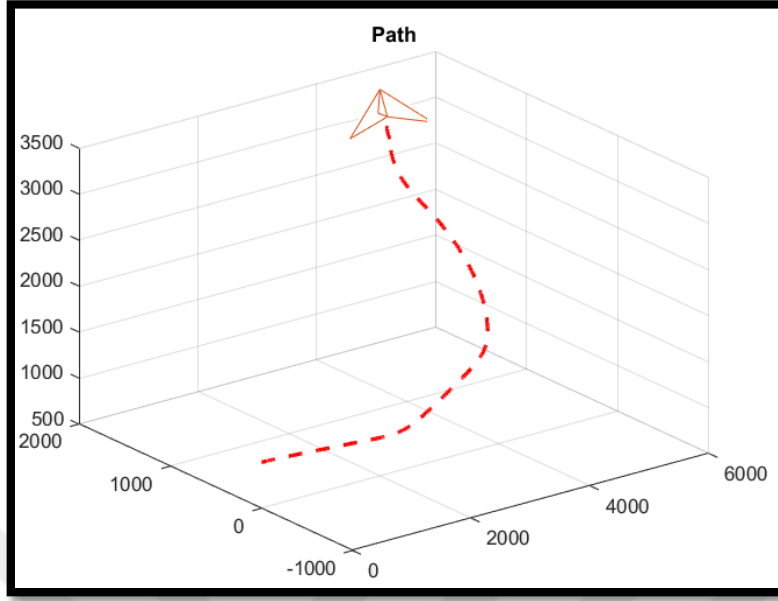
2.5 Görselleştirme

Simulasyonun görselleştirilmesi amacı ile Matlab/Simulink-Flight Gear bağlantısı kurulmuştur. Veri Simulinkten Kullanıcı Veri Bloğu İletişim Kuralları (UDP, User Datagram Protocol) vasıtası ile FlightGear'a tek taraflı iletilmektedir. Alternatif olarak uçuş yörüngesinin gösterilmesi amacı ile 3 boyutlu harita ANIM_TYPE 3'e atanarak çalıştırılabilmektedir. Görselleştirme için örnek FlightGear görüntüsü Şekil 2.10'da verilmiştir.



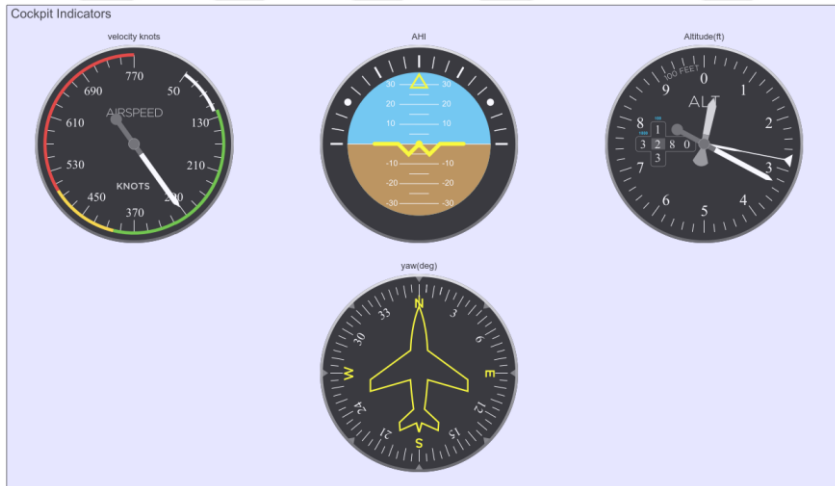
Şekil 2.10 : FlightGear görseli.

Uçuş yörüngesini görüntüleyen scriptin çıktısı olan görsel Şekil 2.11’de verilmiştir.



Şekil 2.11 : Uçuş yörüngesi görseli.

Ayrıca uçuş süresince kokpit göstergeleri T diziliminde gösterimi Şekil 2.12’de verilmiştir.



Şekil 2.12 : Kokpit göstergeleri T dizilimi.

Hız göstergesi ölçülen hava hızının (IAS, Indicated Air Speed), ideal durumda sadece statik basıncın alınması istenilen statik portun üzerinde bulunan akış sebebi ile oluşan dinamik basıncın yarattığı hata ile bir hava veri bilgisayarını (ADC, Air Data Computer) tarafından kalibre edildikten sonra gösterilmiş kalibre edilmiş hava hızıdır (CAS, Calibrated Air Speed). T diziliminde yapay ufuk belirtici orta üst tarafta bulunur. Uçağın yere göre yunuslama açısını ve yuvarlanma açısının anlaşılması sağlar. İrtifa

göstergesi statik basıncın ortam şartlarına göre düzeltilmesi ile elde edilir. Orta altta bulunan manyetik yönelim göstergesi pilota uçağın kuzey-güney, doğu-batı doğrultusunda oryantasyonunu bildirir.





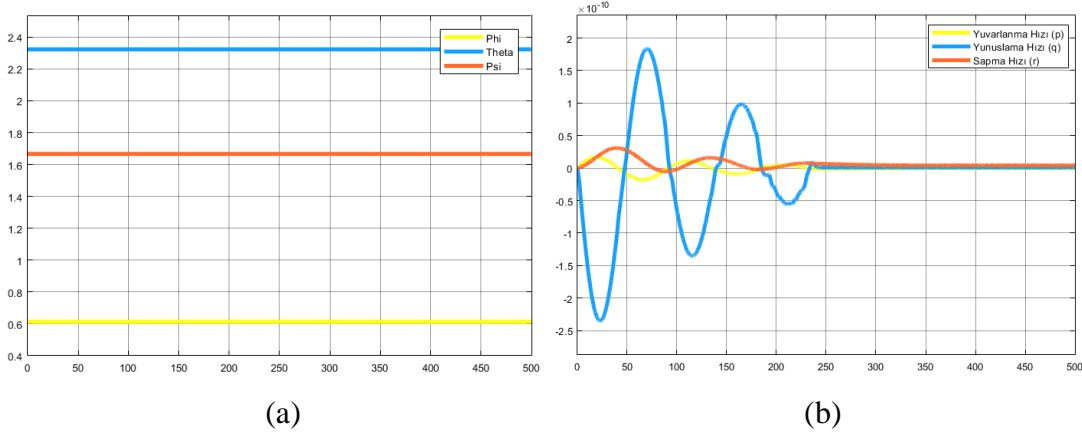
3. DENGE NOKTASI

Modelin başlatılabilmesi için ilk koşullar gerekmektedir. Denge noktasını bulunarak ilk koşul olarak atanmalıdır. Denge noktası trim algoritması ile elde edilmektedir. Uçağın katsayılarını ve hareket denklemini içeren C koduna gönderilen giriş ve durumlar ile durumların değişimleri elde edilmektedir. Durumların değişimleri istenilen trim koşuluna göre yani düz uçuş, burun yukarı manevrası, koordineli dönüş manevrası gibi farklı amaçlara uyacak şekilde ağırlık fonksiyonu ile çarpılarak hesaplanır. Trim algoritması genetik algoritma ile çalışmaktadır, uygun mutasyon oranı ile genetik algoritmanın avantajı lokal minimuma takılmaması ve sonuca yakınsamayı garantilemesidir. Dezavantaj olarak hızının gradyan aramasına oranla büyük ölçüde yavaş olmasıdır. Bu sebeple trim noktası için fminsearch() gibi gradyan temelli fonksiyonlar kullanılabilir. Trim algoritması giriş olarak hız, irtifa almaktadır. Trimlenmek istenen koşul olarak manevra seçilmesi halinde oran girilmesi beklenmektedir. Uçağın dinamiklerinin incelenmesi açısından açık çevrim yani uçuş kontrol sistemi dahil edilmeden 150 m/s hız ve 1000 metre irtifada trimlenecek olursa denge noktası değerleri Çizelge 3.1’de verilmiştir.

Çizelge 3.1 : Denge noktası değerleri.

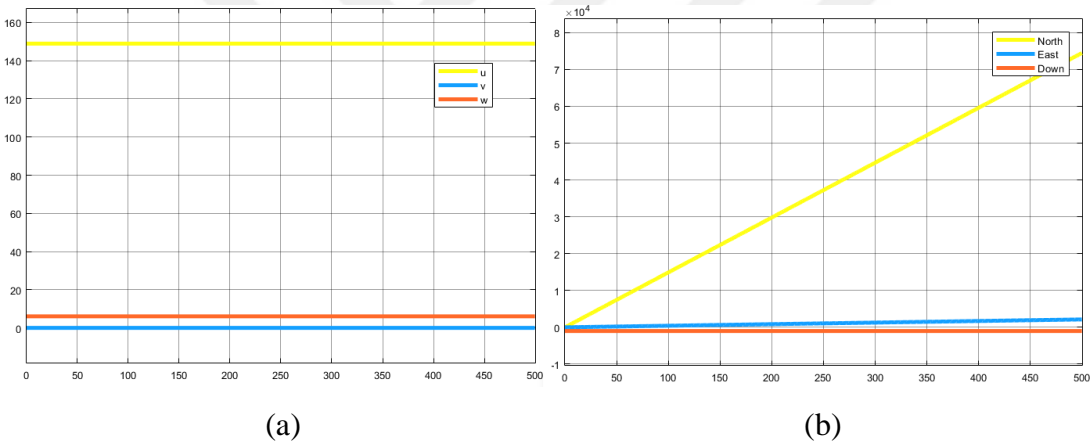
Denge girişi veya durumu	Değer [#]
Yatay Kuyruk Sapması [derece]	-1.3461
Flaperon Sapması [derece]	-0.085665
Rudder Sapması [derece]	-0.011136
Gaz Pedal Yüzdesi [%]	0.010958
Yuvarlanma Açısı [derece]	0.6129
Yunuslama Açısı [derece]	2.3231
Sapma Açısı [derece]	1.6668
Yuvarlanma Hızı [derece/s]	-6.6715e-23
Yunuslama Hızı [derece/s]	7.2164e-20
Sapma Hızı [derece/s]	-2.7968e-21
Hız Bileşeni_u [m/s]	148.947
Hız Bileşeni_v [m/s]	0.0094822
Hız Bileşeni_w [m/s]	6.0425
İrtifa [m]	1000

Trim halinde sonsuz hal zaman cevaplarının incelenmesi amacı ile durum açılarının ve durum açılarının değişimi derece cinsinden Şekil 3.1’de verilmiştir.



Şekil 3.1 : Denge noktası uçuşta değişim: (a) Durum açıları. (b) Rotasyon hızı.

Uçağın hızı ve dünyaya göre konumu Şekil 3.2’de verilmiştir.



Şekil 3.2 : Denge noktası uçuşta değişim: (a) Uçuş hızı. (b) Pozisyon.

3.1 Amaç Fonksiyonu

Uçağın trim (denge) noktası aranırken dikkat edilmesi gereken en önemli nokta uçağın durumlarının sabitlenecek ve ayarlanacak olanlarının ayrımının gerçekleşmesidir. Uçağın denge noktasının bulunması problemi optimizasyon problemine dönüştürülebilmektedir. Optimizasyonun amaç fonksiyonu kısaca uçağın bir birim örnekleme zamanında uçağın durumlarının değişmemesi, eğer manevra için denge noktası aranıyor ise istenilen manevra için uygun Euler hızı hariç diğer durumların değişmemesidir. Şekillendirilen amaç fonksiyonu doğrultusunda en iyileme (optimizasyon) yapılmalıdır.

3.2 Arama Algoritması

Arama algoritması olarak genetik algoritma kullanılmıştır. Uygun seçilen mutasyon oranı ile yakınsaması %100' e yakın olan genetik algoritma seçilmesinin sebebi yerel minimumlara takılmasının engellenmesidir. Ancak göz önünde bulundurulmalıdır ki küresel arama algoritmalarının çalışma süresi gradyan temelli algoritmalara nazaran çok uzun olmaktadır.

3.2.1 Yerel Arama

Yerel arama metotlarına sezgisel arama metotlarında denebilir. Yerel aramının en büyük dezavantajı başlangıç koşuluna ve yanındaki değerlere bağlı olmasıdır ve yerel optimum noktalara takılma ihtimali vardır. Bu sebeple denge noktası bulmada küresel algoritma tercih edilmiştir.

3.2.2 Küresel Arama

Küresel algoritmalar belirli bir ilk değerden bağımsız olarak yakınsarlar. Yüksek örnek sayısı ve sınırları doğru ayarlanmış örnek uzayında yakınsama oranlar çok yüksektir. En yaygın kullanılanlar listelenmiştir.

- Parça sürüsü algoritması
- Genetik algoritma
- Karınca sürüsü algoritması

Çalışmada genetik algoritma kodu yazılmıştır. Ek olarak PID_Tuner gibi kendini ayarlaryan blok için matlab'in genetik algoritma toolbox'ı sadelik açısından avantaj sağladığı için kullanılmıştır.



4. UÇUŞ KONTROL YASASI TASARIMI

Kontrol sistemleri hayatın her alanında yer almaktadır. Temel olarak kontrol sistemi, kontrol edilmek istenilen sistemlerin karakteristiğini direkt veya indirekt olarak etkileyen sistemdir. Günümüzde birçok uçak insan yardımı olmadan kalkış yapma, hedefe gitme ve iniş yapma yetisine sahiptir. Her ne kadar otonom sistemler hayatımızı kolaylaştırsada karışık kontrol yasaları beraberinde bazı karmaşıklıklar getirebilmektedir. Örnek olarak yakın zamanda Lions Air'e ait Boeing 737 Max uçağının otopilot devrede iken perdövites (stall) durumu olmadan perdövites algılayıp uçağı burun aşağı yapmıştır. Uçağın bu karakteristiğı göstermesinin sebebi olarak yeni model 737 Max'lara manevra kontrol artırma sistemi (MCAS) eklenmiş olması savunulmaktadır. Bu konu üzerine eski bir havayolu pilotu, kaza araştırmacısı ve Florida merkezli bir güvenlik danışmanı olan Keith Mackey belirtmesine göre FAA yönergesi pilotlara otopilot sisteminin kapalı tutulmasını hatta gerekirse yunuslama eksenini trim sisteminde kapalı tutularak uçağın manual uğurulması gerektiğini söylüyor (Bogaisky, 2018). Ayrıca belirtilmektedir ki gelişen uçuş kontrol yasaları pilotaj eksiklerini ortaya çıkarmaktadır.

Wise makalesinde bahsetmektedir ki dünya genelinde kaza oranınının 1977'de milyon uçuş başına dört kazadan bugün 0.4'e düşmesinin ana nedeni otomasyon olup, genede bazı kazaların temel nedenini oluşturmaktadırlar. Bu sebeple pilotaj her zaman önem verilmesi gereken bir konu olmuştur (Wise, 2019).

Havacılık alanında kontrol sistemi Fly-by-wire uçaklar için uçuş kritik (Tasarım Güvence Seviyesi A) öğelerdir. Bu sebeple içerikleri farklı ancak aynı amaca hizmet eden farklı üniteler ile yedeklenmiş olup, herhangi bir kontrol sinyali bu ünitelerin birbiri içerisinde oylanması (voting) sonucunda üretilmektedir (Marx, 1977). Daha önce üretilen sistemler dört yedeklidirler (quadplex). Gelişen ve güven duyulan üniteler, dört yedekli sistemin oluşturabildiğı voting tekilliğı gibi sorunlar bazı üreticileri üç yedekli (triplex) uçuş kontrol bilgisayarlarına yönlendirmiştir. Çapraz kanal – çapraz oylama kullanılmış yedekli sistem için güvenilirliğı hesaplayacak olursak, üç yedekli bir sistemin 1 saat görev icrası süresince hata yapma olasılığı

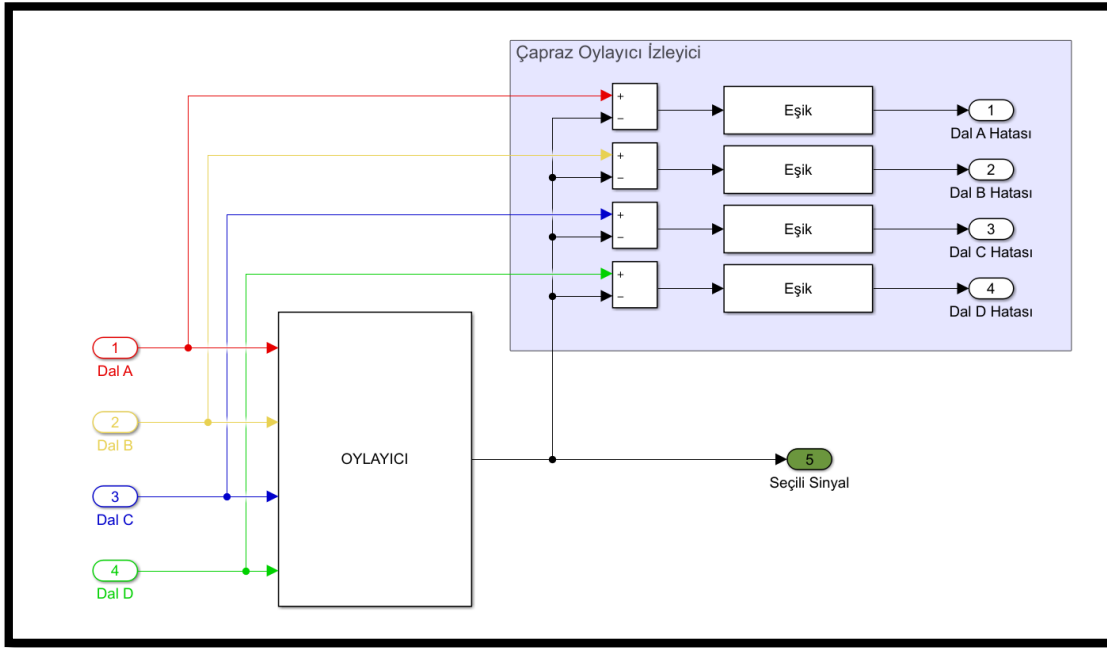
hesaplanması denklem 4.1’de verilmiştir. Denklemde yer alan λ bir saat boyunca bir kanalın hata olasılığıdır ve yaklaşık 10^{-3} alınmıştır .

$$F \approx 3\lambda^2 = 3 \times 10^{-6} \quad (4.1)$$

Dört yedekli çapraz kanal – çapraz oylama sistemi için 1 saat içinde hata olma olasılığı hesaplanması denklem 4.2’de verilmiştir.

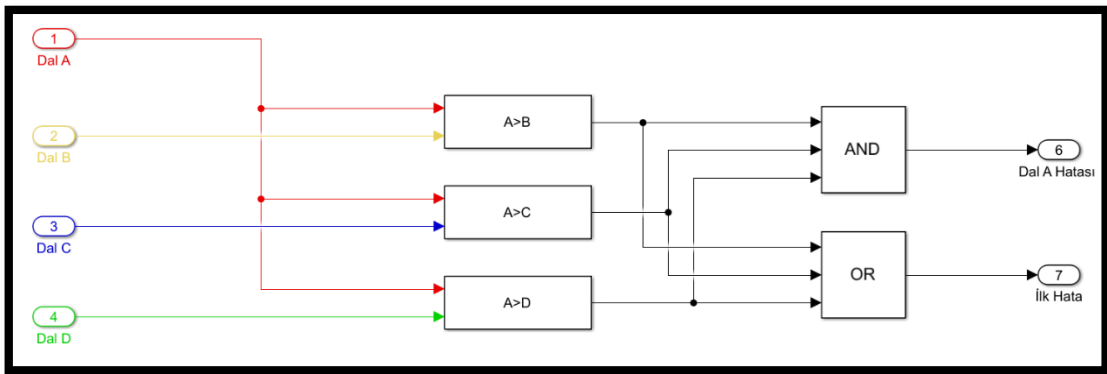
$$F \approx 4\lambda^3 = 4 \times 10^{-9} \quad (4.2)$$

Çapraz oylayıcı hata izleyici Şekil 4.1’de verilmiştir.



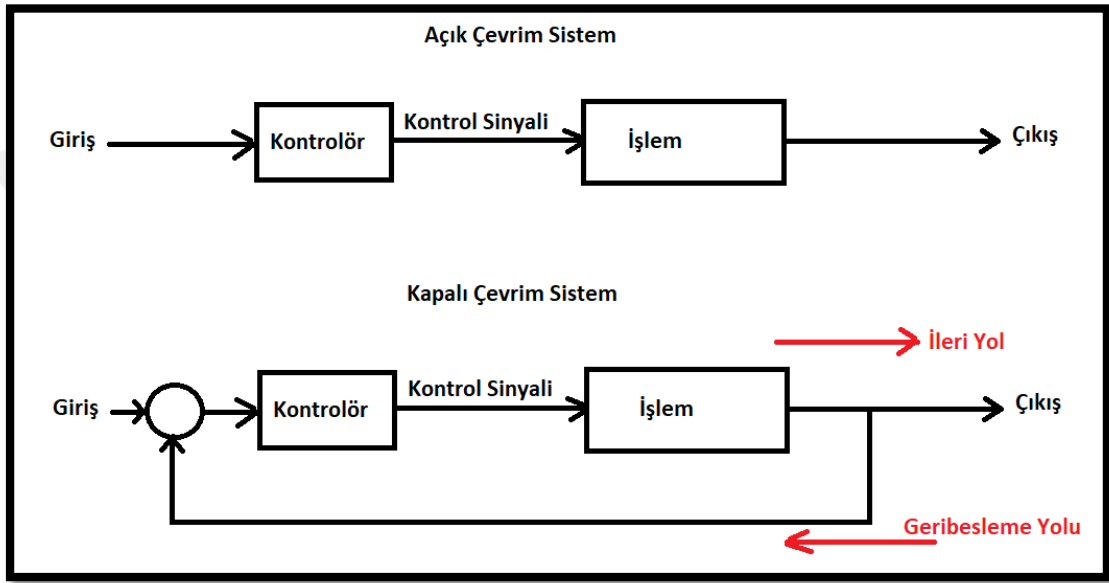
Şekil 4.1 : Uçuş kontrol bilgisayarı oylama sistemi.

Yedekli sistemlerin çapraz kanal hata tespiti mantık yapısı Şekil 4.2’de verilmiştir



Şekil 4.2 : Uçuş kontrol bilgisayarı hata tespiti.

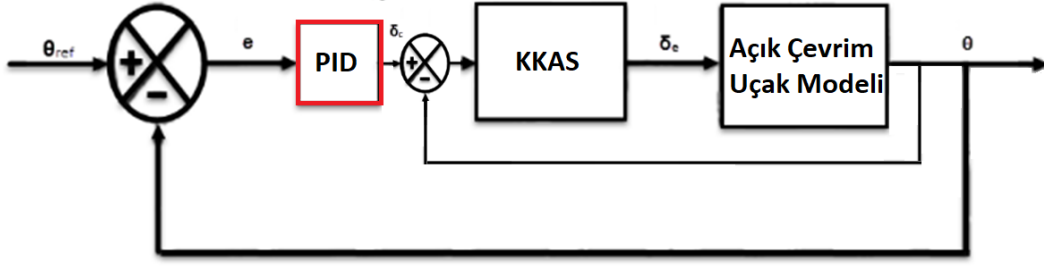
Kontrol sistemini açık veya kapalı çevrim şeklinde sınıflandırabiliriz. Açık çevrim sistemlerde kontrolör giriş sinyalini etkileyerek kontrol sinyali oluşturmaktadır. Kapalı çevrim sistemlerde ise kontrolör çıkış sinyali ve giriş sinyalini birlikte değerlendirerek kontrol sinyali oluşturulur. Bu sistemlere geri besleme sistemi denilebilir. Genellikle çıkış sinyali giriş sinyaline negatif bağlanmaktadır, bu sistemler negatif geri besleme sistemi diye bilinirler. Bu durumda kontrolör giriş ve çıkış sinyallerinin farkı olan hatadan beslenmiş olur. Kapalı çevrim sistemlerde iki yön bulunmaktadır, bunlar sırası ile ileri yön ve geri yöndür. Kontrol sisteminin ifadesi Şekil 4.3'te verilmiştir.



Şekil 4.3 : Kontrol sistemi yapısı.

Havacılık endüstrisinde özellikle pilotlu hava araçları için standartların doğrulanması konusunda kolaylık sağlaması, literatürün geniş olması ve tecrübe birikiminin fazla olması gibi sebepler ile her ne kadar son 20 yılda modern kontrol ile başarılı uygulamalar gerçekleşmiş olsada, klasik kontrol yaygın olarak kullanılmaktadır (Cook M. V., 1999).

PID kontrolcüsü ve parametrik optimizasyonu çalışmanın otopilot / uçuş yönetim bilgisayarını tasarımı başlığı altında tasarlanacaktır. Örnek olarak yunuslama açısı tutucu otopilot yapısı verilmiştir. Burada KKAS kararlılık ve kontrol artırma sistemi olup uçağın kapatılamaz iç döngü kontrolcüsüdür. Otopilot dış döngü olarak çalışmakta olup iç döngüye girdi sağlamaktadır. Uçuş yönetim bilgisayarını başlığı altında detaylandırılacaktır. Yunuslama açısı tutucu otopilot yapısı Şekil 4.4'te verilmiştir.



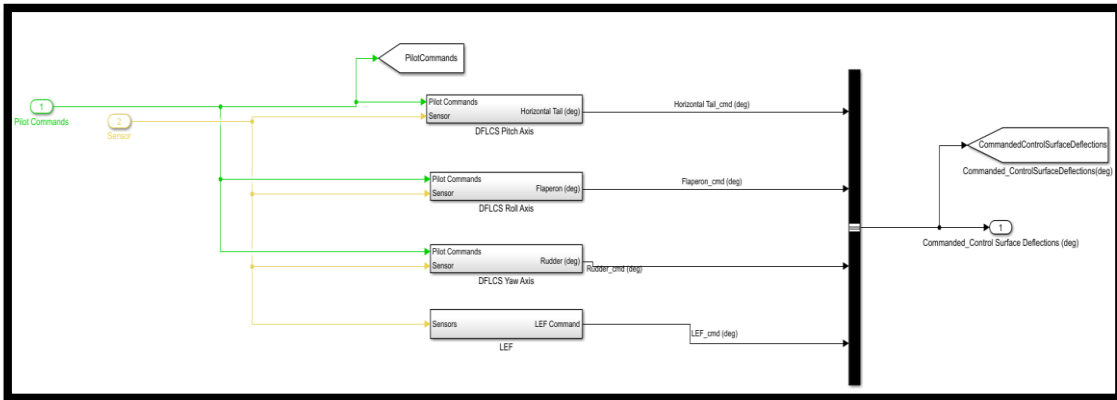
Şekil 4.4 : Durum tutucu otopilot yapısı.

PID kontrolörün ürettiği kontrol sinyali denklem 4.3'te verilmiştir.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.3)$$

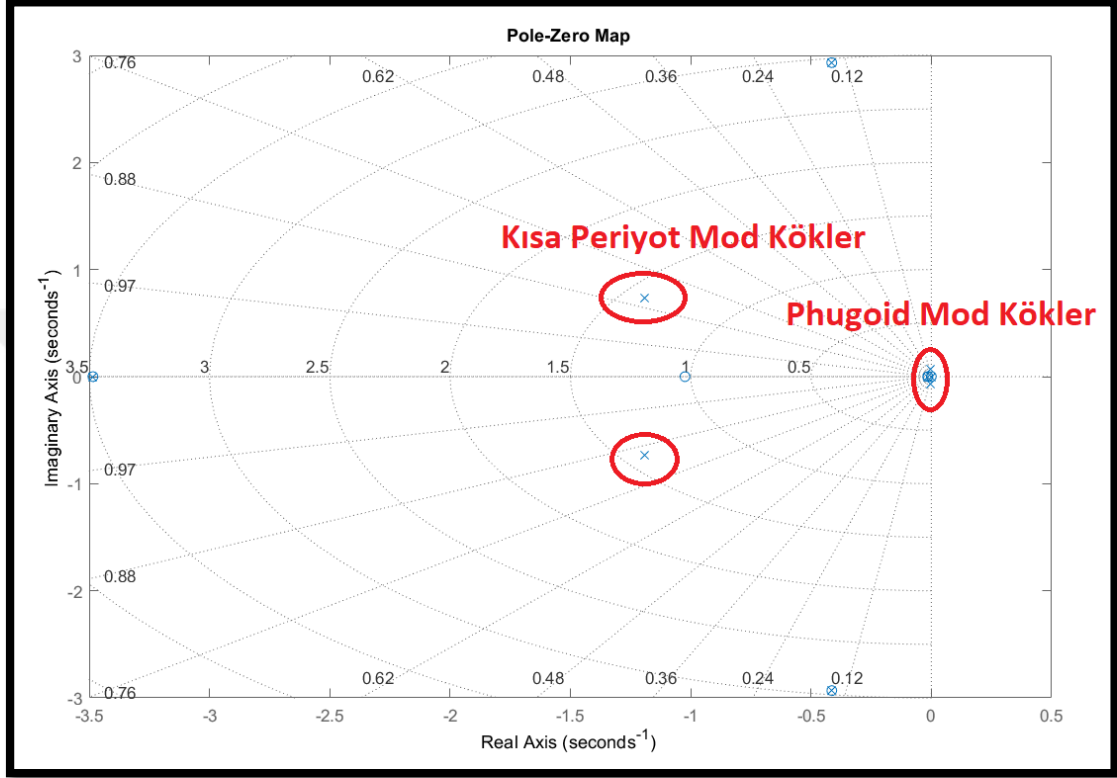
Uçağın kontrolünde uzunlamasına (longitudinal) ve yanal (lateral) olarak ayrılarak tasarım yapılması mümkündür. Ancak yuvarlanma (roll) eksenine ile sapma (yaw) eksenine birbirine bağlı olduğu için özellikle sonsuz hal hatalarını gideren ve manevra performansı sağlayan aileron rudder bağlantısı (ARB) gibi ek tasarımlar gündeme gelebilmektedir. Genel olarak uçuş zarfını başarı ile tamamlayacak yüksek hücum açılı bir uçak için ARB tasarımı hücum açısının mach sayısı ile fonksiyonundan oluşturulabilmektedir.

UKB'nin genel olarak çıkış sağladığı sistemler birincil kontrol yüzeyleri sapmalarıdır. Diferansiyel yatay kuyruk, flaperon, rudder komutunun aksine LEF komutu pilot girişlerinden bağımsız olarak uçuş rejimine göre belirlenir. Yüksek öneme sahip bu elemanlar yedekli olduğundan dolayı elde edilen sinyaller diğer dallardan gelen sinyallerle karşılaştırılarak oylanır. Oylama sonrası doğruluğu kabul edilmiş sinyal eyleyiciye giderek gerçekleşir. Uçuş kontrol bilgisayarında kontrol yüzeylerine giden kontrol sinyallerinin oluşturulduğu dış blok Şekil 4.5'te gösterilmiştir.



Şekil 4.5 : Uçuş kontrol eksenel kontrolü.

Kontrol sistemi kurulmadan kontrol edilecek sistemin en iyi şekilde tanınması önem arz etmektedir. Bu doğrultuda uçağın açık çevrim yani uçuş kontrol sistemi olmadan cevabı incelenerek hareketinin karakteristikleri incelenebilir. 150 m/s hız ve 1000 metre irtifa değerinde denge noktası etrafında doğrusallaştırılmış modelin uzunlamasına eksende hareket köklerinin yerleri Şekil 4.6’da verilmiştir.



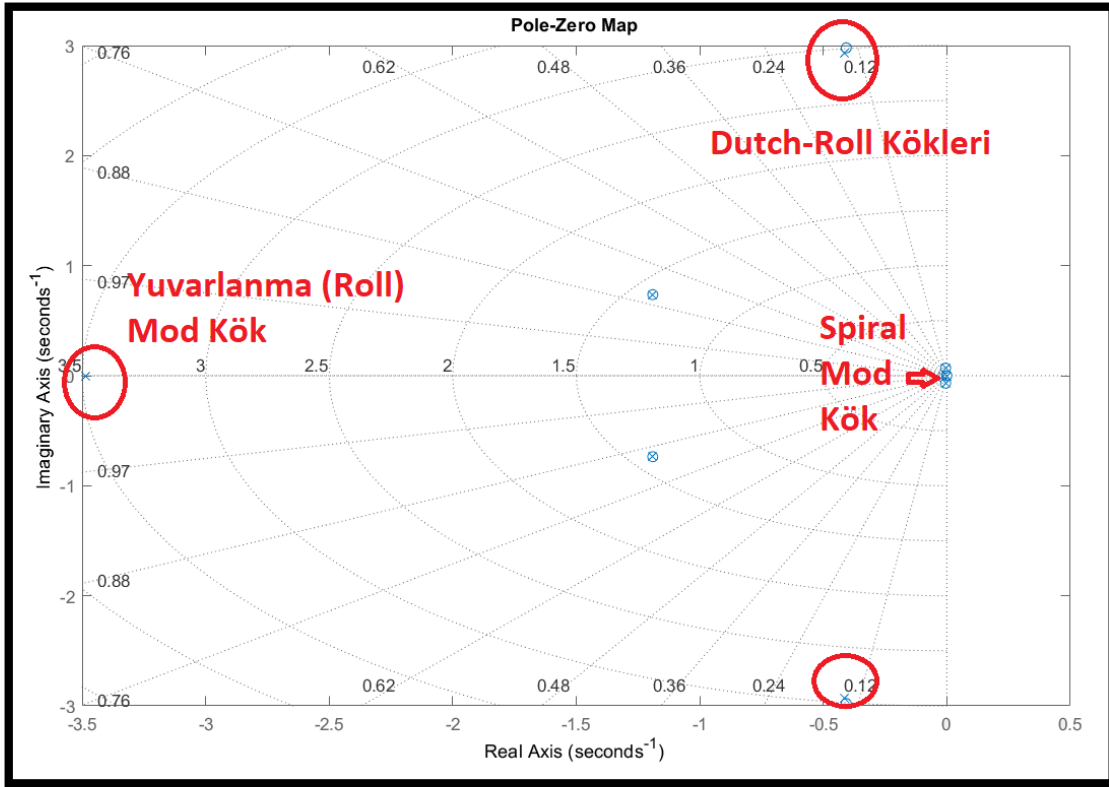
Şekil 4.6 : Uzunlamasına hareket kökleri.

Uzunlamasına hareket modlarının kökleri ve karakteristikleri Çizelge 4.1’de verilmiştir.

Çizelge 4.1 : Uzunlamasına hareket mod karakteristikleri.

Tanım	Kısa Periyot	Uzun Periyot (Phugoid)
Kökler	$-1.1902 \pm 0.7364i$	$-0.0049 \pm 0.0679i$
Doğal Frekans (rad/s)	1.3996	0.0681
Sönümlenme Oranı	0.8504	0.072

Şekil 4.7’de gösterildiği üzere uzunlamasına hareketin kökleri kararlı tarafta çıkmıştır. Uçakların yük durumuna göre ağırlık merkezi hareket eder ve bu kararlılığı değiştirmektedir. Yanal eksende hareket modları incelenecek olursa spiral mod orjine dolayısıyla doğal kararlılık bölgesine yakın çıkmıştır.



Şekil 4.7 : Yanal hareket kökleri.

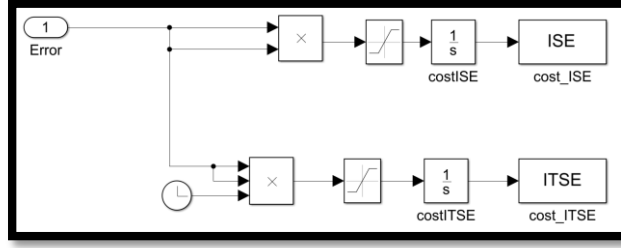
Yanal hareket kökleri ve hareket karakteristikleri Çizelge 4.2’de verilmiştir.

Çizelge 4.2 : Yanal hareket mod karakteristikleri.

Tanım	Yuvarlanma Mod	Dutch-Roll Mod	Spiral Mod
Kökler	-3.4841	$-0.4138 \pm 2.9328i$	-0.0151
Doğal Frekans (rad/s)	3.4841	2.9618	0.0151
Sönümlenme Oranı	1	0.1397	1

4.1 Uçuş Kontrol Bilgisayarı Parametrik Optimizasyon

Uçuş kontrol bilgisayarı parametrik optimizasyonu için gerekli amaç fonksiyonumuz simulink içinde oluşturularak, algoritmaya gelir. Amaç fonksiyonu jenerik tasarlanmış olup tüm optimizasyon algoritmalarına uygundur. Kontrol edilmek istenen hata üzerine türetilen amaç fonksiyonunun simulink üzerinde kurulmuş matematiksel ifadesi Şekil 4.8’de gösterilmiştir.



Şekil 4.8 : Amaç modeli.

Performans ölçütü olarak ISE (Integral Square Error) yani hatanın karesinin integrali (denklem 4.4) ve ITSE (Integral Time Square Error) yani hatanın karesinin zaman ile çarpımının integrali (denklem 4.5) kullanılabilir. Bunun yanında başka performans ölçütleri de vardır. Hatanın mutlak değerinin integrali (denklem 4.6) ve bunun zamanla cezalandırılmış hali (denklem 4.7) diğer örnek performans ölçütleri olarak verilmiştir.

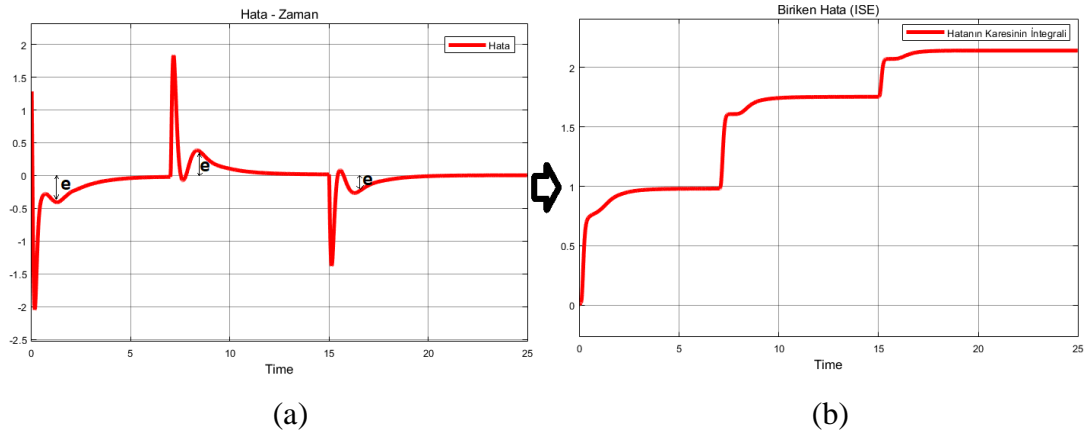
$$ISE = \int_0^T e(t)^2 dt \quad (4.4)$$

$$ITSE = \int_0^T t e(t)^2 dt \quad (4.5)$$

$$IAE = \int_0^T |e(t)| dt \quad (4.6)$$

$$ITAE = \int_0^T t |e(t)| dt \quad (4.7)$$

Örnek olarak 7 ve 15. Saniyelerde uygulanan komut değişimleri ile hata Şekil 4.9'da verilmiştir. Parametrik optimizasyon yunuslama eksenini için gerçekleştirilecektir. Optimizasyon sürelerinin ve algoritmaların anlaşılabilirliği için kullanılan işlemci performansı önemlidir. Tez süresince 2.30GHz Intel® Core™ i5-8300H işlemci kullanılmıştır.



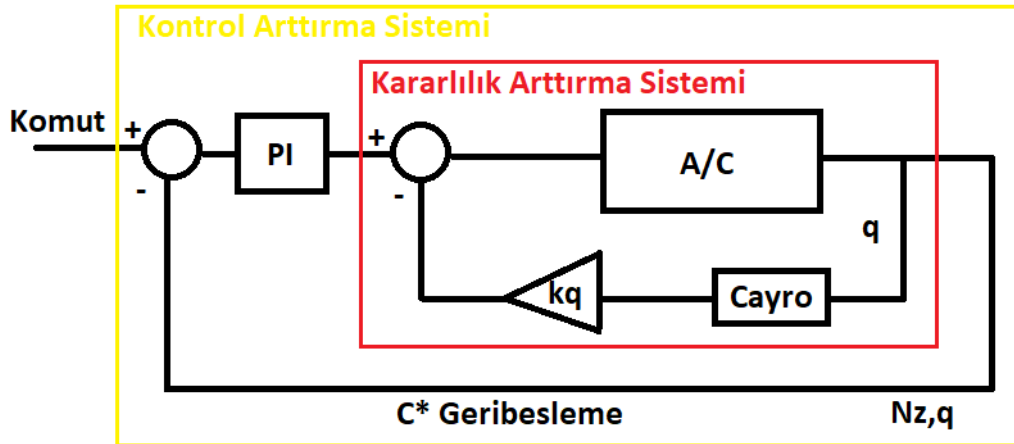
Şekil 4.9 : Zaman cevabı gösterimi: (a) Hata. (b) Amaç değeri.

Optimizasyon başlığı altında bahsedilecek kısımlar amaç fonksiyonu 7 saniye boyunca pilotun yapacağı 35 librelilik stick kuvvetine karşı uçuş kontrol algoritmasındaki hatanın karesini biriktirmektedir. Uçuş kontrol bilgisayarından üretilen kontrol yüzeyi sinyalleri uzunlamasına, yanal ve yönelme olarak 3 eksende incelenebilmektedir. Optimizasyon süreçleri uzunlamasına eksen üzerinden anlatılacak olup yanal ve yönelim eksenleri üzerinde sonuç odaklı tasarım yapılacaktır.

4.2 Uzunlamasına Kontrol Sistemi Yapısı

4.2.1 C* Kontrol Yapısı

C* kontrol yapısı 1965'te Boeing tarafından ortaya atılmıştır. Pilotların düşük hızlarda yunuslama hızının yüksek hızlarda ise g-kuvvetini kontrol etmesinden türetilen denklemin temel hissiyatın formüle edilmesi ile bulunmaktadır. C* kontrol yapısı klasik kontrol ve kararlılık arttırma sistemleri ile entegre edilecektir. Entegre yapı Şekil 4.10'da verilmiştir.



Şekil 4.10 : C* kontrol yapısı.

C* parametresi denklem 4.8'de ifade edilecek olsun.

$$C^* = k_1 n_z + k_2 \dot{\theta} + k_2 \ddot{\theta} \quad (4.8)$$

C* ifadesi g-kuvveti ile tanımlanacak olursa k_2 ifadesi hızın g-kuvvetine oranı k_3 ifadesi doğrusal ivmeölçerle ağırlık merkezi arasındaki mesafenin g-kuvvetine oranı olarak ifade edilecek olursa denklem 4.9 elde edilir.

$$C^* = \Gamma n_z + \Gamma \frac{V_{Cross-over}}{g} \dot{\theta} + \Gamma \frac{L}{g} \ddot{\theta} \quad (4.9)$$

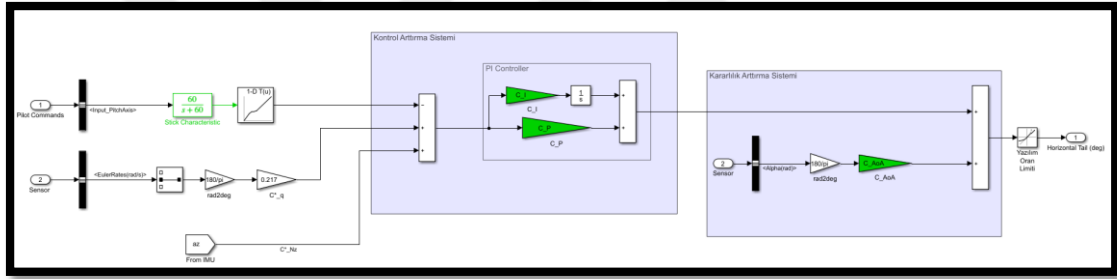
Denklemden yer alan Γ sayısı birim eşitliğinden gelmiş olup, 1 olarak tanımlanabilir. Crossover hızı yaklaşık 400 ft/s olup, 122 m/s yani 237 knot'a denk gelmektedir. Doğrusal ivme ölçerin ağırlık merkezine konulduğu varsayımı ile C^* parametresi denklem 4.10 gibi ifade edilebilir (Sutherland, 1968).

$$C^* = n_z + \frac{121.92}{9.806} \dot{\theta} = n_z + 12.433 \dot{\theta} \quad (4.10)$$

Belirtilen ifade radyan geribeslemesi için hesaplanmış olup dereceye çevrilecek olursa denklem 4.11 elde edilir.

$$C^* = n_z + 0.217 \dot{\theta} \quad (4.11)$$

Optimize edilecek C_P , C_I ve C_{AoA} parametrelerini içeren kontrol yapısı Şekil'de verilmiştir. Kontrol sistemi klasik metot kullanmakta olup jenerik bir yapıdadır. Örnek verilecek olursa PI kontrolör yerine sadece orantısız (Proportional) kontrolör kullanılmak istenirse $C_I=0$ yazılabilir, diğer parametreler optimize edilir.



Şekil 4.11 : C^* kontrol modeli - Uçuş kontrol bilgisayarı.

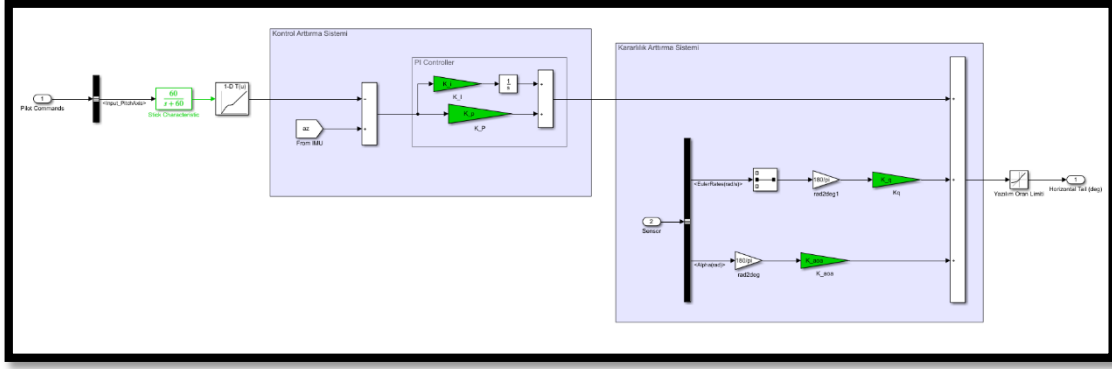
Giriş komutunu (libre) g-kuvvetine çeviren filtrenin çevrim tablo verileri aşağıda kısırlım noktaları (bp) ile birlikte verilmiştir.

Çizelge 4.3 : Komut filtresi değerleri.

Tanım	Bp 1	Bp 2	Bp 3	Bp 4	Bp 5	Bp 6
Giriş Libre (Breakpoint)	-100	-30	-10	10	35	100
Çıkış (g-kuvveti)	-4	0	1	1	1.5	9

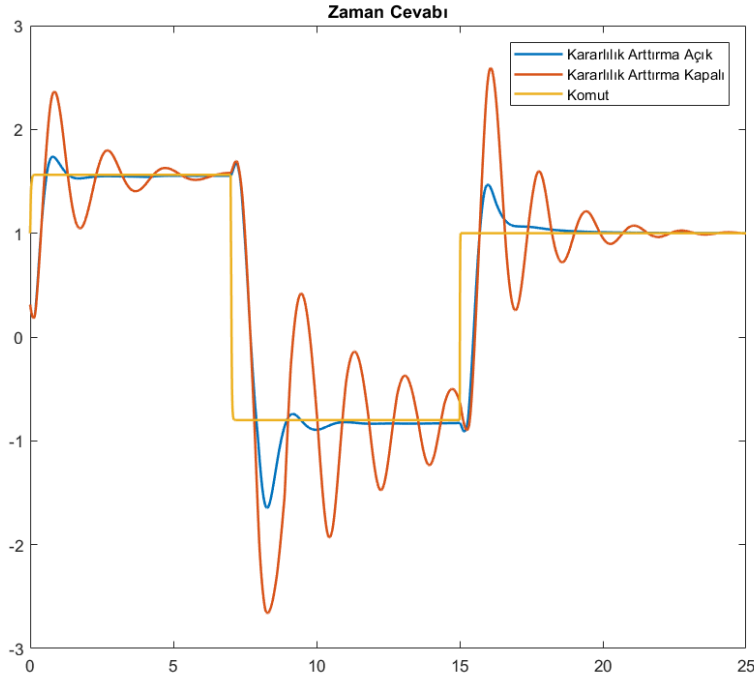
4.2.2 Klasik KKAS Yapısı

Klasik kararlılık ve kontrol artırma sistemi yapısı parametrik olarak Şekil 4.12'de verilmiştir. Bu şemada optimize edilecek parametreler PI kontrolör katsayıları olan K_p , K_i ve iç döngü kararlılık artırma sisteminin parametreleri olan K_q ve K_{aoa} 'dır.



Şekil 4.12 : Klasik KKAS ile kontrol – Uçuş kontrol bilgisayarı.

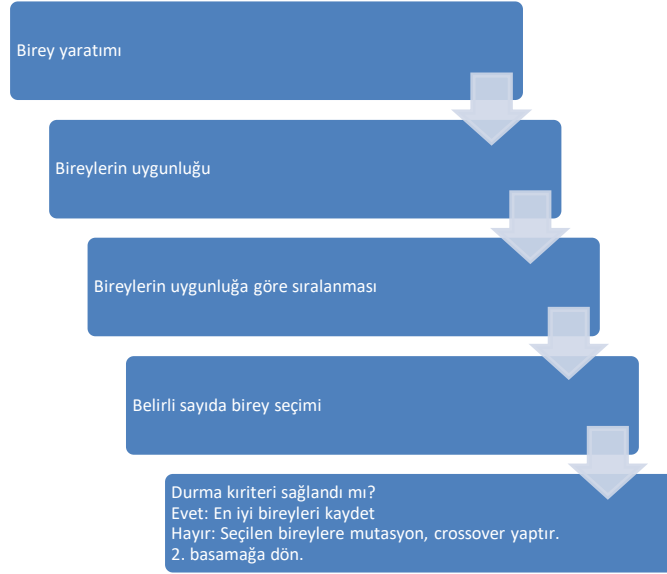
Klasik kararlılık arttırma sisteminin temel görevi kısa periyot karakteristiğinin iyileştirilmesidir. Örnek olarak ileriki bölümde tasarlanacak olan kararlılık arttırma sisteminin g-komutu takibi üzerinde etkisi Şekil 4.13’te verilmiştir.



Şekil 4.13 : Kararlılık arttırma sistemi etkisi.

4.2.3 Genetik Algoritma

Genetik algoritma temel mantık olarak optimize edilecek parametre için farklı ve çok sayıda örnek alarak iyileri çiftleştirmek, kötülere mutasyon gerçekleştirerek iyiye yaklaşmayı hedefler. Düzgün seçilmiş mutasyon oranı ile birlikte yakınsama oranı yüksek bir algoritmadır (Jun He, 1999). Algoritma akış diyagramı Şekil 4.14’te verilmiştir.



Şekil 4.14 : Genetik algoritma akış diyagramı.

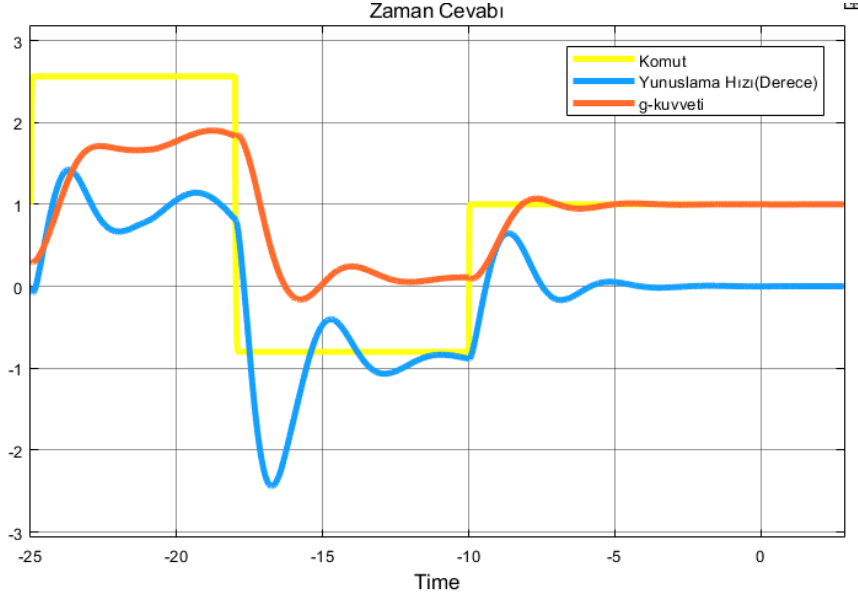
4.2.3.1 C* Kontrol Yapısı

Genetik algoritmanın uçuş kontrol algoritmasında belirtilen istenilen sayıda parametreyi optimize edebilmektedir. Aşağıda şekilde klasik pull-up manevrası gösterimdir. Bu manevrada pilot stick'e 35 libre kuvvet uygulamaktadır ve bu kuvvet 2.56 g uçuş değerlendirmektedir. Genetik algoritma ile gerçekleştirilen parametrik optimizasyon sonucu Çizelge 4.4'te verilmiştir.

Çizelge 4.4 : Genetik algoritma C* sonucu.

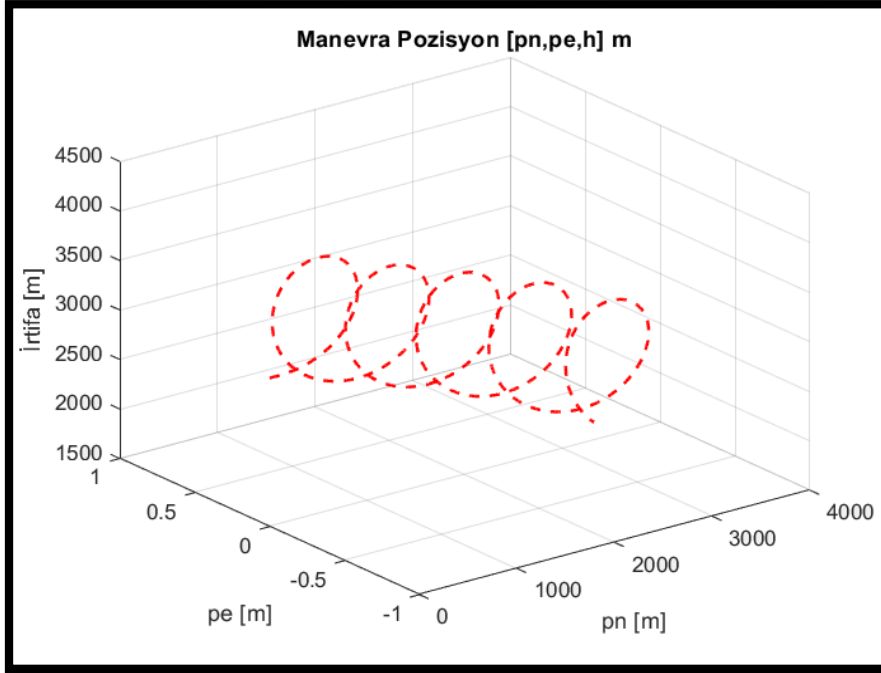
Parametre	Değer
Birey Sayısı	60
Crossover oranı	0.7
Mutasyon oranı	0.3
C_p [0 -2]	0.7115
C_i [0 -2]	2
C_aoa [0 -2]	0.02486
Amaç Değeri	0.47689
Çalışma Süresi	436.22 s

Doğrusal olmayan sistememe verilen kokpit algılayıcı ile verilen yunuslama komutu karşısında sistemin “g” zaman cevabı Şekil 4.15'te verilmiştir.



Şekil 4.15 : Genetik algoritma C* zaman cevabı

Kontrol sisteminin dayanımının test edilmesi için dış-dönüş manevrası yaptırılmıştır. Manevra çıktısı uçuş yörüngesi Şekil 4.16'da verilmiştir.



Şekil 4.16 : Dış-dönüş manevrası uçuş yörüngesi.

Genetik algoritma durma isteri sağlandıktan sonra yerel arama metodu kullanılabilir. Bu tekniğe hibrit arama denir ve seçilen algoritma parametrelerine göre normal aramalara göre daha iyi/hızlı yakınsar.

→ Teknik olarak C* yapısının manipülasyonu geribesleme katsayılarının değiştirilmesi ile yapılabilir. Bu esneklik tasarımcıya kalmıştır. Oranlar değişikçe istenilen komutlar göreceli olarak ağırlıklandırılacaktır. Bu duruma örnek tasarım parametreleri Çizelge 4.5’te verilmiştir.

Çizelge 4.5 : Modifiye C* kontrol yapısı sonucu.

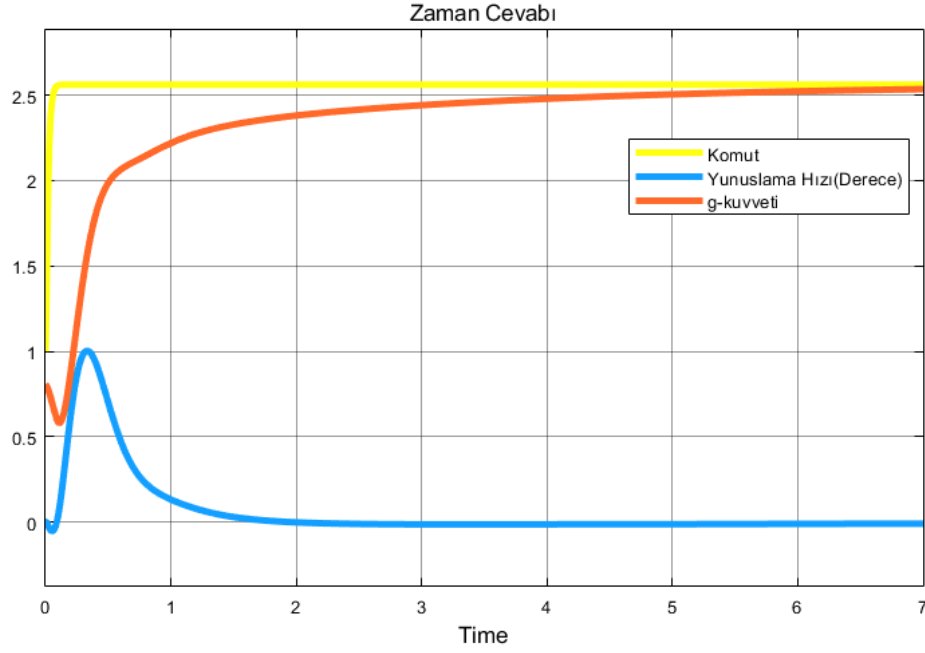
Parametre	Değer
Birey Sayısı	50
Crossover oranı	0.7
Mutasyon oranı	0.3
C*_q_GeribeslemeKatsayısı	0.20215
C*_Nz_GeribeslemeKatsayısı	2.5848
C_p	3.4975
C_i	1.261
C_aoa	0
Amaç Değeri	0.3049
Çalışma Süresi	301.286 s

4.2.3.2 Klasik KKAS Yapısı

Klasik KKAS yapısı optimizasyonu sonucu Çizelge 4.6’da ve zaman cevabı Şekil 4.17’de verilmiştir.

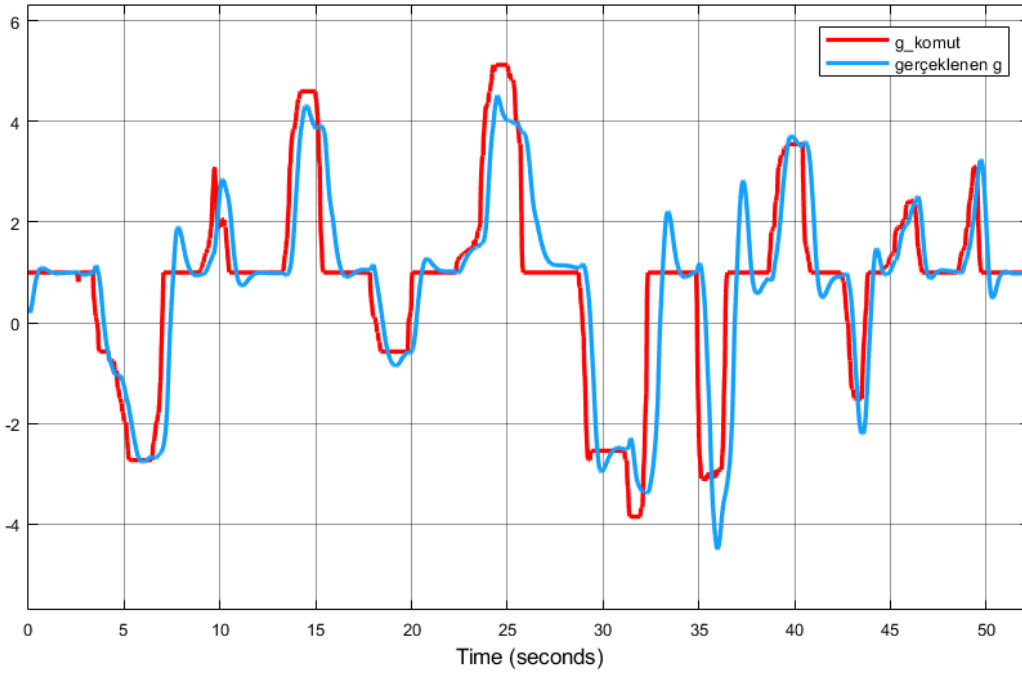
Çizelge 4.6 : Genetik algoritma KKAS sonucu.

Parametre	Değer
Birey Sayısı	100
Crossover oranı	0.7
Mutasyon oranı	0.3
K_q	0.3377
K_aoa	0
K_p	9.0853
K_i	7.4720
Amaç Değeri [7s, 1.56g komut]	0.097
Çalışma Süresi	740.8 s



Şekil 4.17 : Genetik algoritma modifiye C* zaman cevabı.

Manevra seti ile elde edilen zaman cevabı Şekil 4.18’de verilmiştir.

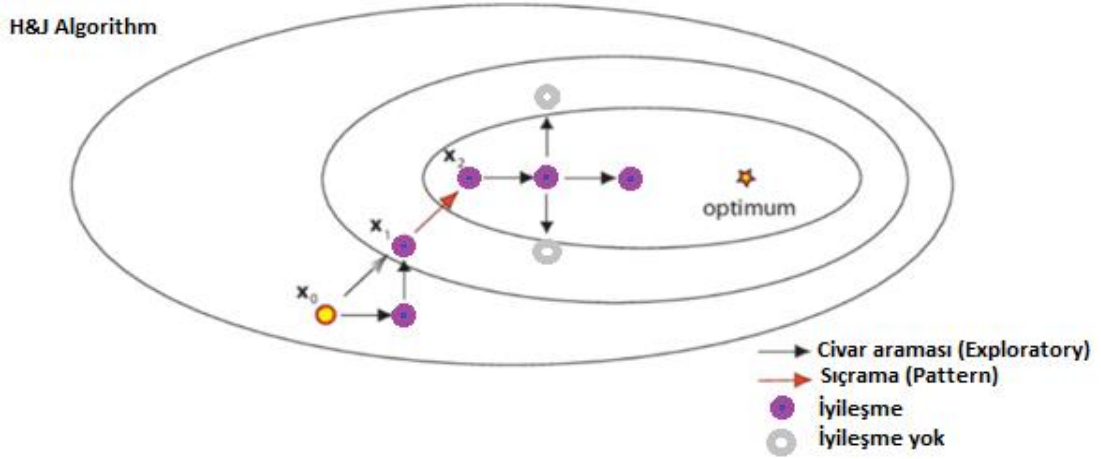


Şekil 4.18 : Genetik algoritma KKAS sonucu.

4.2.4 Hooke & Jeeves Algoritması

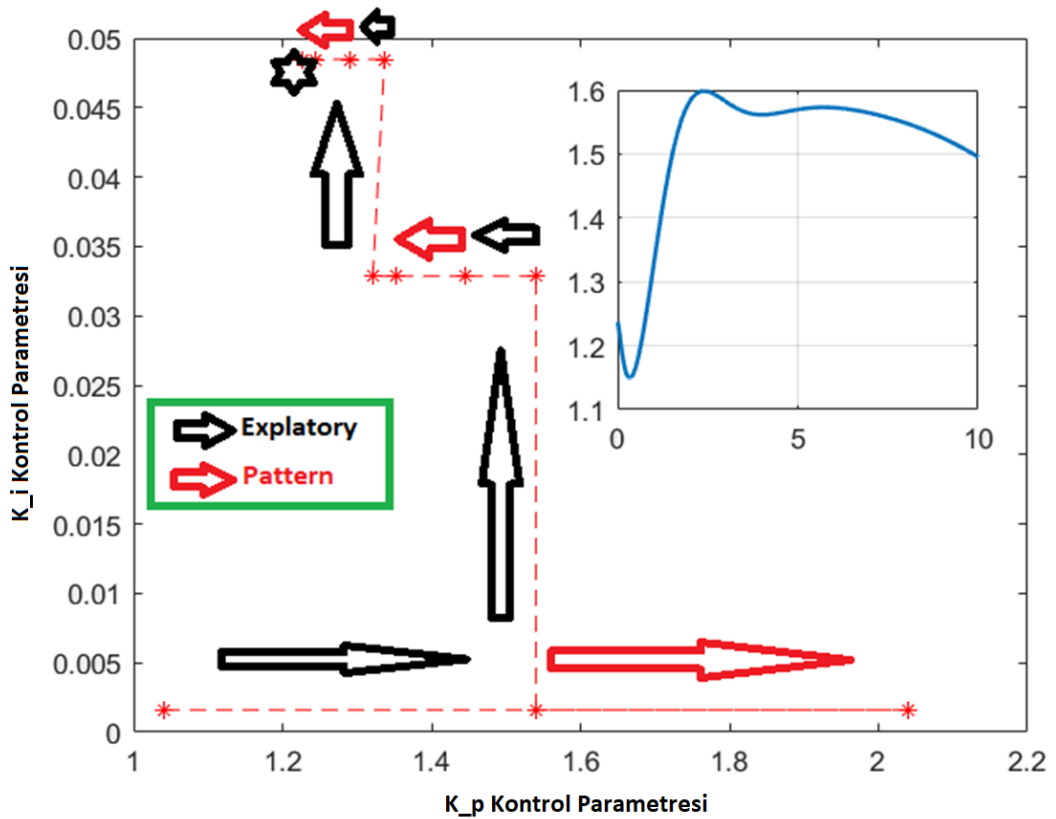
Hooke & Jeeves algoritması isminden anlaşılacağı gibi atlama gerçekleştirerek civar araması yapar. Algoritma 2 aşamalı arama şeklinde basit bir mantıkla çalışmaktadır. Birinci adım civar araması (exploratory) olup nokta etrafında h adım

uzaklığında tüm yönlerde arama yapılır, 2. Adım pattern hareketi olup iyi sonuç veren yönün doğrultusunda sıçrama yapar. Eğer civar aramasında iyi sonuç bulunamazsa adım uzaklığı yarıya indirilir. Algoritmanın çalışma mantığının anlaşılması için algoritmasının görselleştirilmiş hali Şekil 4.19’da verilmiştir.



Şekil 4.19 : Hooke & Jeeves arama adımları.

Hookejeeves algoritmasının çalışma mantığını ve kalıp hareketleri gösteren görsel Şekil 4.20’de verilmiştir.



Şekil 4.20 : Hooje & Jeeves arama yakınsaması.

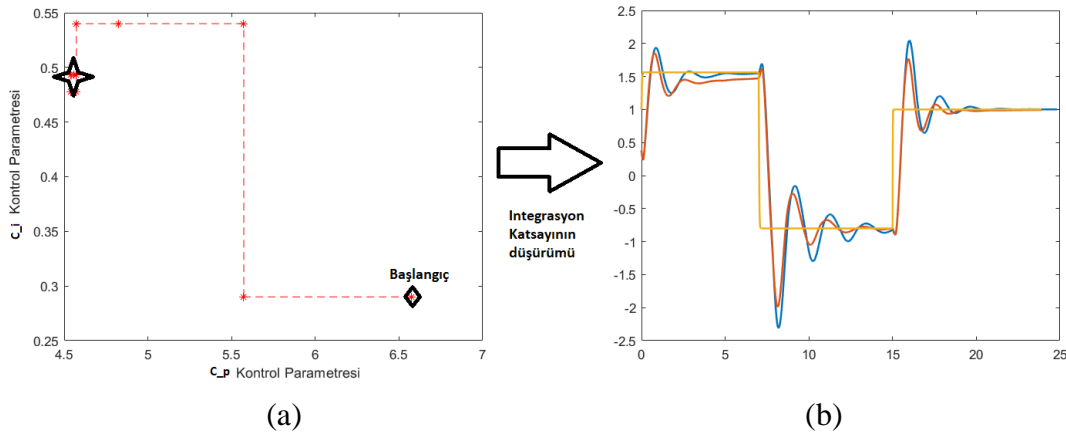
4.2.4.1 C* Kontrol Yapısı

HookeJeeves yerel arama algoritması ileriki bölümlerde yer verilecek olan SQP algoritması ile bulunan kontrolör değerleri üzerine, 2 kere arama gerçekleştirilecektir. Öncelikle optimize edilecek parametreler dış döngüde bulunan kontrol artırma sistemindeki C* geribesleme katsayılarından C_q ve C_aoa daha sonra iç döngüde bulunan kararlılık artırma sistemi parametreleri olan C_p ve C_i olacak şekilde seçilirse HJ algoritma sonucu aşağıda verilmiştir. Yüksek iterasyon sonucu ile daha iyi yakınlama mümkün olmakla birlikte bu çalışmada 30 iterasyon ile çalıştırılmış ve elde edilen değerler Çizelge 4.7’de verilmiştir.

Çizelge 4.7 : Hooke & Jeeves C* sonucu.

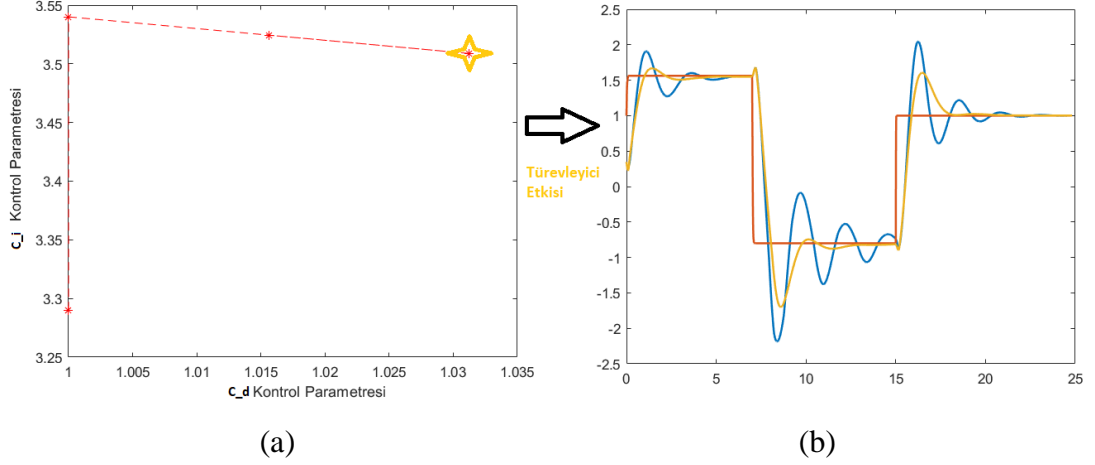
Parametre	CStar_q	CStar_AoA	CStar_Nz	C_p	C_i
Başlangıç	0.059	0	2.309	6.572	1.29
1. Arama	0.056	0.002	“	“	“
2. Arama	“	“	“	4.573	0.493

Arama algoritmasının yakınsaması ve g-takibi zaman cevabı Şekil 4.21’de verilmiştir.



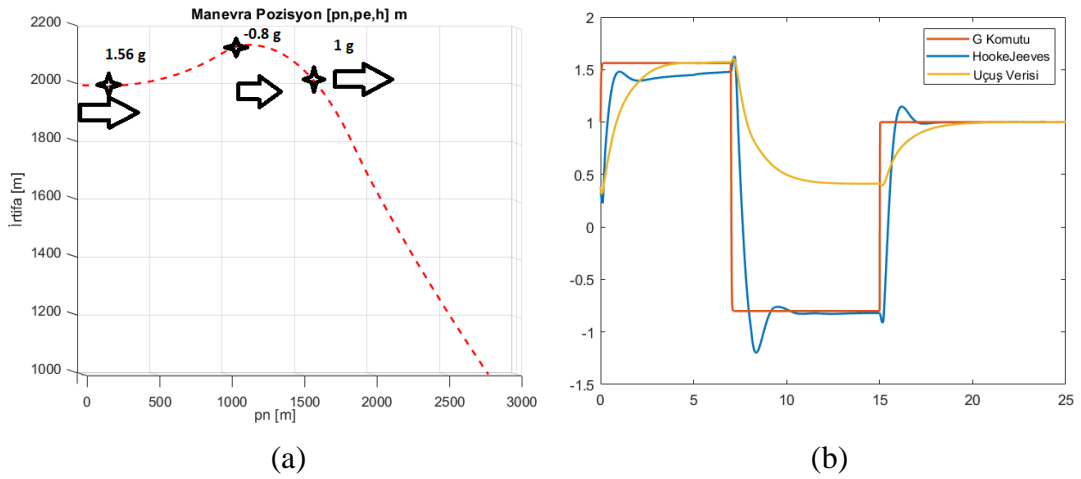
Şekil 4.21 : Hooke & Jeeves: (a) Yakınsama. (b) C* zaman cevabı.

Zaman cevabındaki salınım, integrasyon katsayısı azaltılarak azaltılmıştır. Ayrıca ek olarak türevleyici katsayı eklenebilir. Bu senaryoda algoritmanın çalışması ve zaman cevabı Şekil 4.22’de verilmiştir. C_d parametresi türevleyici yolun katsayısıdır.



Şekil 4.22 : Hooke & Jeeves: (a) Türevleyici eleman araması. (b) C* türevleyici eleman ile zaman cevabı.

HookeJeeves yerel arama algoritması yaklaşık noktadan başlayarak başarılı bir şekilde sonuçlanmaktadır. Özellikle global optimum noktasını hızlı bulan algoritalardan sonra çalıştırılan hooke-jeeves, sequential quadratic programming gibi yerel arama algoritmalarının verimli çalıştığı bilinmektedir. Hookejeeves algoritması ile tasarlanan kontrol sisteminin denenmesi için yapılan manevra ve F16'nın gerçek cevabı ile kıyaslanması Şekil 4.23'te verilmiştir.



Şekil 4.23 : Hooke & Jeeves C* kontrol yapısı: (a) Manevra yörüngesi. (b) Zaman cevabı.

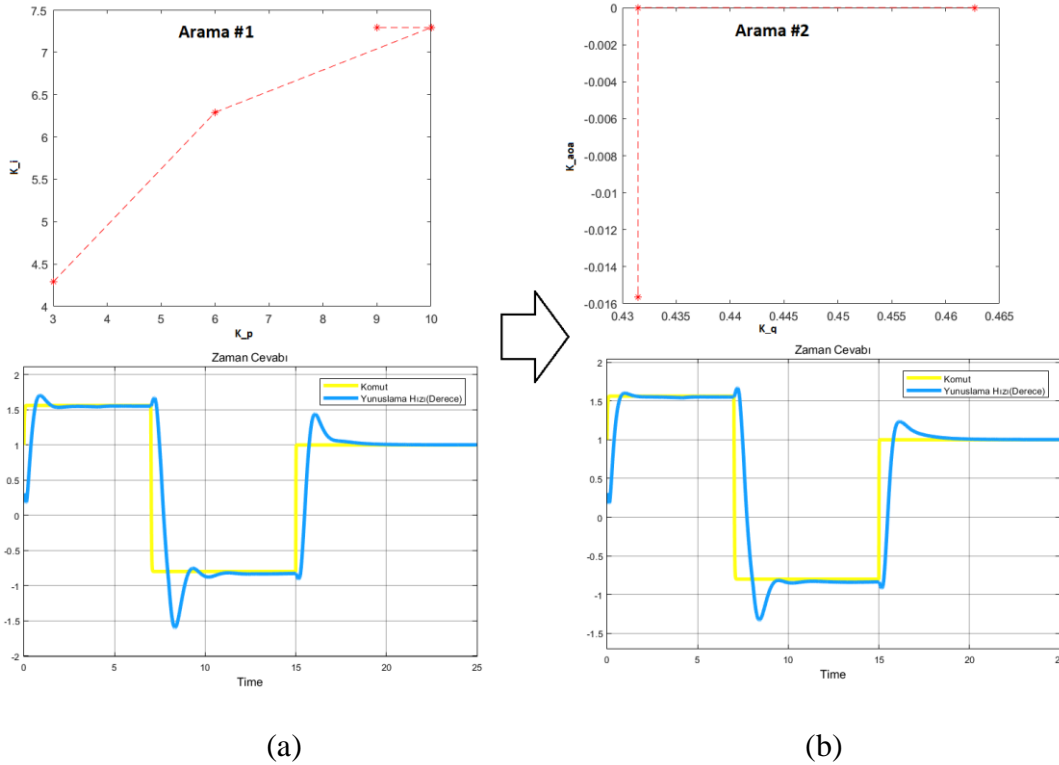
4.2.4.2 Klasik KKAS Kontrol Yapısı

Klasik KKAS kontrol yapısında önce PI kontrolör daha sonra kararlılık artırma sistemi katsayıları optimize edilmiştir. Çizelge 4.8'de elde edilen değerler verilmiştir.

Çizelge 4.8 : Hooke & Jeeves KKAS sonucu.

Parametre	C _q	C _{AoA}	C _p	C _i	Çalışma Süresi	Amaç Değeri
Başlangıç	0.3	0	1.3	0	-	-
1. Arama	“	“	7.29	8	201.6 s	0.099
2. Arama	0.431	-0.015	“	“	437.1 s	0.093

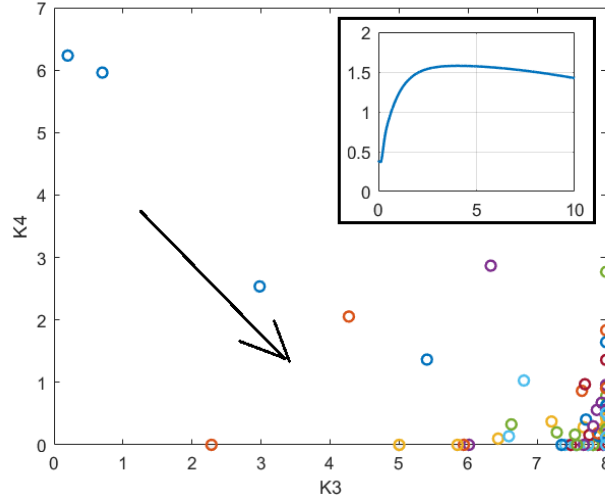
Algoritma kararlılık artırma sisteminin otoritesini artırarak sisteme sönüm kazandırmıştır. Arama yönelimi ve zaman cevabı Şekil 4.24’te verilmiştir.



Şekil 4.24 : Hooke & Jeeves KKAS araması ve zaman cevabı: (a) Arama 1. (b) Arama 2.

4.2.5 Big Bang Big Crunch Algoritması

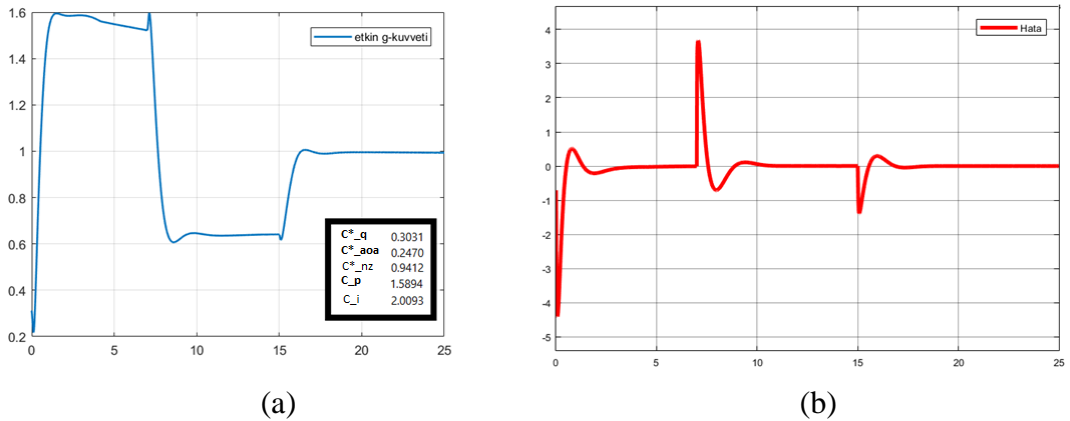
BB-BC algoritması İTÜ bünyesinde geliştirilen bir algoritmadır. Algoritma arama noktası etrafında yayılmış rastgele örnekler elde eder. Bu örneklerin amaç fonksiyonu doğrultusunda ağırlık merkezi alınır (Erol & Eksin, 2005). Ağırlık merkezi ile optimuma yaklaşmış olur, optimum nokta elde edilene kadar iterasyon tekrar edilir. Algoritma parametrik çalışıp girilen K değeri kadar parametreyi optimize eder. Merkez etrafında yaptığı patlama ile yerel minimuma takılmaması avantajdır. Merkez kaymasına örnek Şekil 4.25’te merkezin iterasyonlar ile sol üstten sağ alta kaydığı görülmektedir.



Şekil 4.25 : Big Bang Big Crunch araması.

4.2.5.1 Modifiye C* Kontrol Yapısı

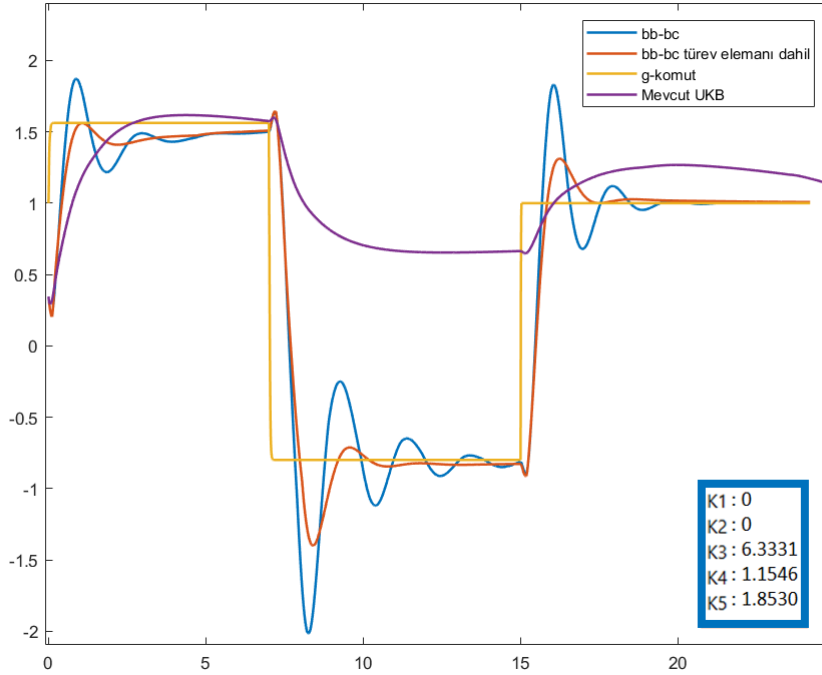
Modifiye C* yapısı kullanılarak komut entegrasyonu yapılacaktır. Sistem düşük hızlarda yunuslama hızı, 250 knottan yüksek hızlarda g-kuvveti ile sürülmeye başlar. Büyük patlama-büyük çöküş algoritması ile buldurulan örnek düşük salınlı yapı parametreleri Şekil verilmiştir. C* parametreleri kontrol artırma sisteminde bulunan geribesleme yollarına ait parametreler olup ek olarak C* kontrol yasasına ek olarak hücum açısı geribeslemesi içermektedir. C katsayıları ise kontrolcünün orantısal ve integrasyon katsayılarıdır. Optimize edilen kontrol parametrelerinin zaman cevabı ve hata sinyali Şekil 4.26'da verilmiştir.



Şekil 4.26 : BB-BC modifiye C* yapısı: (a) Zaman cevabı. (b) Hata sinyali.

Temel-g takibi için kontrol artırma sistemi geribeslemesi g-kuvveti olarak ayarlanacak ve diğer geribesleme yolları tıkanacak olursa, büyük patlama-büyük çöküş algoritması temel g-takibi amacı ile optimize edilen kontrol sistemi kontrol

parametreleri 173 saniyede bulunmaktadır. Elde edilen sonuç Şekil 4.27’de verilmiştir. Salınımlı karakteristik gözlemlendiği yerde faz ilerlemesi sağlanmalıdır. Bunun için optimizasyona dahil tutulmayan örnek türevleyici elemanı olarak 1 eklenerek karşılaştırmaya dahil edilmiştir. Elde edilen sönümlü karakteristik karşılaştırılması amacı ile Şekil 4.27’de verilmiştir.



Şekil 4.27 : BB-BC C*, türevleyici eleman ile zaman cevabı karşılaştırması.

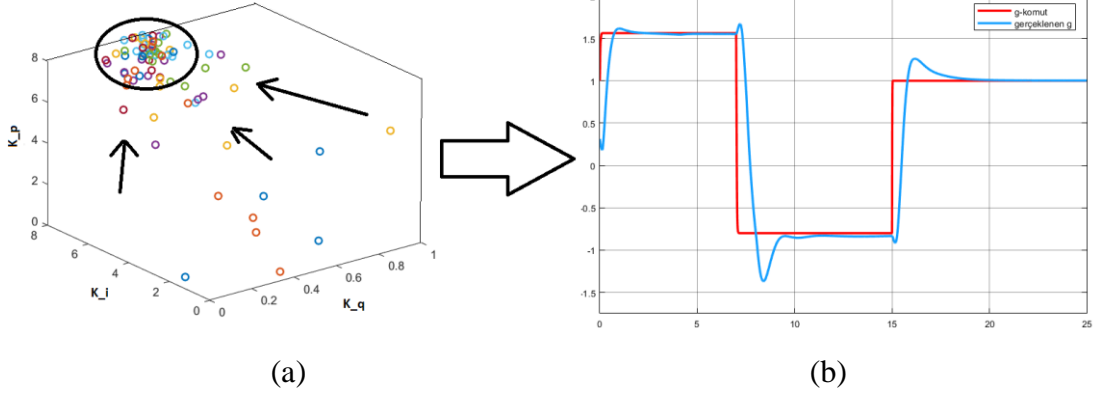
4.2.5.2 Klasik KKAS Yapısı

Algoritma klasik KKAS yapısı optimizasyonu için 20 iterasyon 5 birey sayısı ile çalıştırıldığında elde edilen parametrelerimiz Çizelge 4.9’da verilmiştir. K_q ve K_{aoa} kararlılık artırma sistemi katsayıları olup, K_p ve K_i kontrol artırma sistemi kontrolör orantısal ve integrasyon katsayılarıdır.

Çizelge 4.9 : BB-BC KKAS sonucu

Parametre	K_q	K_{aoa}	K_p	K_i	Çalışma Süresi	Amaç Değeri
Değer	0.4415	0	8	7.65	501.3 s	0.093

Klasik kontrol ve kararlılı karttırma sistemi tasarımı ile elde edilen zaman cevabı Şekil 4.28’de verilmiştir.



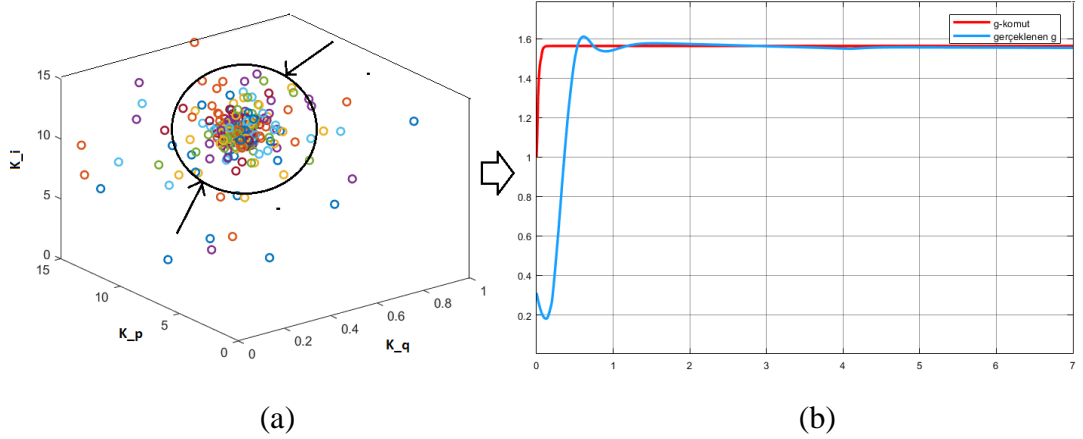
Şekil 4.28 : BB-BC KKAS arama 1: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.

Şekilde görüleceği üzere kontrol parametreleri arama sınırında çıkmıştır. Arama sınırı genişletilerek birey sayısı 10, iterasyon 30'a çıkarılırsa yeni sonuçlar Çizelge 4.10'da verilmiştir.

Çizelge 4.10 : Yüksek iterasyon arama sonucu

Parametre	K_q	K_{aoa}	K_p	K_i	Çalışma Süresi	Amaç Değeri
Değer	0.5832	0	11.55	9.17	2700 s	0.083

Elde edilen sonuçlar ile zaman cevabı Şekil 4.29'da verilmiştir.

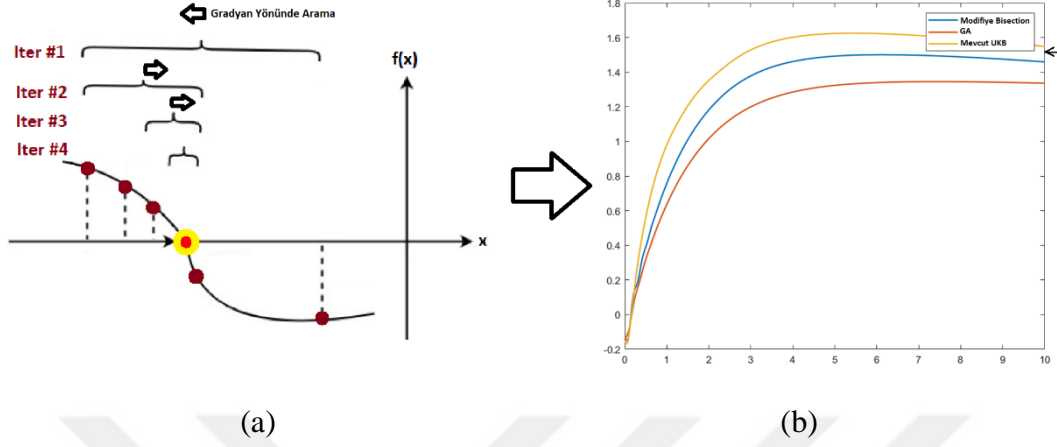


Şekil 4.29 : BB-BC KKAS arama 2: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.

4.2.6 Gradyan Temelli Eşit Bölmeli Arama

Gradyan temelli eşit bölmeli arama algoritması bisection algoritmasının modifiye edilmesi ile elde edilmiştir. Bu method özellikle ekstra eklendiği zaman ve ya mevcut katsayıda iyileştirme yapılması için tasarlanmış olup tek katsayıda hızlı iyileştirme yapmaktadır (Wood, 1989). Algoritma üst limit ve alt limitin ortasını alır ve eşit bölmeli aramadan farklı olarak ortasında gradyan yönünde arama bölgesini yeniler.

Bu şekilde hızlı bir şekilde yaklaşmayı sağlar. Algoritmanın işleyişi ve genetik algoritmanın sonucunu ilk değer olarak alındığı zaman uçuş kontrol bilgisayarındaki performans iyileşmesi Şekil 4.30’da gösterilmiştir.



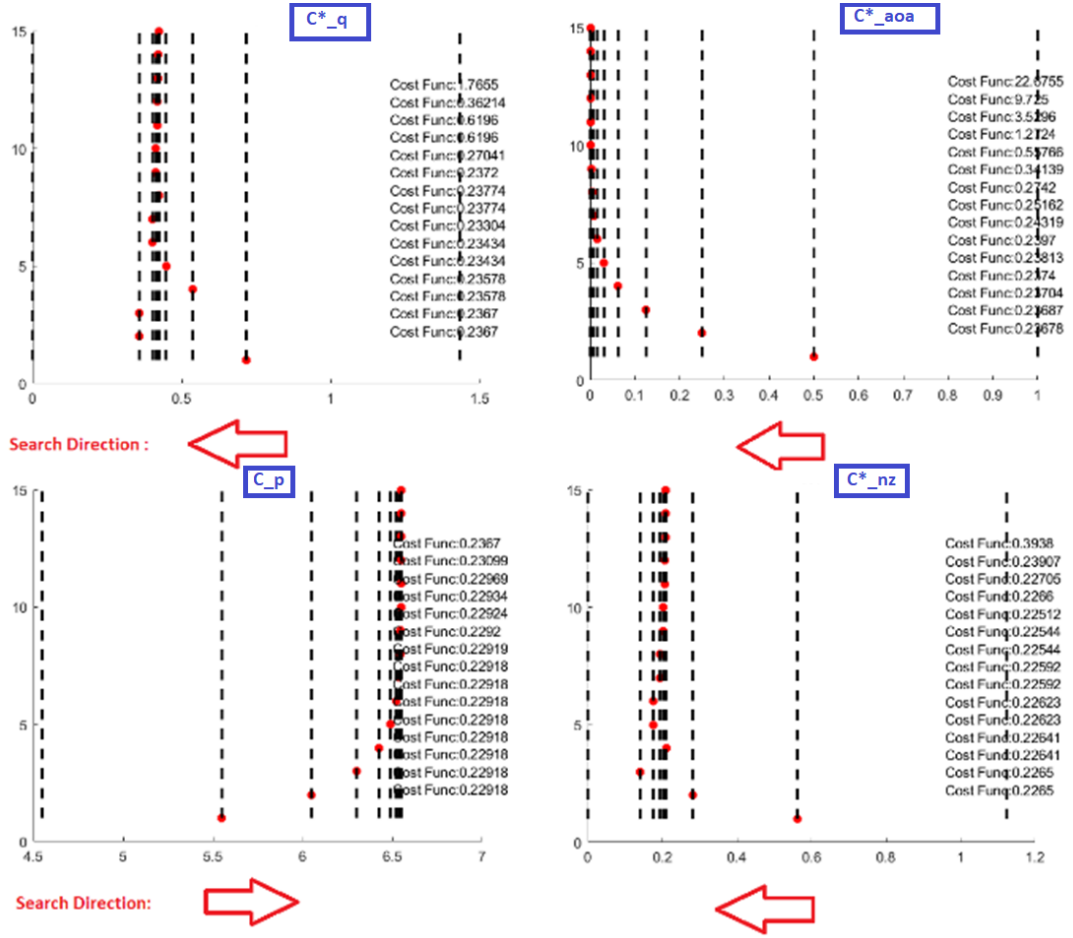
Şekil 4.30 : Gradyan temelli bisection: (a) Aralık gösterimi. (b) Yakınsama gösterimi.

Katsayı araması 4 parametre üzerinden gerçekleşmiştir. Adım aralığı denklem 4.12’de verilmiştir.

$$\text{Adım Aralığı} = 10 * (\text{iterasyon sayısı})^2 \quad (4.12)$$

4.2.6.1 Modifiye C* Kontrol Yapısı

Parametrelerin modifiye edilmiş eşit bölmeli arama algoritması ile en iyilenmesi sonucu Şekil 4.31’de verilmiştir.



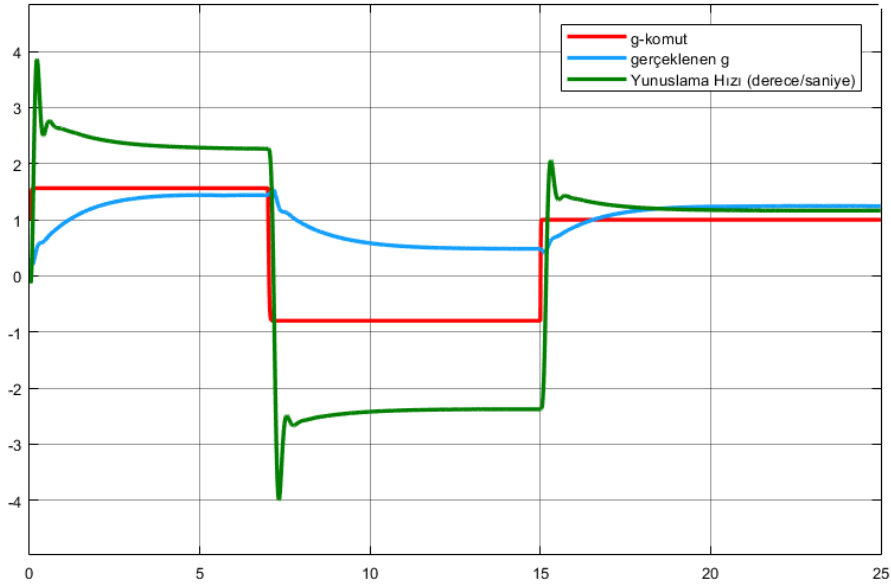
Şekil 4.31 : GTBS Modifiye C* yakınsama.

Optimizasyon sonuçları Çizelge 4.11’de verilmiştir.

Çizelge 4.11 : GTBS Modifiye C* sonucu.

Parametre	Değer
Komut (0 – 7 saniye)	35 Libre
Komut (7– 15 saniye)	-40 Libre
Komut (15– 25 saniye)	0 Libre
İterasyon	15
C*_q [Başlangıç >> Sonuç]	1.0596 >> 0.4327
C*_aoa [Başlangıç >> Sonuç]	1 >> 0
C*_nz [Başlangıç >> Sonuç]	0 >> 0.124
C*_p [Başlangıç >> Sonuç]	4.5516 >> 5.5497
C*_i [Dahil Değil]	0

Çizelge 4.11’de belirtilen giriş değerleri ve C* kontrol yapısı ile g-kuvveti ve yunuslama hızı zaman cevabı Şekil 4.32’de verilmiştir.



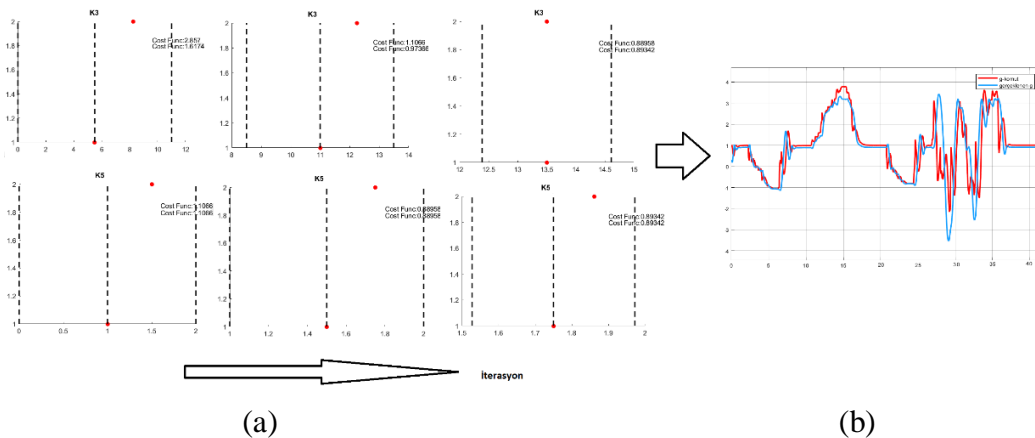
Şekil 4.32 : Genetik algoritma C* zaman cevabı

Doğrudan g-kuvveti takibi için C*_q ve C*_aoa parametreleri 0 tutularak C*_nz parametresi 1 yapılacak olursa, C_p ve C_i parametrelerini araması için 5 iterasyon boyunca ardı sıra çalışır ve birbirlerinin üstüne aratılarak elde edilen değerler Çizelge 4.12'de verilmiştir.

Çizelge 4.12 : GTBS g-takibi sonucu.

Parametre	Değer
C_p [Başlangıç >> Sonuç]	1 >> 12.25
C_i [Başlangıç >> Sonuç]	0 >> 2.93
Çalışma Süresi	263.71 s

Elde edilen değerler ile model simüle edilip, joystick vasıtası ile uçuş gerçekleştirildiğinde elde edilen zaman cevabı ve algoritmanın yakınsaması Şekil 4.33'te gösterilmiştir.



Şekil 4.33 : GTBS: (a) Yakınsaması. (b) Zaman cevabı.

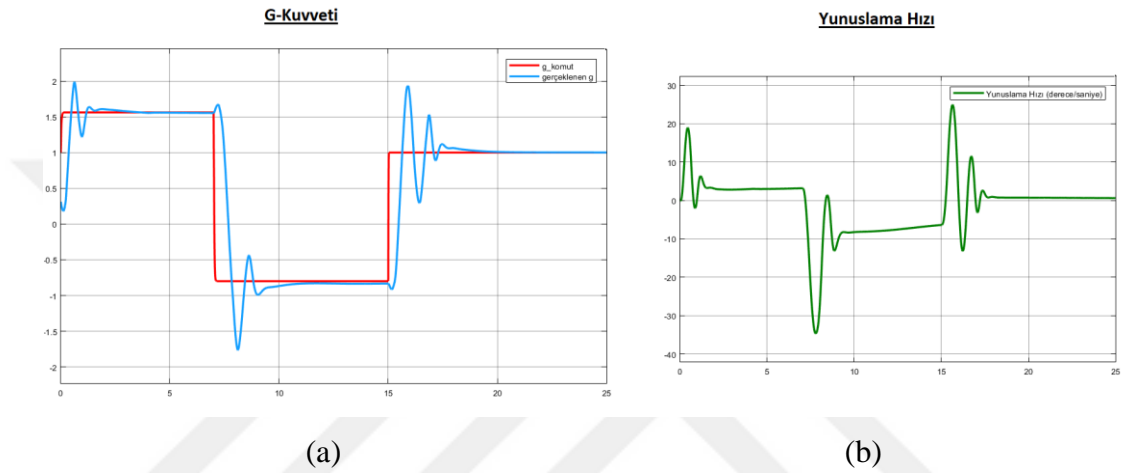
4.2.6.2 Klasik KKAS Yapısı

30 iterasyon boyunca iteratif aratılan K_q , K_{aoa} , K_p ve K_i değerleri sonucu Çizelge 4.13'te verilmiştir.

Çizelge 4.13 : GTBS KKAS sonucu.

Parametre	K_q	K_{aoa}	K_p	K_i	Amaç Değeri	Çalışma Süresi (iterasyon)
Değer	0.962	0.035	14.64	15	0.124	29.3 s

Elde edilen kontrol parametreleri ile sistemin zaman cevabı Şekil 4.34'te verilmiştir.

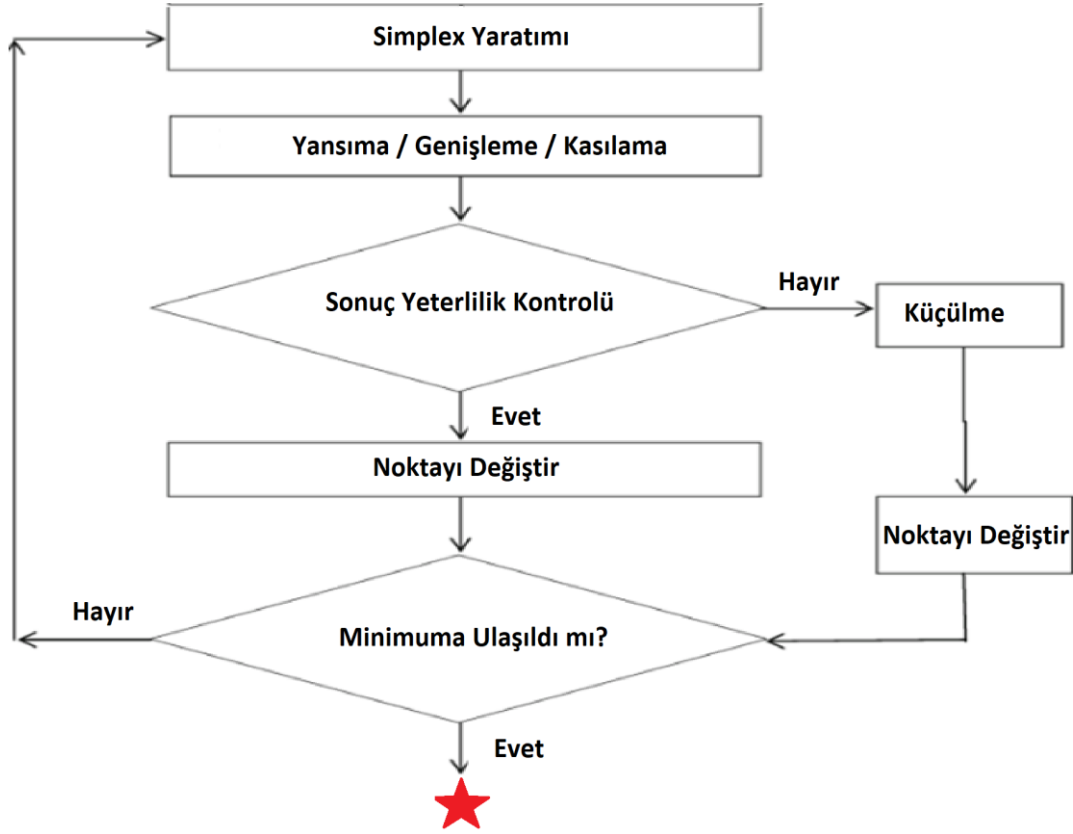


Şekil 4.34 : GTBS KKAS araması zaman cevabı: (a) G-kuvveti. (b) Yunuslama hızı.

G-kuvveti takibi her ne kadar yeterli dursada salınım fazla olduğundan diğer metotlar kadar tatmin edici değildir.

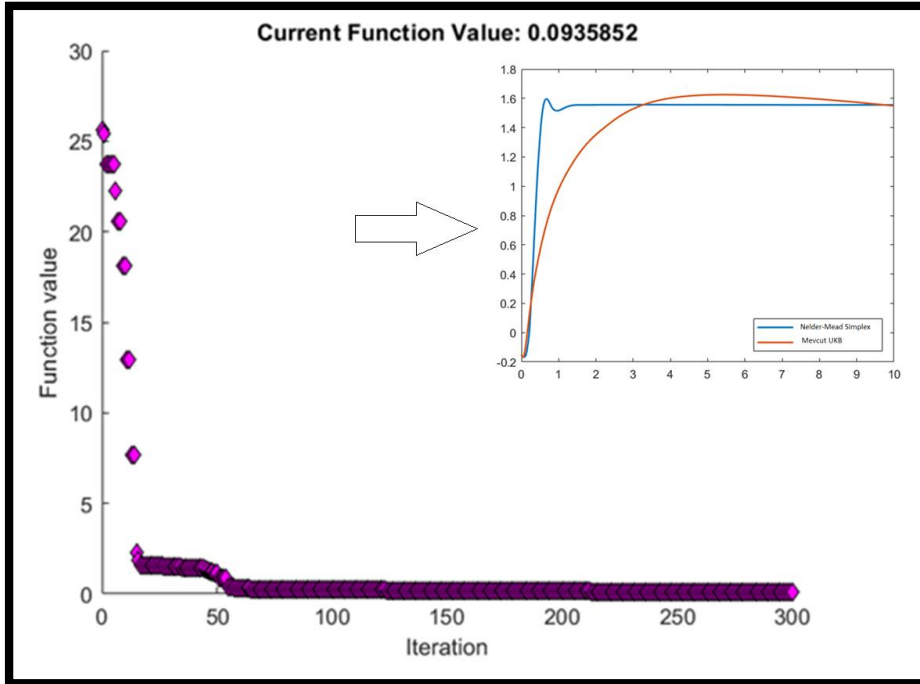
4.2.7 Nelder Mead Simplex Arama Algoritması

Nelder mead simplex arama metodu başarılı olarak değerlendirilen kısıtsız optimizasyon metodudur. Yansıma (reflection), büyüme (expansion), daralma (contraction), ve küçülme (shrink) gibi taslak hareketleri ile civar araması yapar. Algoritmasını akış şeması ile ifadesi Şekil 4.35'te verilmiştir.



Şekil 4.35 : Nelder-Mead Simplex algoritma akış şeması.

Algoritma içerdiği kalıp hareketlerle çok hızlı yakınsamaktadır. Algoritmanın işleyişi uçağa verilen 1.556g komut takibi üzerinden Şekil 4.36’da gösterilmiştir.



Şekil 4.36 : NMS yakınsama.

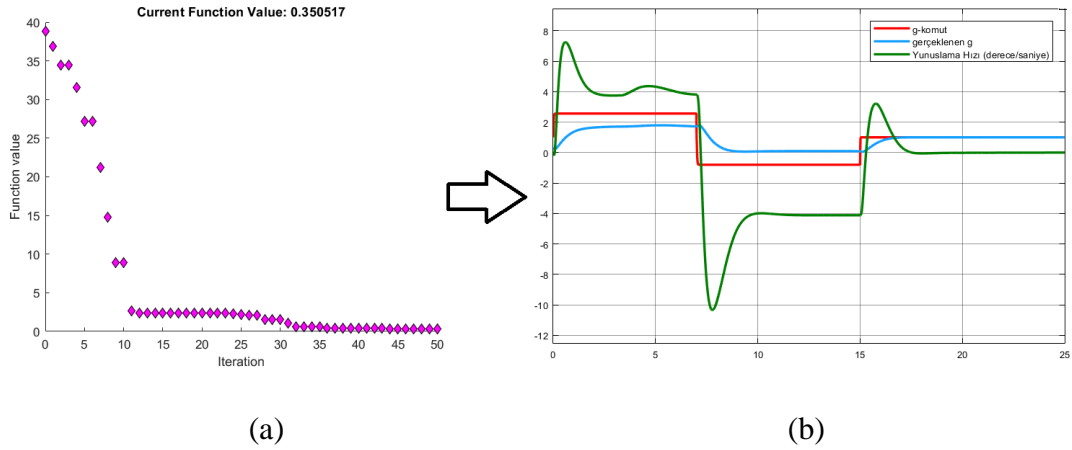
4.2.7.1 C* Yapısı

Önceki bölümlerde belirtilen C* kontrol yapısına göre Nelder-Mead Simplex arama metodu ile gerçekleştirilen optimizasyon sonucu Çizelge 4.14'te verilmiştir.

Çizelge 4.14 : NMS C* sonucu.

Parametre	C_q	C_aoa	C_p	C_i
Değer	-0.065	-0.026	2.31	2.83

Nelder-Mead Simplex metodu kısıtsız optimizasyon metodudur. Bu sebeple parametrelerin kısıtı olan alt ve üst limit ataması gerçekleşmediğinden iç döngüdeki kararlılık artırma sistemi parametreleri negatif çıkmıştır. Elde edilen parametreler ile zaman cevabımız, algoritmanın çözüme yakınsaması ile birlikte Şekil 4.37'de verilmiştir.



Şekil 4.37 : NMS C* kontrol yapısı: (a) Yakınsaması. (b) Zaman cevabı.

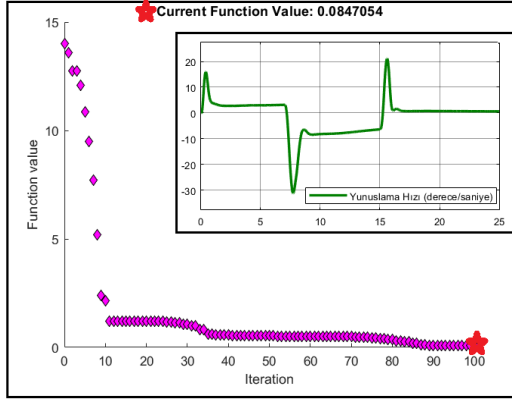
4.2.7.2 Klasik KKAS Yapısı

Maksimum iterasyon sayısı arttırılırsa ve durma kriteri sağlanmamışsa sonuçta iyileşme görülecektir. Maksimum iterasyon sayısı 100'e çıkartıldığı zaman klasik KKAS kontrol sistemi yapısı için optimizasyon parametrelerinin sonuçları Çizelge 4.15'te verilmiştir. Program her iterasyon için yaklaşık olarak 12.6 saniyeye ihtiyaç duymaktadır.

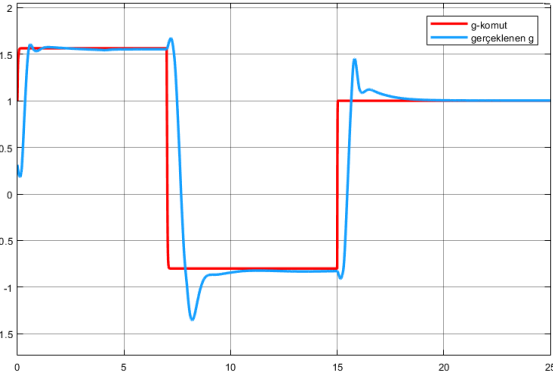
Çizelge 4.15 : NMS KKAS sonucu.

Parametre	K_q	K_aoa	K_p	K_i
Değer	0.6397	0.2004	11.2255	13.1062

Algoritmanın yakınsaması ve kontrol sistemi zaman cevapları Şekil 4.38'de verilmiştir.



(a)



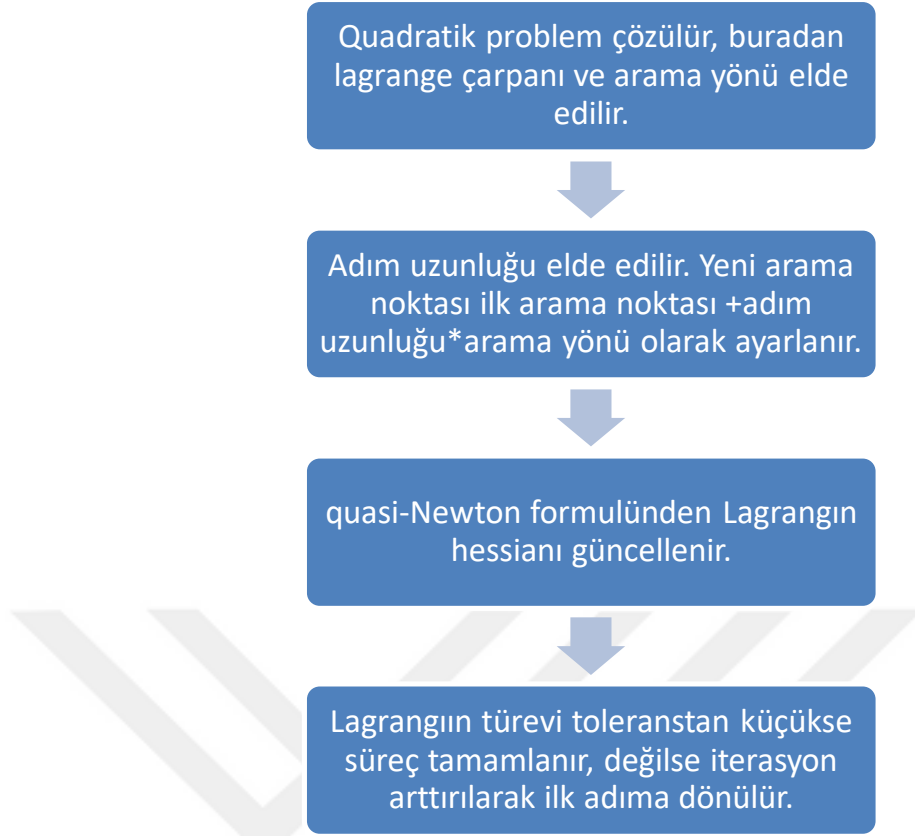
(b)

Şekil 4.38 : NMS KKAS yapısı: (a) Yakınsaması ve yunuslama hızı. (b) Zaman cevabı.

Sonuçlar gayet makul gözükse de bu metot kısıtlı optimizasyon olmadığı için kazançlarımızı negatif bulabilmektedir. Buda pozitif geribeslemeye dolayısı ile bazı koşullarda kararsızlığa sebep olacaktır. Bu sebeple kısıtsız optimizasyonda çözümler her zaman kontrol edilmeli, yada kısıtlı optimizasyon tekniklerine başvurulmalıdır.

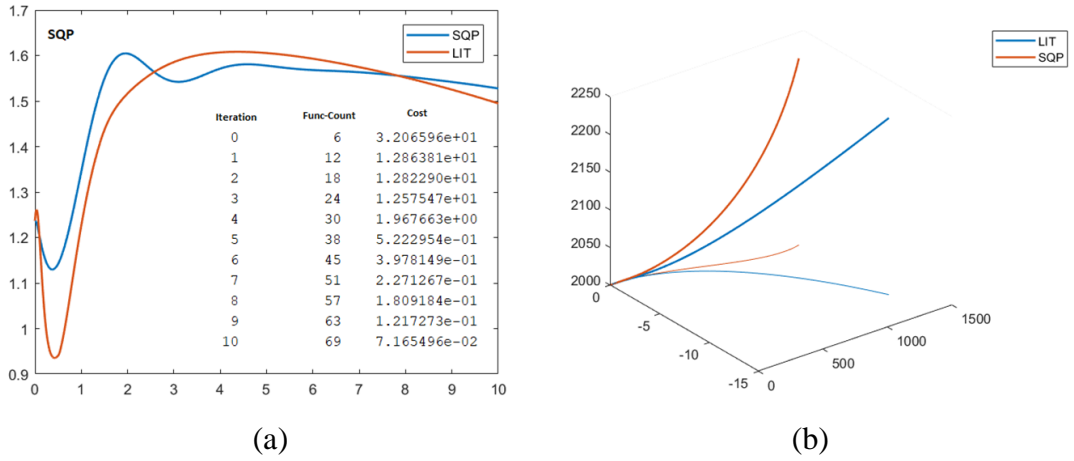
4.2.8 Sequential Quadratic Programming

Sequential Quadratic Programming hızı ve yakınsama oranı ile günümüzde en çok tercih edilen kısıtlı optimizasyon yöntemlerindedir. Matlabın fmincon komutu ile kısıtlandırılmış optimizasyon uygulanabilmektedir. F16 yunuslama eksenini g-kontrolü için uygulanan metot başarılı sonuç vermiştir. Algoritmanın akış şeması Şekil 4.39'da verilmiştir.



Şekil 4.39 : SQP akış şeması.

Yakınsama grafiği ve optimizasyon süresince uçuş yolu Şekil 4.40'ta verilmiştir.



Şekil 4.40 : SQP (a) Yakınsaması. (b) Optimizasyon manevra yörüngesi.

4.2.8.1 C* Kontrol Yapısı

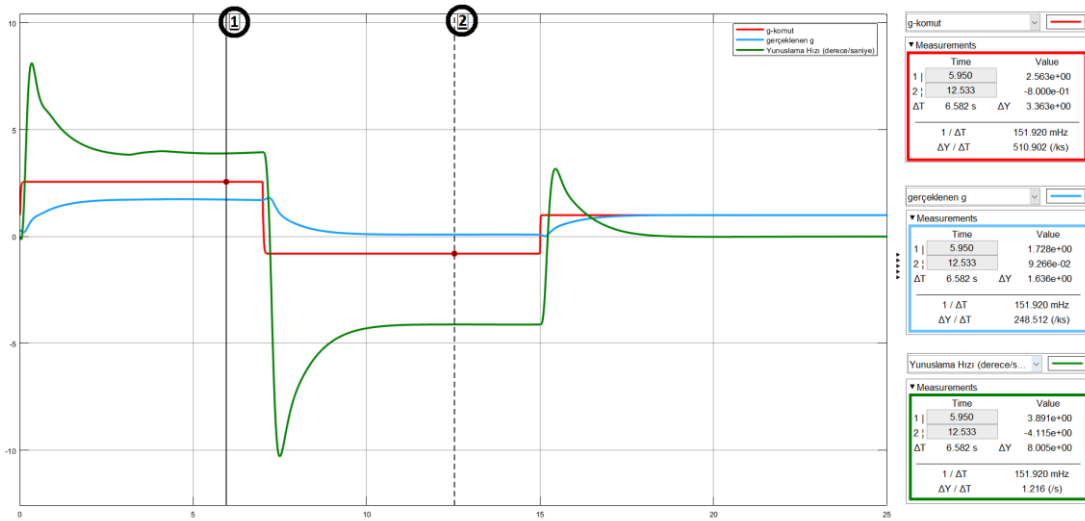
C* yapısına uygun olarak g-kuvveti geribesleme yolu 1, yunuslama hızı (derece) geribesleme yolu 0.217 ile oranlanarak kontrol artırma sistemi oluşturulmuştur. İç döngü kararlılık artırma sistemi katsayısı ve dış döngü kontrolör katsayıları optimize

edilmiştir. Sequential Quadratic Programming arama yöntemi ile 5 iterasyon ile elde edilen parametrelerimiz Çizelge 4.16’da verilmiştir.

Çizelge 4.16 : SQP C* sonucu.

Parametre	Değer
C _q	0 >> 0.2993
C _p	1 >> 4.1484
C _i	0 >> 7.5638
[İterasyon]. Hesaplanan Fonksiyon	Başlangıç >>> 55.86
>> Amaç Değeri	1. 5 >>> 5.549
	2. 13 >> 0.322
	3. 18 >> 0.259
	4. 24 >> 0.16
	5. 29 >> 0.106
	34 >> 0.878

C* kontrol yapısında girişin karşılığının anlaşılması amacı ile zaman cevabından rastgele seçilen 2 nokta Şekil 4.41’de verilmiştir.



Şekil 4.41 : SQP C* zaman cevabı.

Kontrol arttırma sistemi tarafından C* oranları ile dağıtılan kontrol otoritesinin 1. Nokta için analizi denklem 4.13’te verilmiştir.

$$komut_{nokta1} = 2.563, \quad g_{nokta1} = 1.728 (g), \quad q_{nokta1} = 3.891 \left(\frac{derece}{saniye} \right)$$

$$\rightarrow C^* = 0.217q + N_z = 0.217 \times 3.891 + 1.728 = 2.572 \approx komut_{nokta1} \quad (4.13)$$

Nokta 2 için giriş analizi denklem 4.14’te verilmiştir.

$$komut_{nokta2} = -0.8, \quad g_{nokta2} = 0.093 (g), \quad q_{nokta2} = -4.115 \left(\frac{\text{derece}}{\text{saniye}} \right)$$

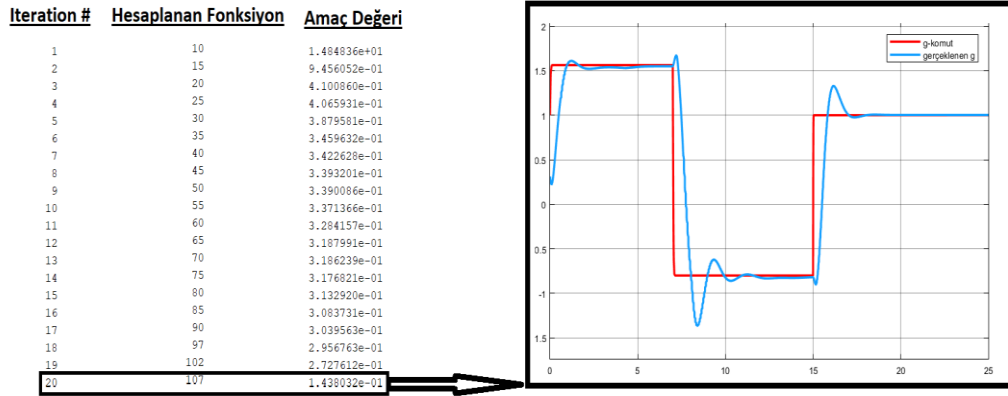
$$\rightarrow C^* = 0.217q + N_z = 0.217 \times (-4.115) + 0.093 = -0.8 \approx komut_{nokta2} \quad (4.14)$$

4.2.8.2 Klasik KKAS Yapısı

Optimize edilen klasik kontrol ve kararlılık arttırma yapısı için parametrelerimiz Çizelge 4.17’de verilmiştir. Dış döngü kontrolcüsünün integrasyon katsayısının optimizasyon üst limitine yaklaştığı görülüyor. Ancak integrasyon katsayısının büyük olması hataya bağlı olarak kontrol sinyalini istenmeyen ölçütte büyütebilmektedir. Bunun için üst limit arttırımı yapılmayacaktır. Kontrol parametrelerimiz Çizelge 4.17’de ve ilgili zaman cevabı Şekil 4.42’de verilmiştir.

Çizelge 4.17 : SQP KKAS sonucu.

Parametre	K_q	K_aoa	K_p	K_i	Amaç Değeri
Değer	0.6	1.01	3.93	20	0.1439



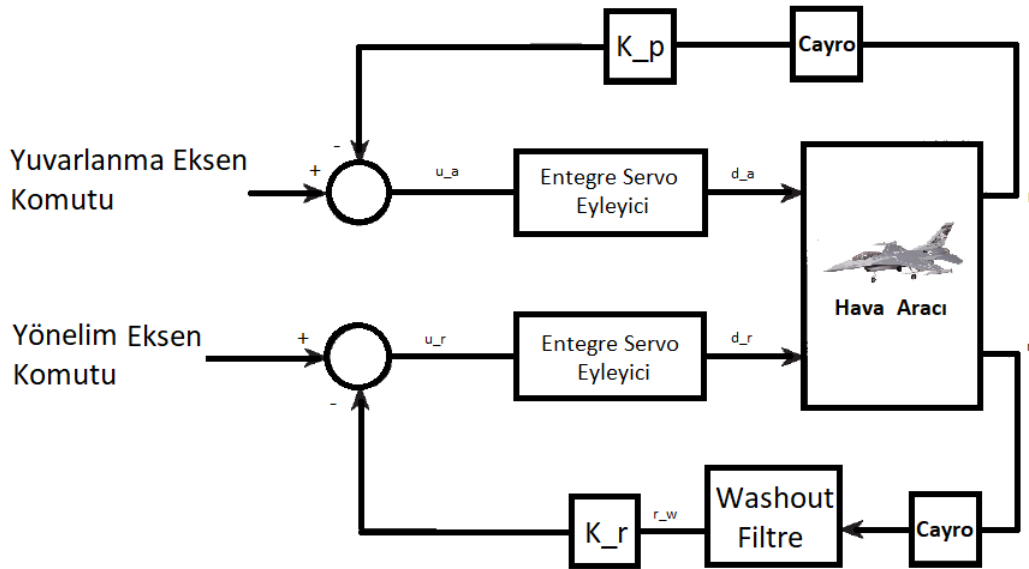
Şekil 4.42 : SQP KKAS yapısı: (a) Yakınsama. (b) Zaman cevabı.

4.3 Yanal ve Yönelim Hareket Kontrolü

Yuvarlanma hareketinin kontrolü için tasarlanan kararlılık arttırma sisteminin temel amacı yuvarlanma hareketinin sönümlenmesinin sağlanması olup, sapma ekseninde tasarlanan kararlılık arttırma sisteminin temel amacı ise dutch-roll hareketinin bastırılması yönünde sapma hızı oluşturulmasıdır. Ancak sapma hızından doğrudan alınacak geribesleme uzun süreli koordineli dönüş sırasında sapma oranını sıfırlama eğilimi gösterecektir. Pilotlar tarafından yüksek kuvvet uygulama gereksinimi çıkaran ve istenmeyen bir durum olan bu olgu ‘Washout Filtre’ tasarımı ile sinyalin geçiçi

zaman karakteristiğinin kullanılarak, durgun hal performansı etkilenmeden dutch-roll karakteristiğinin iyileştirilmesini mümkün kılar (Stevens, Lewis, & Johnson, 1992). Washout filtresinin diğer bir avantajı sisteme 0 üzerine sıfır eklemesidir. Bu ekleme ile kapalı çevrimde spiral köklerin kayması kısıtlanmış olur.

Çeviklik konseptine sahip uçaklar için yanal eksende yuvarlanma hızı kontrolü yapılmaktadır. Yanal ve yönelme eksenleri birbirine bağımlı hareketler olup, tarihte bu istemsiz hareketlerin karşılığında gerçekleşen birçok kaza bulunmaktadır. Bunun önüne geçilmesi için mekanik ve yazılımsal birçok öneri ortaya atılmış olup, ilk bölümde sadece kararlılık artırma sistemi ikinci bölümde etkileşimlerde göz önünde bulunarak tasarım yapılacaktır. Yuvarlanma ve sapma ekseninde kararlılık artırma sistemi ile oluşturulan kontrol yasası şeması Şekil 4.43'te verilmiştir.



Şekil 4.43 : Yanal hareket kontrol sistemi.

Kontrol şemasında yer alan washout filtresinin tasarımda rolünün anlaşılması adına ilk tasarım filtresiz, sonraki tasarım filtre ile yapılacaktır. Doğrusallaştırılan modelden elde edilen indirgenmemiş transfer fonksiyonları ifadesi denklem 4.15 ve denklem 4.16'da verilmiştir.

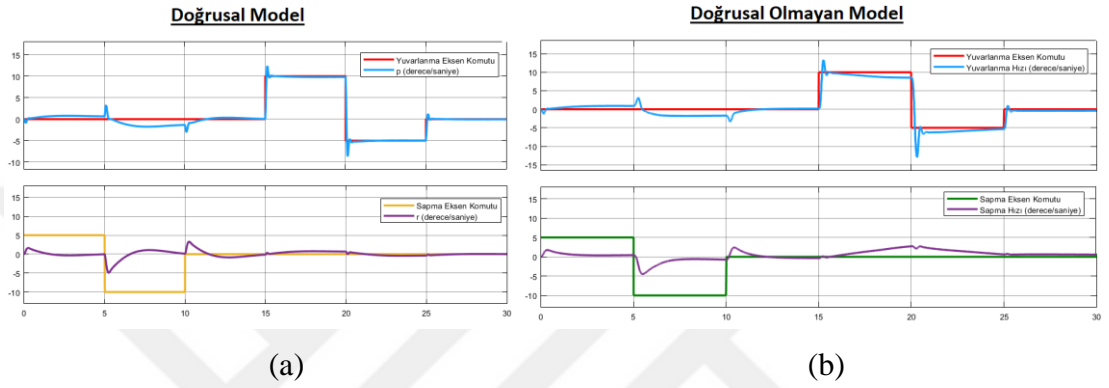
$$\frac{p}{\delta Flaperon} = \quad (4.15)$$

$$\frac{-0.6503s^8 - 2.081s^7 - 8.432s^6 - 15.11s^5 - 11.67s^4 - 0.1511s^3 - 0.05286s^2 + 0.000141s + 2.681e-23}{s^9 + 6.717s^8 + 24.05s^7 + 67.38s^6 + 97.36s^5 + 62.56s^4 + 1.945s^3 + 0.2926s^2 + 0.004176s - 5.046e-09}$$

$$\frac{r}{\delta Rudder} = \quad (4.16)$$

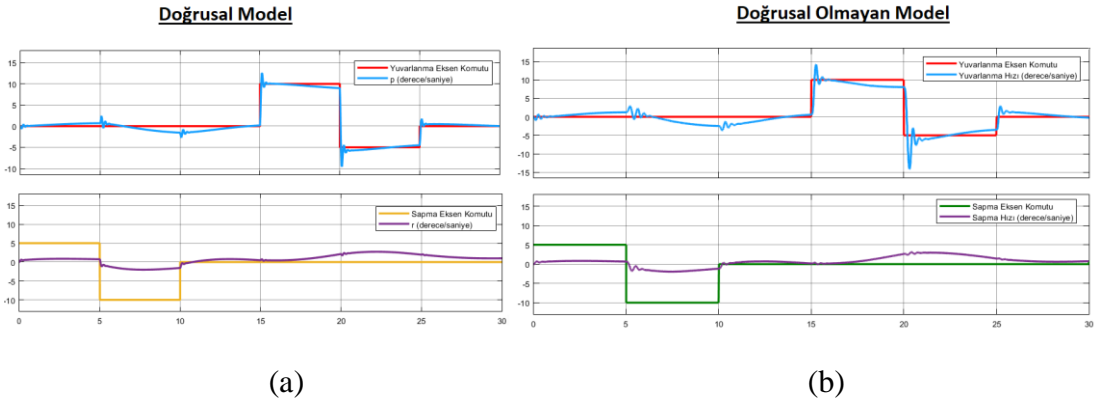
$$\frac{-0.06123s^8 - 0.3784s^7 - 0.7471s^6 - 0.6823s^5 - 0.2681s^4 - 0.1039s^3 - 0.002155s^2 - 0.0004549s + 1.151e-21}{s^9 + 6.717s^8 + 24.05s^7 + 67.38s^6 + 97.36s^5 + 62.56s^4 + 1.945s^3 + 0.2926s^2 + 0.004176s - 5.046e-09}$$

İlk tasarımda elde edilen TGTÇ transfer fonksiyonları aracılığı ile yer kök eğrilerinden (frekans tabanında tasarım bölümünde detaylandırılacaktır) yuvarlanma kökünü yüksek frekanslı ve kararlı tutacak, spiral kökün solda ve 0'a yakın kalmasını sağlayacak parametreler olan yunuslama hızı geribeslemesi ve sapma hızı geribeslemeleri sırası ile 0.9 ve 2.44 seçilecek olursa, kararlılık artırma sistemi parametreleri ile elde edilen doğrusal model cevap ve doğrusal olmayan modelin zaman cevaplarının karşılaştırılması Şekil 4.44'te verilmiştir.



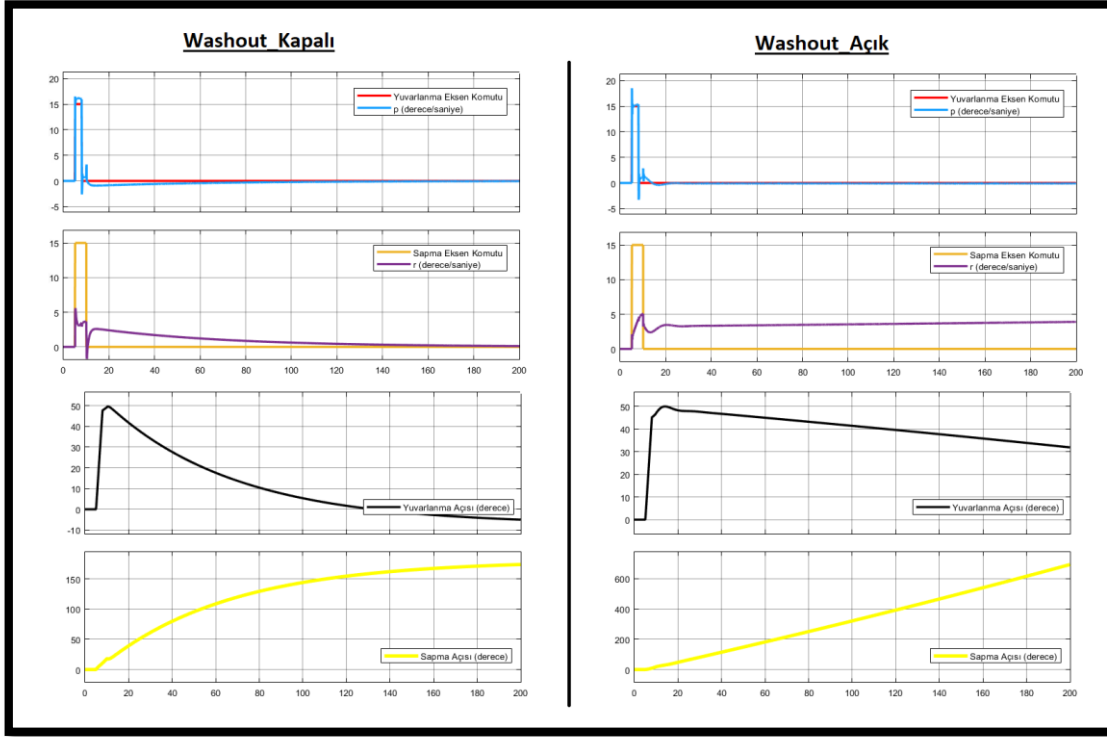
Şekil 4.44 : Söndürücü filtersiz tasarım zaman cevabı: (a) Doğrusal model. (b) Doğrusal olmayan model.

Bu tasarımda parametrelerin belirlenmesi yer-kök eğrisinden yapılmıştır. Bu metot bize kazançlar ile karakteristiğın nasıl değişeceğini söylemekte ve seçimi bize bırakmaktadır. Washout filtresi ile tasarım optimizasyon ile doğrusal model üzerinden yapılacak olursa (EK A) elde edilecek yunuslama hızı ve sapma hızı kararlılık artırma sistemi geribesleme katsayıları sırası ile 0.923918 ve 10.516 bulunur. Optimize edilen katsayılar ile manevra setimizin zaman cevabı Şekil 4.45'te verilmiştir.



Şekil 4.45 : Söndürücü filtre ile tasarım zaman cevabı: (a) Doğrusal model. (b) Doğrusal olmayan model.

Washout filtresi bulunan ve bulunmayan tasarımda cevaplar benzer çıkmaktadır. Ancak yuvarlanma ve sapma komutlarının birlikte uygulandığı durumda farklılıklar gözlenmektedir. Bu duruma örnek koordineli dönüş verilebilmektedir. Tasarlanan örnek 45 derece yuvarlanma açısı ile gerçekleştirilen yaklaşık 3 dakikalık koordineli dönüş manevrasında sapma hızı cevabı karşılaştırılması Şekil 4.46'da verilmiştir. Washout filtresinin bulunmaması durumunda manevra sırasında uçak sapma hızını sıfırlama eğilimi gösterip yüksek pedal kuvveti gerekliliği oluşmaktadır.



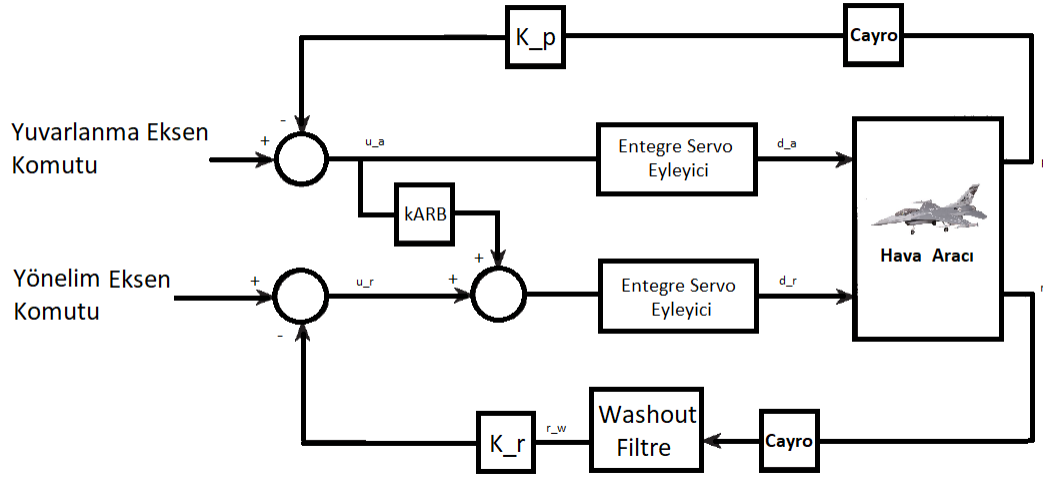
(a)

(b)

Şekil 4.46 : Koordineli dönüş manevrası: (a) Söndürücü filtresiz. (b) Söndürücü filtreli.

Uçağın yanal eksen ile yönelim eksenini arasında etkileşim vardır, bu sebeple yuvarlanma komutu sapma yaratacaktır. Bu olgunun sonucu olarak eksenlerin birbirinden ayrılarak güvenli uçuşun sağlanabilmesi amacı ile yanal eksende kararlılık artırma sistemi kavramları ortaya çıkmış olup, ucuz maliyetli mekanik ve ilerleyen yıllar ile birlikte kompleks yazılımsal çözümler sunulmaktadır (Driscoll, 1967). Ayrıca bu etkileşim durum istenmeyen ters yanakayma durumu oluşabileceğinden, kararlılık eksenini etrafında yuvarlanma hareketi gerçekleştirilmesi amacı ile aileron ile rudder kontrol yüzeyleri arasında bağlantı bulunmaktadır. Bu bağlantı yuvarlanma hareketini

kararlılık eksenini etrafında tutacak şekilde hücum açısının ve mach'ın bir fonksiyonu olarak tarifelendirilebilir. Örnek kontrol yapısı Şekil 4.47'de verilmiştir.



Şekil 4.47 : Aileron rudder bağlantısı.

Aileron tarafından oluşacak sapma etkisinin bastırılması için aileron rudder bağlantısı kurulmaktadır. Bu bağlantı yüksek hücum açısında kontrol kaynaklı spinlerin önlenmesi amacı ile hücum açısı ve mach ile tarifelendirilmelidir (Enevoldson, 1981). Tasarımda bir nokta inceleneceğinden aileron rudder bağlantı katsayısı denge noktasından bakılabilir. Trim başlığı altında elde edilen denge noktası kontrol yüzeyi sapmalarımız Çizelge 4.18'de verilmiştir.

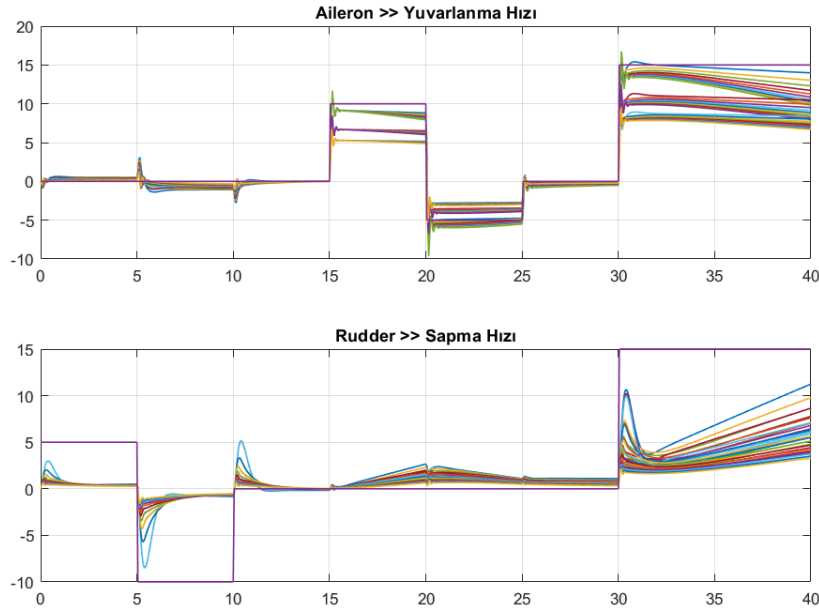
Çizelge 4.18 : Aileron, rudder denge noktası değerleri.

Aileron Sapması	Rudder Sapması
-0.085665°	-0.011136°

Denge noktamızdan aileron rudder bağlantı katsayısı denklem 4.17'de ifadesi verildiği gibi elde edilebilmektedir. Belirli bir uçuş zarfı için farklı denge noktalarından elde edilen değerlerin hücum açısı ve mach'a göre tarifelendirilmesi gerekmektedir.

$$k_{ARB} = \frac{\delta_{Rudder}}{\delta_{Aileron}} = \frac{-0.011136^\circ}{-0.085665^\circ} = 0.13 \quad (4.17)$$

Aileron rudder bağlantısı kurulduğu sistemde kararlılık artırma sistemi geribesleme katsayıları olan yunuslama hızı ve sapma hızı geribesleme katsayılarının değişmesi ile manevra seti girişlerine sistemin cevap çıktısı Şekil 4.48'de verilmiştir.



Şekil 4.48 : Geribesleme kazançları ile zaman cevapları değişimi.

ARB ile tasarım parametrelerinin optimizasyon ile bulunması kodu EK A'da verilmiştir.

4.4 Bang Bang Kontrol

Optimal kontrol teorisi 300 yılı aşkın tarihi ile 17. Yüzyıla dayanmaktadır. İlk çıkışı yörünge optimizasyonu üzerine kurulu olan brakistokron problemi Johann Bernoulli tarafından ortaya atılmıştır. Problemin üzerine Johann-Jakob Bernoulli, Isaac Newton, Marquis de l'Hopital gibi dönemlerinin önde giden matematikçileri uğraşmış ve optimal kontrol teorisinin temelini oluşturmuşlardır. Euler 18. Yüzyılın ortalarında varyasyon hesabı üzerine yaptığı çalışmalarla, optimal kontrol teorisine yeni bir ışık tutmuştur. 20. Yüzyılın ortalarında Richard Bellman gibi matematikçiler Jacobi-Bellman denklemlerinin üzerine ekleyerek dinamik programlamaya öncülük etmiştir.

Lev Pontryagin'in çalışmaları kısıtlı optimizasyon konusunda önemli bir gelişme olan maksimum/minimum ilkesini ortaya çıkarmıştır. Tüm bunların ışığında Bang-Bang kontrol çözümleri türetilmiştir (Zavoli, 2013). Optimal kontrol teorisi çoğunlukla Lev Pontryagin ve Richard Bellmanın üzerine kurduğu metotlarla oluşturulmuştur. Optimallik kriterini sağlamayı hedefleyen metodolojiyi içerir. Optimallik kriterin genel ifadesi denklem 4.18'de verilmiştir. Sistemin dinamik durumları $x(t)$, girişleri $u(t)$ 'dir.

$$J = \Phi[x(t_0), t_0, x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} \mathcal{L}[x(t), u(t), t] dt \quad (4.18)$$

İfadede verilen Φ son nokta ve \mathcal{L} Lagrangianıdır. Problem setleri dinamik sınırlar, cebrik yörünge sınırları veya sınır koşulları içerebilir. Sınır ifadeleri Çizelge 4.19'da verilmiştir. Sınır ifadelerinde eşitlikler aktif koşuldur. Küçük eşittir veya büyük eşittir ifadeleri duruma göre aktif veya pasif hale gelebilmektedirler.

Çizelge 4.19 : Sınır koşulları ifadeleri.

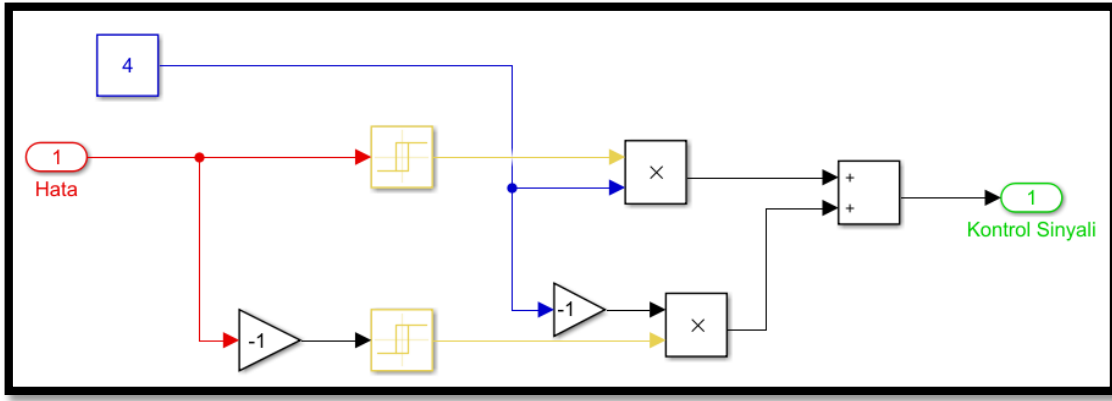
Koşul	İfadesi
Dinamik Sınır	$\dot{x}(t) = a[x(t), u(t), t]$
Yörünge Sınırı	$b[x(t), u(t), t] \leq 0$
Sınır Koşulu	$\Phi[x(t), u(t), t] \leq 0$

Bang bang kontrol uygulamada pratikliği ve sadeliği ile motor kontrolü gibi eylemsizlik eğilimi düşük sistemlerde beğeni sağlamıştır, bunun yanında gerçek sistemlerde uygulamasında karşılaşılan temel sorunlar histerisis aralığının geniş tutulması halinde takip toleransı azalmakta, histerisis aralığı daraltığında yani anahtarlama frekansı arttırıldığında ise kontrol mekanizmasının zorlanması ve sistemdeki eylemsizlik katkılarına bağlı olarak performans düşmesi yaşanmasıdır. Yüksek frekanslı aç kapa kontrolör çoğu fiziksel sistemde erken yorgunluk gibi öngörülemez sorunlar yaratabilmektedir. Bu sebeple sanayide PID kontrolörler daha yaygındır.

Kontrol teorisinde bang-bang kontrolcü minimum zaman optimal geribesleme kontrolü olarak bilinmektedir ve girişleri 2 seviyede sınırlıdır (Wei, 2013). 2 seviyeli bang bang kontrolcülere aç/kapa kontrolcüde denilmektedir. Seçim parametresi histerisis aralığıdır. 2 seviyeli bang-bang kontrol yapısı denklem 4.19'da ifade edilmiştir.

$$u = \begin{cases} +\alpha; & \text{koşul}(\mathcal{J}) \\ -\alpha; & \text{koşul}(\mathcal{J}) \end{cases} \quad (4.19)$$

Tasarlanan 2 seviyeli bang-bang kontrolcüsü Şekil 4.49'da verilmiştir.

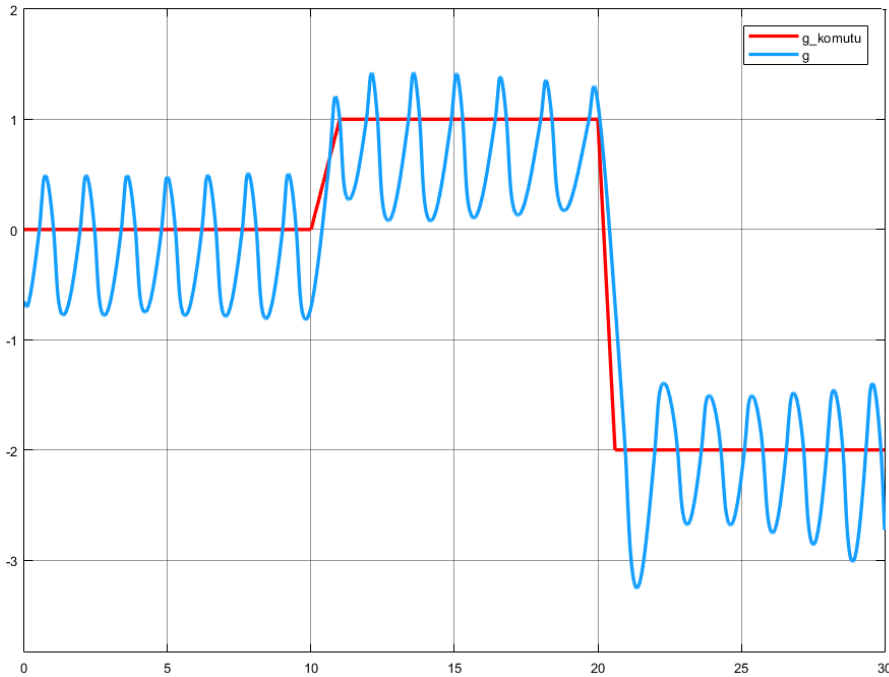


Şekil 4.49 : İki seviyeli Bang-Bang kontrolör yapısı.

Kontrolcünün ürettiği kontrol sinyali denklem 4.20’de verilmiştir.

$$u = \begin{cases} +4^\circ; & hata < 0.001 \\ -4^\circ; & hata > 0.001 \end{cases} \quad (4.20)$$

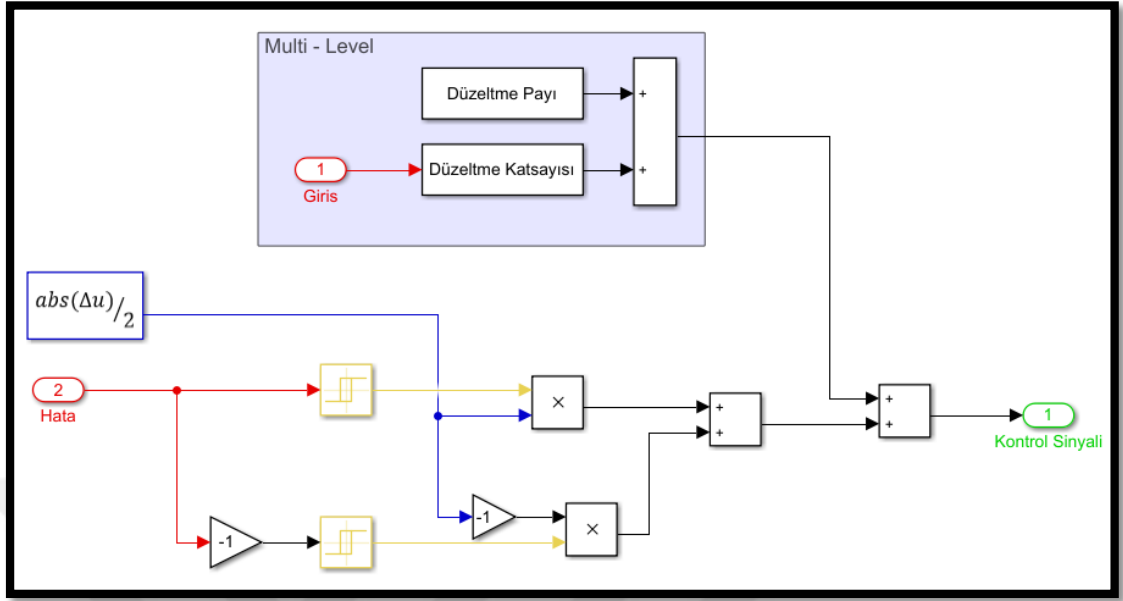
G-kontrolü için 0.1 histerisis ile tasarlanan 2 seviyeli Bang-Bang kontrolör zaman cevabı Şekil 4.50’de verilmiştir.



Şekil 4.50 : İki seviyeli Bang-Bang kontrolör zaman cevabı.

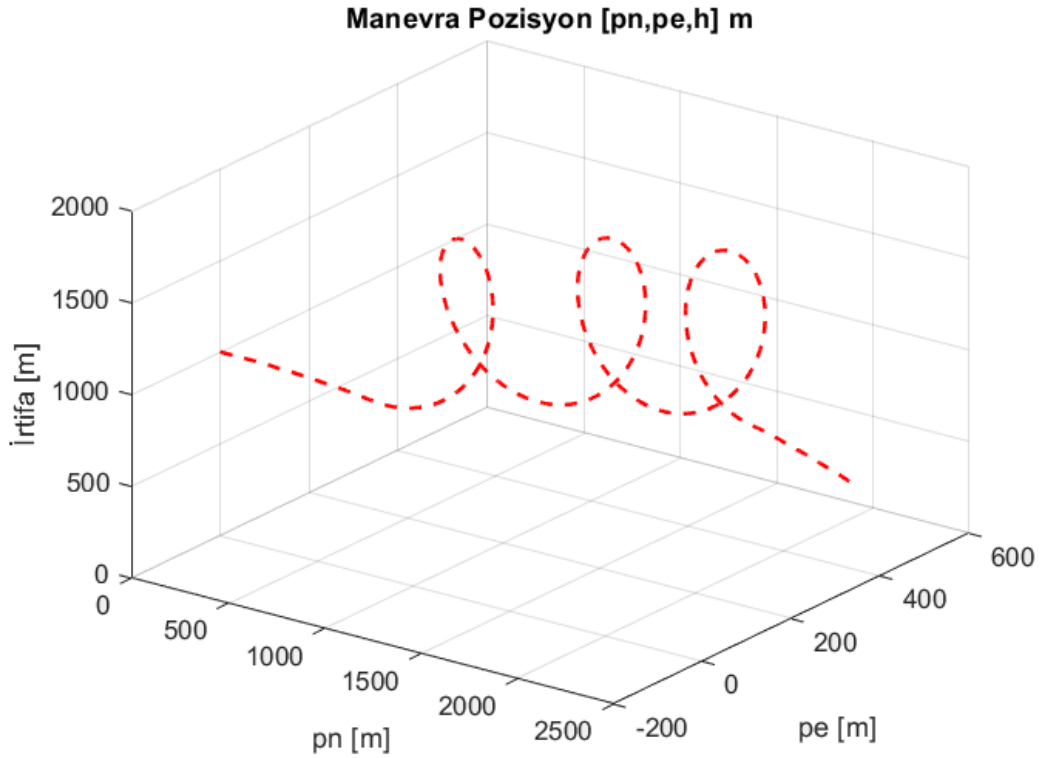
Şekilden görülebileceği üzere 2 seviyeli bang-bang kontrolör uçakların iç döngüsü için sistemin eylemsizliği sebebi ile uygun değildir. Bunun yerine komut profili tanınarak çok seviyeli kontrolör tasarımı yapılmalıdır. Alternatif olarak bang bang kontrolün

içine PID entegrasyonu söz konusu olabilmektedir. Çok seviyeli bang bang kontrolör örneği Şekil 4.51’de verilmiştir.



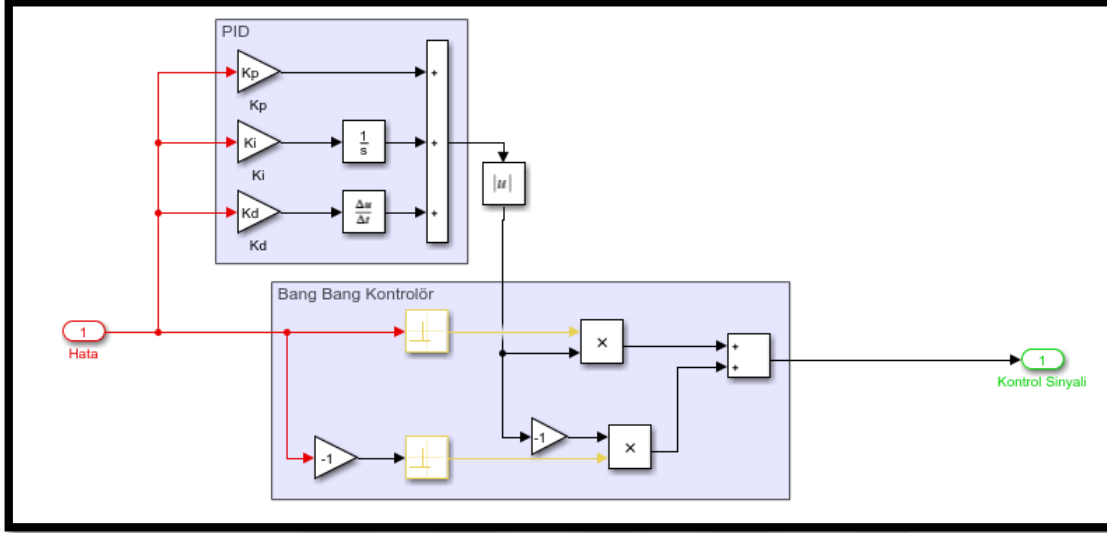
Şekil 4.51 : Çok seviyeli Bang-Bang kontrolör yapısı.

Bang-Bang kontrolörün dayanımının test edilmesi için dış loop manevrası yaptırılarak uçağa yunuslama hareketi ile 360 derece dönüş yaptırılmıştır. Test edilen manevra uçuş yörüngesi Şekil 4.52’de verilmiştir.



Şekil 4.52 : Bang-Bang kontrolör dayanım test manevrası.

Çok seviyeli Bang Bang kontrolcüye alternatif olarak PID ve bang bang kontrolör birleşimi kullanılabilir. PID katsayılarından integral katsayısı sonsuz hal hatasını gidermek için, türevleme katsayısı sönümlenme oranının artırılması için kullanılmaktadır. PID + Bang Bang kontrolör'un birlikte aktif olduğu kontrol sistemi Şekil 4.53'te gösterilmiştir.



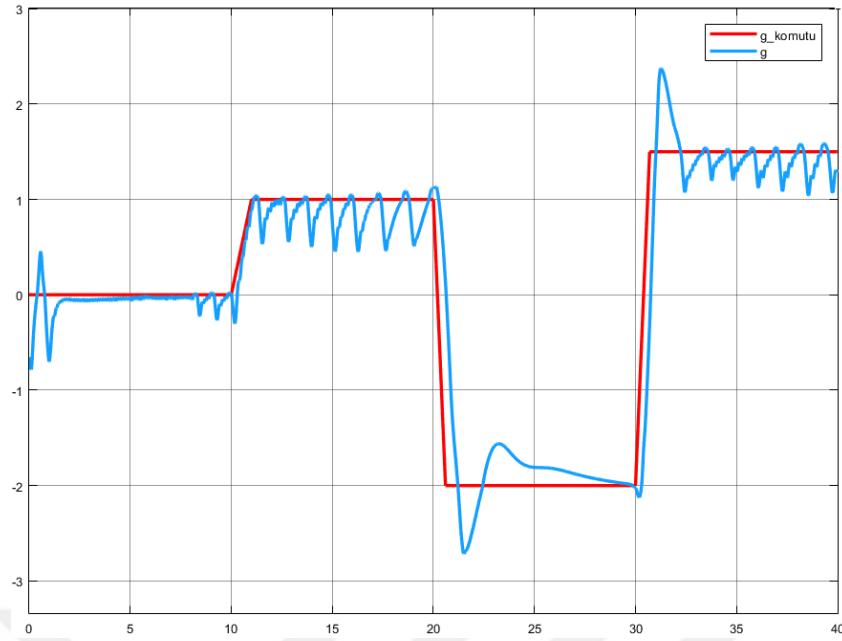
Şekil 4.53 : Bang-Bang temelli PID kontrolör yapısı.

Matlab cevap optimizasyon araçseti ile bulunan kontrol parametreleri Çizelge 4.20'de verilmiştir.

Çizelge 4.20 : Bang-Bang temelli PID kontrolör değerleri.

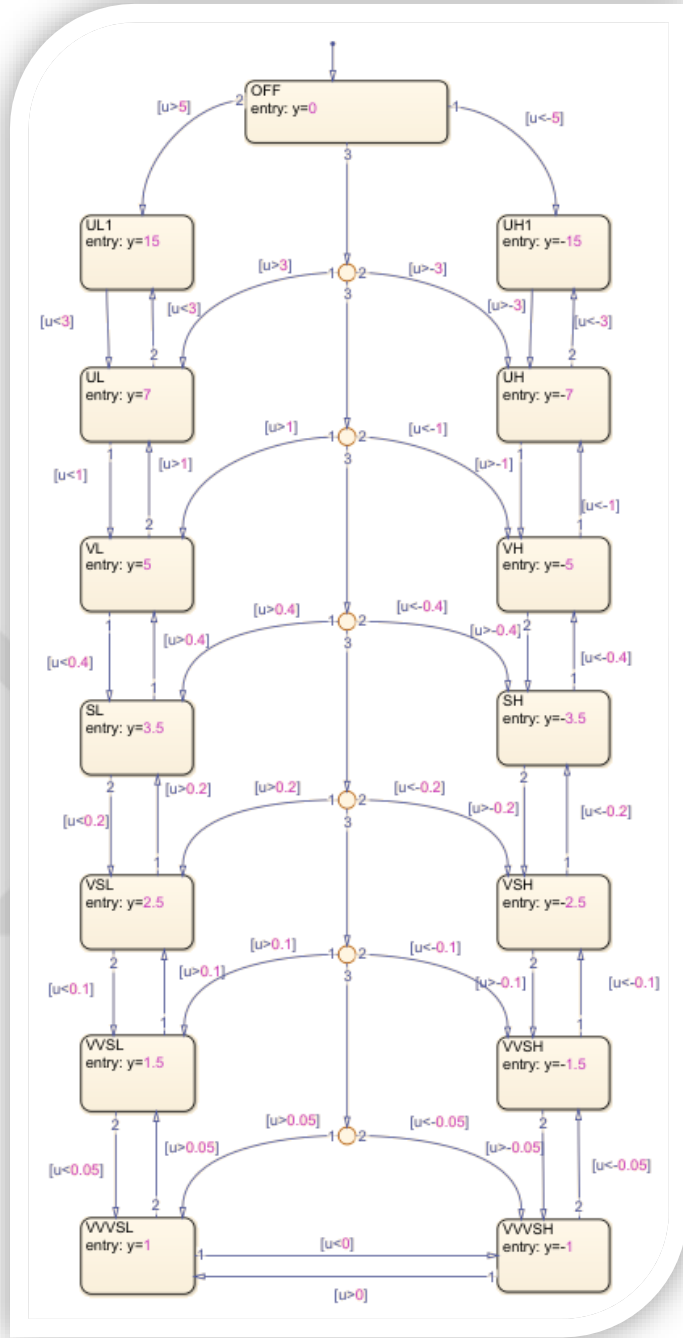
Parametre	Değer
Kp	9.7
Ki	1.5
Kd	1.9
Histerisis	10^{-2}

Elde edilen kontrol parametreleri ile kontrol sisteminin cevabı Şekil 4.54'te verilmiştir.



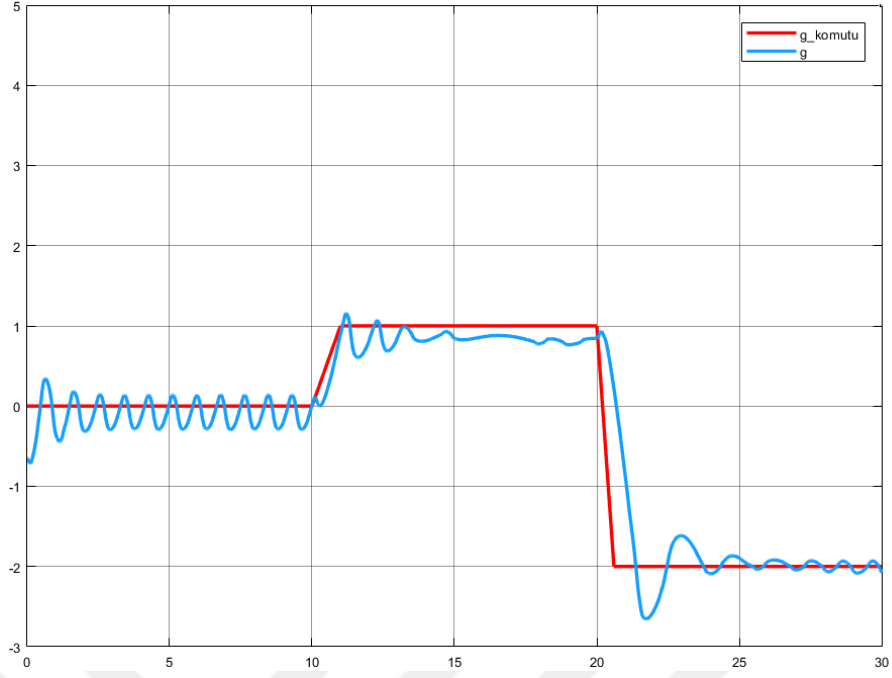
Şekil 4.54 : Bang-Bang Temelli PID kontrolör zaman cevabı.

Bang bang kontrol diğer bir deyişle hysteresis kontrol hatayı aç kapa mantığıyla kontrol eder bu sebeple cevapta basamak şekli görülür. Basamak şekli kontrolör içinde tanımlanan durum değerlerinin arttırılması ile yumuşatılabilir. Problem tanımı olarak yunuslama ekseninde normal yük faktörü (g-factor) kontrolü ele alınmıştır. İstenilen cevap referans g'nin bang bang kontrolcü tarafından üretilen sinyal ile takibidir. F16 kararsızlığa yatkın tasarımı ve sahip olduğu eylemsizlikle ile 2 seviyeli bang bang kontrolcü ile kontrol edilmek için uygun değildir. Alternatif olarak tasarıma değişken histeris aralıkları içeren yeni seviyeler eklenmiştir. Yunuslama eksenini normal yük faktörünün (normal load factor, g) kontrolü için tasarlanan yedi seviyeli değişken histerisis bang-bang kontrolör yapısı Şekil 4.55'te verilmiştir.



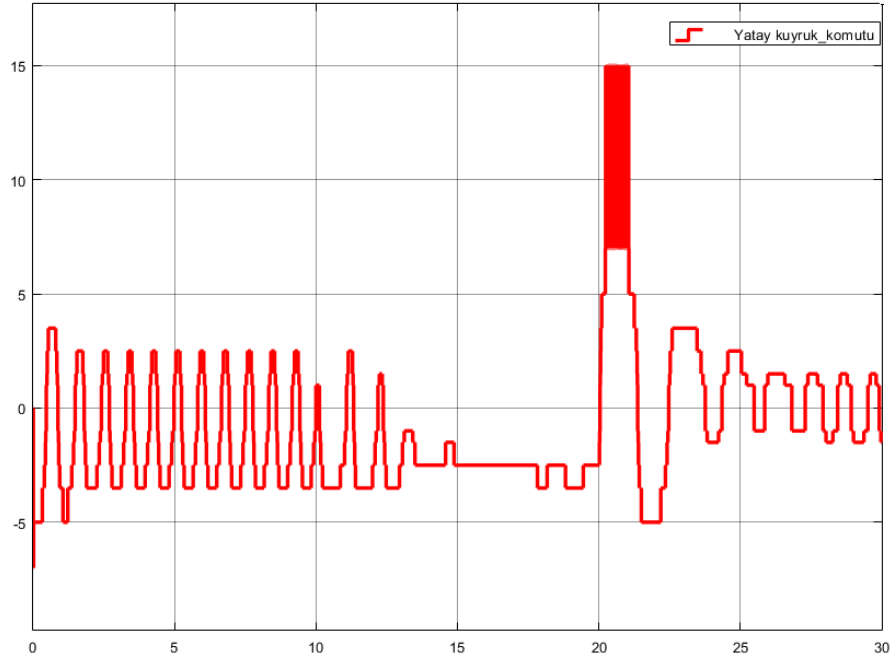
Şekil 4.55 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör.

Bang bang kontrolör devredeyken uygulanan stick komutlarına karşı düşen g komutu ve zaman cevabı Şekil 4.56 verilmiştir.



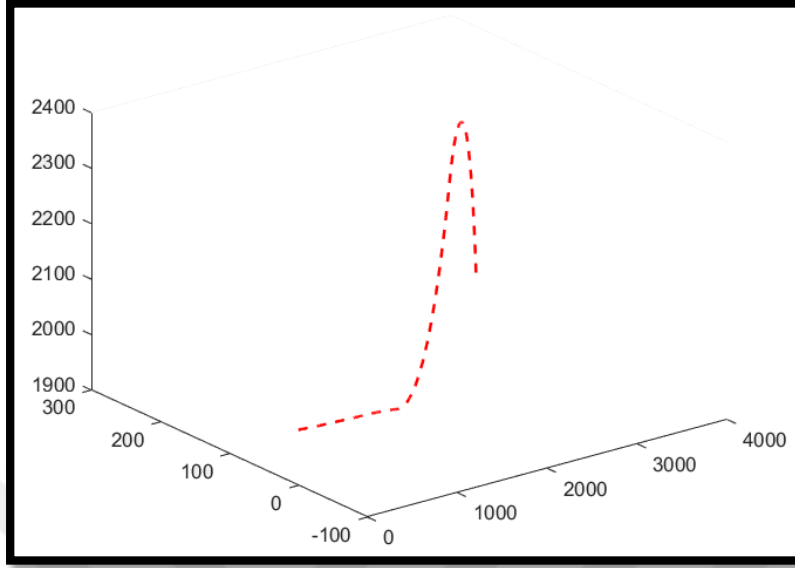
Şekil 4.56 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör zaman cevabı.

Yukarıda belirtildiği üzere Bang Bang kontrolör temel mantığı açıp kapatmak bir diğer tabir ile if – else anahtarlama denilebilir. Bu sebeple kontrol sinyalinde histerisis etkisi gözlenmektedir. Kontrol sinyalimiz olan yatay kuyruk komutu Şekil 4.57’de verilmiştir.



Şekil 4.57 : Yedi seviyeli değişken histerisis Bang-Bang kontrolör hata sinyali.

Uzunlamasına eksen için tasarlanana Bang-Bang kontrolörü analiz süresince çizilen yörünge Şekil 4.58’de verilmiştir.



Şekil 4.58 : Kontrolör analiz manevrası.

4.5 Doğrusal Analiz

Sistemler belirli noktalar etrafında doğrusal cevaplar verirler. Sistemin doğrusallığı bozan elemanları var ise doğrusal analizlerde tanımlayıcı fonksiyonlar (ing. Describing Functions) vasıtası ile bu elemanlar kazanç formuna sokulabilmektedirler. Sistemlerin doğrusal gösterimi olan durum-uzay (ing. State-Space) gösterimi denklem 4.21’de verilmiştir. x sistemin durumları, u ise girişlerdir.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4.21)$$

$$y = Cx + Du$$

Doğrusal analizin ilk basamağı olan doğrusallaştırma denge noktası etrafında yapılmıştır. Denge noktası değerlerini içeren uçağın durum ve giriş bilgileri ‘SQP’ algoritması ile bulunmuştur. Bulunan denge noktası etrafında Matlab kontrol araçseti ile doğrusallaştırılan modelden elde edilen ÇGÇÇ (Çok giriş çok çıkış) sistemden (Ek A) elde edilen uzunlaması eksen için indirgenmiş durum değişimleri denklem 4.22, 4.23, 4.24 ve 4.25’te ifade edilmiştir.

$$\dot{\theta} = q \quad (4.22)$$

$$\dot{u} = -9.799\theta - 0.009u + 0.054w - 5.769q + 0,048\delta e + 17.791\delta t \quad (4.23)$$

$$\dot{w} = -0.397\theta - 0.091u - 1.036w + 134.757q - 0.346\delta e \quad (4.24)$$

$$\dot{q} = 0.001u - 0.004w - 1.344q - 0.182\delta e \quad (4.25)$$

Yanal durumların değişimi denklem 4.26, 4.27, 4.28 ve 4.29'da ifade edilmiştir.

$$\dot{\Phi} = p \quad (4.26)$$

$$\dot{v} = 9.799\Phi - 0.285v + 5.989p - 147.798r + 0.042\delta a + 0.121\delta r \quad (4.27)$$

$$\dot{p} = -0.189v - 3.559p + 0.705r - 0.651\delta a + 0.124\delta r \quad (4.28)$$

$$\dot{r} = 0.052v - 0.024p - 0.48245r - 0.028\delta a - 0.061\delta r \quad (4.29)$$

4.5.1 Doğrusal karasel düzenleyici (DKD)

Önceki bölümlerde dinamik sistemleri amaç fonksiyonuna en iyi uyan şekilde çalıştırma yöntemi olan optimal kontrol açıklanmıştı. Doğrusal karesel düzenleyicilerin farklı olarak amaç fonksiyonları kareseldir. Sonlu ufuk için karesel amaç fonksiyonu denklem 4.30'da verilmiştir.

$$J = x^T(t_f)F(t_f)x(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} (x^T Qx + u^T Ru)dt \quad (4.30)$$

Sonsuz ufuk problemi için denkelmin sol tarafında son hal amaç fonksiyonuna katılamaz, transient kısım ise 0'dan sonsuza integre edilir. Amaç fonksiyonunu minimize eden kontrol işaretinin bulunması için Pontryagin's minimum prensibinden Hamiltonian eldesi denklem 4.31'de verilmiştir.

$$H = x^T Qx + u^T Ru + \lambda^T (Ax + Bu) \quad (4.31)$$

Denklemden λ ile belirtilen costate olarakta adlandırılan lagrange çarpanıdır. Buradan optimal noktamızı sağlayan durum ve costate denklemleri:

$$\dot{x} = \left(\frac{\partial H}{\partial \lambda}\right)^T = Ax^* + Bu^* \quad (4.32)$$

$$-\dot{\lambda} = \left(\frac{\partial H}{\partial x}\right)^T = Qx^* + A^T \lambda^* \quad (4.33)$$

$$0 = \frac{\partial H}{\partial u} = Ru^* + \lambda^{*T} B \quad (4.34)$$

$$Ru^* = -\lambda^{*T} B \rightarrow \lambda^* = P^* x(t) \rightarrow u^* = -R^{-1} B^T P^* x(t) \quad (4.35)$$

Buradan kontrol $R^{-1} B^T P$ ifadesine K kazancı diyecek olursak kontrol sinyelimiz denklem 4.36'da verilmiştir.

$$u(t) = -Kx(t) \quad (4.36)$$

Optimal çözümü bulduracak P Ricatti denkleminin çözümünden gelmektedir. Cebrik Ricatti denklemi (ARE) denklem 4.37’de verilmiştir.

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (4.37)$$

Q Matrisi ağırlandırılırken durum değerleri ilgili durumlara karşı gelecek şekilde ağırlıklandırılarak istenilen kontrolcünün tasarlanması mümkündür. Ancak Q ağırlık matrisi belirlenirken çözüm sağlanabilmesi için yarı-pozitif tanımlı olmalıdır. DKD tasarımı altında durum kontrolcüsü ve rotasyon hızı kontrolcüsü tasarlanacaktır. İlk aşama olarak modelin doğrusal modelinin kontrol edilebilirlik matrisi ve gözlemlenebilirlik matrisine bakılmalıdır. Kontrol edilebilirlik ve gözlemlenebilirlik kavramları 1960’larda Kalman tarafından ortaya atılmıştır. Özetle sistemin kontrol edilebilirlik sistemde istediğimiz davranışı gerçekleştirmemizi, gözlemlenebilirlik sistemdeki etkileri gözlemleyebilmemizi sağlar. Kontrol edilebilirlik matrisi denklem 4.38’de gösterilmiştir.

$$\text{Kontrol Edilebilirlik Matrisi} = [B: AB: \dots : A^{n-1}B] \quad (4.38)$$

Denkelemde n ile gösterilen sistemdeki bilinmeyen sayısıdır. A matrisinin derecesine eşittir. Sistemin kontrol edilebilirlik şartı kontrol edilebilirlik matrisinin derecesinin n olmasıdır. Kontrol edilebilirlik matrisi matlab `ctrb(sistem)` komutu ile ulaşılabilir. Sistemin gözlemlenebilirlik matrisi denklem 4.39’da verilmiştir.

$$\text{Gözlemlenebilirlik Matrisi} = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (4.39)$$

Sistemin gözlemlenebilir olmasının şartı gözlemlenebilirlik matrisinin derecesinin sistemin bilinmeyen sayısı (n) olmasıdır. Gözlemlenebilirlik matrisine yukarıda belirtilen denklem ve cebrik işlemler vasıtası ile yada matlab `obsv(sistem)` komutu ile ulaşılabilir.

Sistemimiz için kontrol edilebilirlik matrisinin derecesi 10, gözlemlenebilirlik matrisinin derecesi 9’dur. Bu sebeple DKD tasarımından önce sistemin kontrol edilebilir ve gözlemlenebilir forma dönüştürülmesi için, durumlardan sabit ekseninde tanımlanan pozisyon durumlarının elimine edilmesi gerekmektedir. Bu kutup-sıfır götürmesi matlab’ın `minreal` komutu ile yapılabilir. Sadeleştirme sonrası elde edilen kontrol edilebilir ve gözlemlenebilir sistemimizin durum katsayı ve giriş katsayı matrisleri denklem 4.40’ta verilmiştir.

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \\ \dot{u} \\ \ddot{u} \\ \dot{v} \\ \ddot{v} \\ \dot{p} \\ \ddot{p} \\ \dot{q} \\ \ddot{q} \\ \dot{r} \\ \ddot{r} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 5,11E-23 & -3,5E-23 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0,000434 & 0,040564 \\ 3,53E-23 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,999943 & -0,0107 \\ 1,26E-21 & -1,4E-24 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,010705 & 1,000765 \\ 0 & -9,79894 & 4,34E-05 & -0,00946 & 0,002493 & 0,054255 & 0 & -5,76975 & 0,009482 \\ 9,79838 & -0,00425 & 2,26E-05 & -0,00074 & -0,28537 & -0,01389 & 5,989758 & 0 & -147,798 \\ -0,10482 & -0,39749 & 0,002099 & -0,09135 & 0,020932 & -1,03641 & -0,00948 & 134,7572 & 0 \\ 0 & 0 & 3,82E-08 & 3,2E-05 & -0,18912 & 7E-05 & -3,5591 & 3,76E-23 & 0,705331 \\ 0 & 0 & 5,97E-07 & 0,000525 & 9,38E-05 & -0,00418 & -4,7E-23 & -1,3442 & -2,8E-24 \\ 0 & 0 & -3,2E-08 & -4,1E-05 & 0,052104 & 0,000464 & -0,02421 & 2,2E-24 & -0,48245 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \psi \\ \dot{\psi} \\ u \\ \dot{u} \\ v \\ \dot{v} \\ p \\ \dot{p} \\ q \\ \dot{q} \\ r \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0,048049 & 0 & 0 & 17,79186 \\ 0 & 0,042501 & 0,120869 & 0 \\ -0,34603 & 0 & 0 & 0 \\ -0,00136 & -0,65034 & 0,123941 & 0 \\ -0,18279 & 0 & 0 & 0 \\ 0,001979 & -0,02771 & -0,06123 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta e \\ \delta a \\ \delta r \\ \delta t \end{pmatrix} \quad (4.40)$$

4.5.1.1 Durum Kontrolü

Durum kontrolü için ilgili durumlar amaç fonksiyonunda ağırlıklandırılmıştır. Örnek Q matrisi için kod aşağıda verilmiştir.

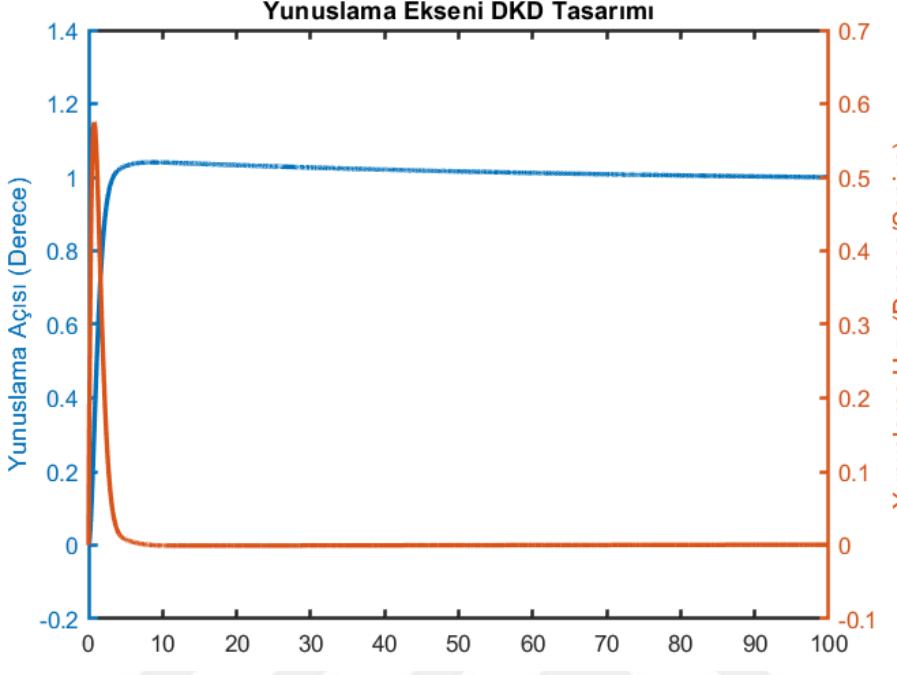
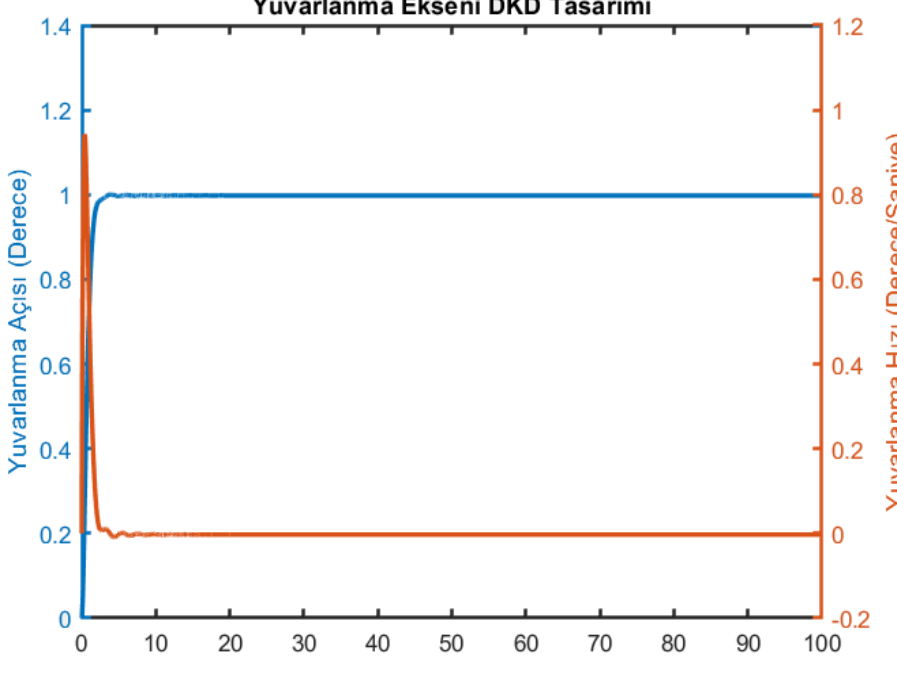
```

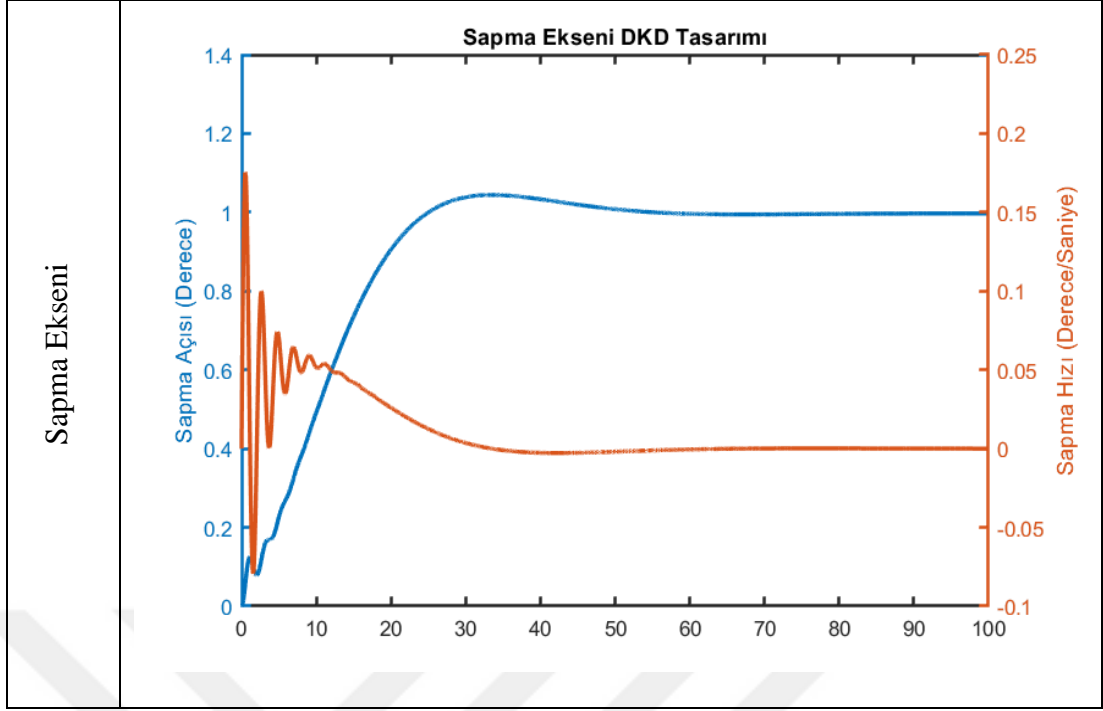
%% Ağırlık Matrisleri
R=0.01;
Q = sistem.pitch_m.C'*sistem.pitch_m.C;
% Yunuslama eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(2,2)=1;
% Yuvarlanma eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(1,1)=1;
% Sapma eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(3,3)=1;

```

DKD kazanç katsayıları Ricatti denkleminin çözümünden gelmektedir. Durum kontrolü için tasarlanan DKD kontrolörün zaman cevapları Çizelge 4.21'de verilmiştir.

Çizelge 4.21 : DKD durum kontrolü zaman cevapları.

Eksen	Zaman Cevabı
Yunuslama Eksenini	 <p>Yunuslama Eksenini DKD Tasarımı</p> <p>Yunuslama Açısı (Derece) (Sol Y Eksen)</p> <p>Yunuslama Hızı (Derece/Saniye) (Sağ Y Eksen)</p> <p>0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100</p> <p>1.4 1.2 1.0 0.8 0.6 0.4 0.2 0 -0.2</p> <p>0.7 0.6 0.5 0.4 0.3 0.2 0.1 0 -0.1</p> <p>Yunuslama Eksenini</p>
Yuvarlanma Eksenini	 <p>Yuvarlanma Eksenini DKD Tasarımı</p> <p>Yuvarlanma Açısı (Derece) (Sol Y Eksen)</p> <p>Yuvarlanma Hızı (Derece/Saniye) (Sağ Y Eksen)</p> <p>0 10 20 30 40 50 60 70 80 90 100</p> <p>1.4 1.2 1.0 0.8 0.6 0.4 0.2 0 -0.2</p> <p>1.2 1.0 0.8 0.6 0.4 0.2 0 -0.2</p> <p>Yuvarlanma Eksenini</p>



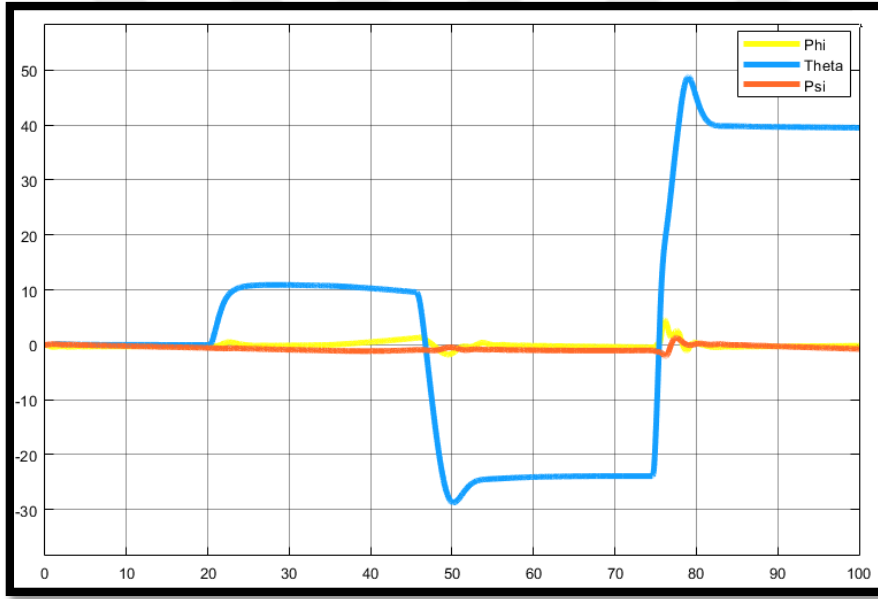
DKD kontrolör katsayıları ve ürettiği kontrol sinyali Çizelge 4.22’de verilmiştir.

Çizelge 4.22 : DKD kontrolör geribesleme katsayıları

Kazanç	Kontrol Sinyali
$K_{yunuslama} =$ $\begin{pmatrix} 0.0051 \\ -9.9764 \\ -0.0001 \\ -0.0031 \\ 0.0007 \\ 0.0110 \\ 0.0019 \\ -4.7635 \\ 0.0207 \end{pmatrix}$	$u_{yataykuyruk}(t) = -K_{yunuslama}x(t)$ $u_{ytykuyruk}(t) = -0.0051\phi(t) + 9.976\theta(t) + 0.0001\psi(t)$ $+ 0.0031u_b(t) - 0.0007v_b(t) - 0.011w_b(t)$ $- 0.0019p(t) + 4.7635q(t) - 0.0207r(t)$
$K_{yuvarlanma} =$ $\begin{pmatrix} -9.5487 \\ -0.0004 \\ -1.5e^{-06} \\ 0.0001 \\ 0.0704 \\ -0.0014 \\ -2.1100 \\ -0.0615 \\ -6.4334 \end{pmatrix}$	$u_{flaperon}(t) = -K_{yuvarlanma}x(t)$ $u_{flaperon}(t) = 9.5487\phi(t) + 0.0004\theta(t) + 1.5e^{-06}\psi(t)$ $- 0.0001u_b(t) - 0.0704v_b(t) + 0.001w_b(t)$ $+ 2.1100p(t) + 0.0615q(t) + 6.4334r(t)$

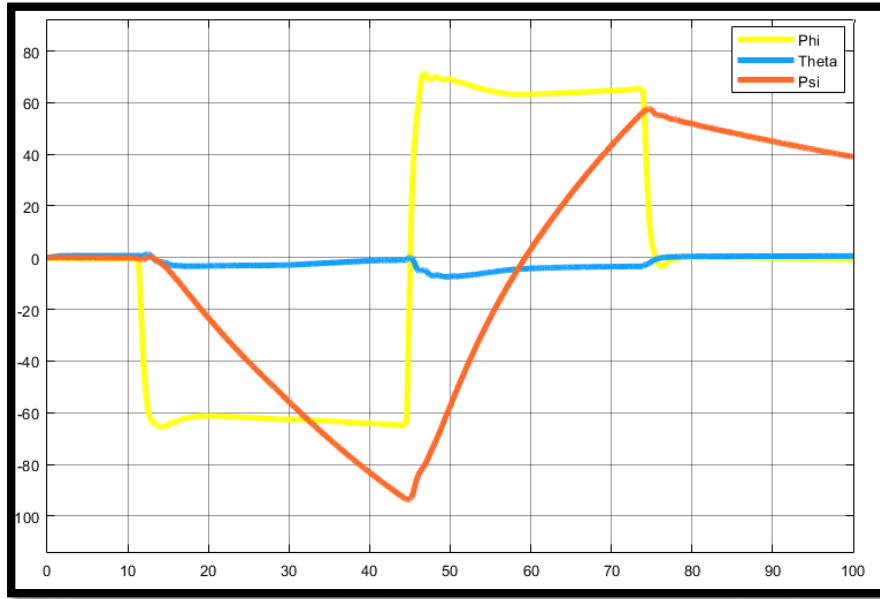
$K_{sapma} = \begin{Bmatrix} -5.413 \\ -0.0348 \\ -10 \\ 0.0015 \\ -0.0519 \\ -0.0011 \\ -1.5242 \\ -0.1992 \\ -6.2274 \end{Bmatrix}$	$u_{rudder}(t) = -K_{sapma}x(t)$ $u_{rudder}(t) = 5.413\phi(t) + 0.0348\theta(t) + 10\psi(t) - 0.0015u_b(t) + 0.0519v_b(t) + 0.001w_b(t) + 1.5242p(t) + 0.1992q(t) + 6.2274r(t)$
---	--

Doğrusal olmayan simulasyon üzerinde elde edilen yunuslama açısı cevabı Şekil 4.59’da verilmiştir. İstenilen durumlar Q matrisi içerisinde ağırlıklandırılarak sonuç amaç doğrultusunda değiştirilebilmektedir.



Şekil 4.59 : Doğrusal olmayan sistem yunuslama DKD sonucu.

Kontrolcünün yanal hareketinin kararlılığının testi için yüksek yuvarlanma açısı kullanılmıştır. Yanal karakteristik Şekil 4.60’da gösterilmiştir.



Şekil 4.60 : Doğrusal olmayan sistem yuvarlanma DKD sonucu.

4.5.1.2 Rotasyon Hızı Kontrolü

Savaş uçakları çeviklik konsepti dolayısıyla rotasyon hızı kontrolü yaparlar. Bu sebeple bu tasarım gösterilecektir. Q matrisinin içinde ilgili durumlara ağırlıklar verilere matlab lqr(ss.A, ss.B,Q,R) komutu ile Ricatti denklemini sağlayan optimum doğrusal karesel düzenleyici katsayıları bulunabilir. Rotasyon hızı kontrolü için ayarlanan ağırlık matrisleri aşağıda verilmiştir.

```

%% Ağırlık Matrisleri
R=0.01;
Q = sistem.pitch_m.C'*sistem.pitch_m.C;
% Yunuslama eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(8,8)=100;
% Yuvarlanma eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(7,7)=1;
% Sapma eksenini
Q=zeros(length(Q)); Q(9,9)=1;

```

Elde edilen DKD kontrolör katsayıları Çizelge 4.23'te verilmiştir.

Çizelge 4.23 : Rotasyon hızı DKD sonucu.

Kontrolör Kazançları		
$K_{yunustama} =$ $\begin{pmatrix} 0.0379 \\ -1.8358 \\ -0.0001 \\ -0.0009 \\ -0.0004 \\ 0.0199 \\ 0.0104 \\ -92.8660 \\ 0.0418 \end{pmatrix}$	$K_{yuvarlanma} =$ $\begin{pmatrix} 0.1152 \\ 0.0015 \\ -1.8e^{-06} \\ -2e^{-05} \\ 0.1264 \\ -0.0005 \\ -5.8545 \\ -0.0048 \\ -3.1654 \end{pmatrix}$	$K_{sapma} =$ $\begin{pmatrix} -0.2609 \\ -0.0792 \\ -2.2e^{-05} \\ 9.9e^{-04} \\ -0.1194 \\ -0.0057 \\ 0.3496 \\ -0.1660 \\ -87.4729 \end{pmatrix}$

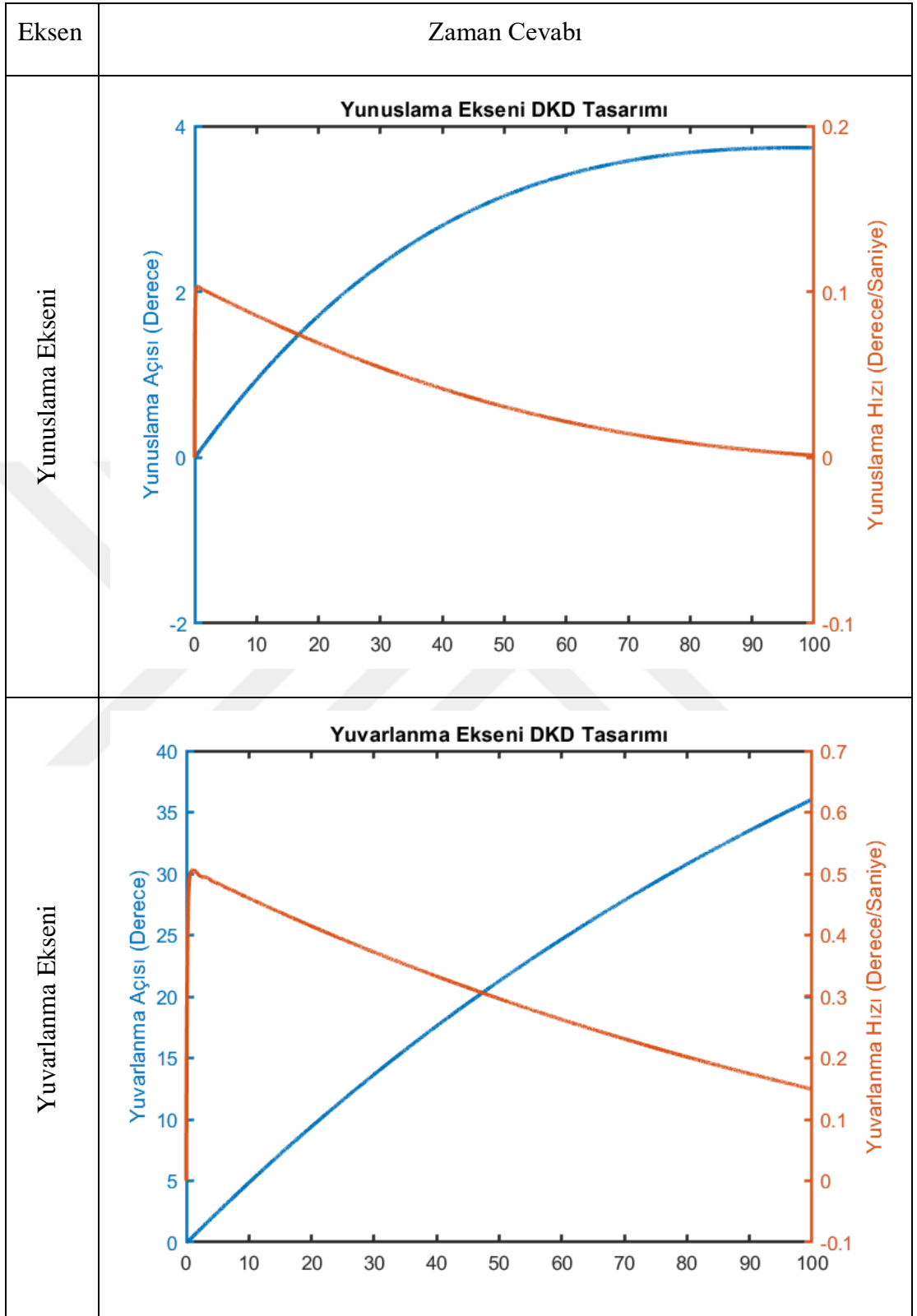
Kontrol katsayıları ile kapalı çevrimin durum katsayı matrisi eldesi matematiksel olarak denklem 4.41’de ifade edilmiştir.

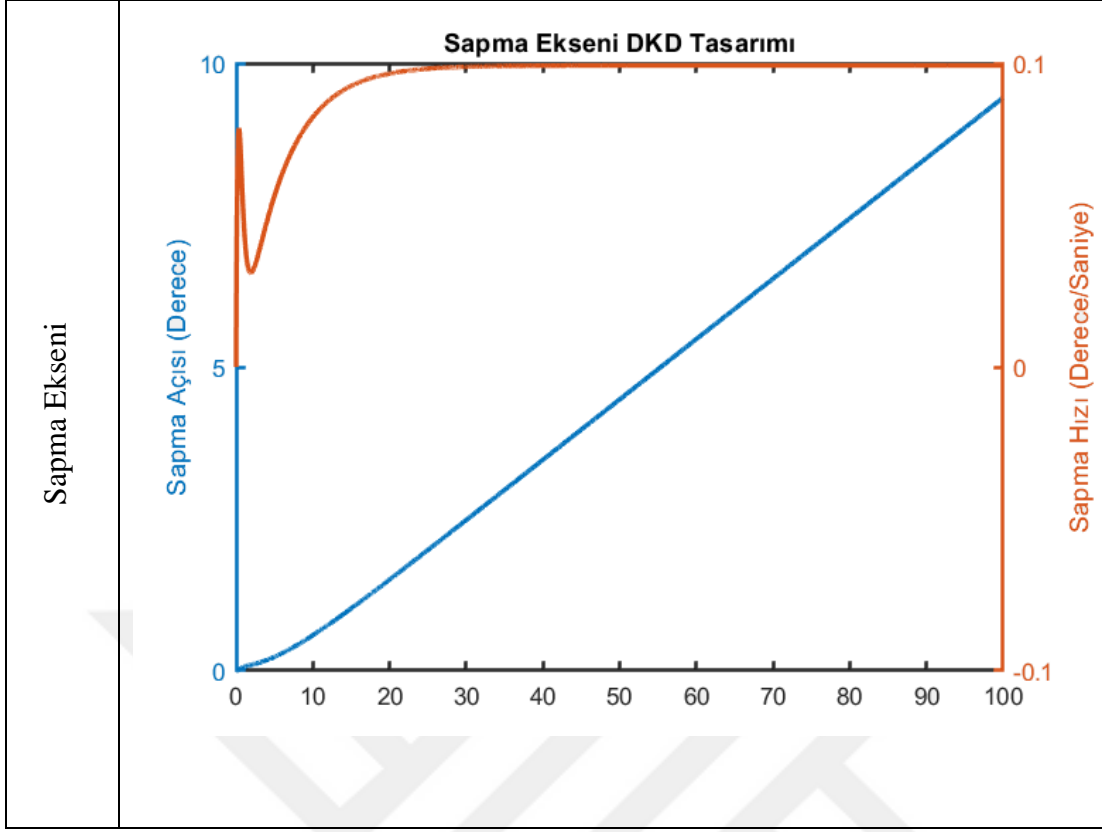
$$\dot{x} = Ax + Bu \rightarrow u = -Kx \rightarrow \dot{x} = Ax - BKx \rightarrow \dot{x} = (A - BK)x$$

$$A_{KapalıCevrim} = (A_{AcıkCevrim} - BK) \quad (4.41)$$

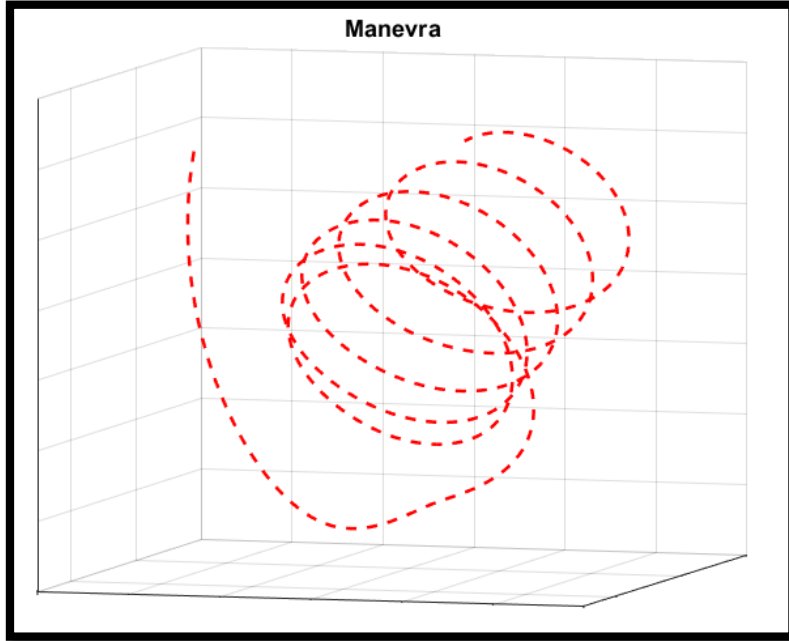
Rotasyon hızı kontrolü için tasarlanan DKD kontrolörün zaman cevapları Çizelge 4.24’te verilmiştir.

Çizelge 4.24 : DKD Rotasyon hızı kontrolü zaman cevabı.



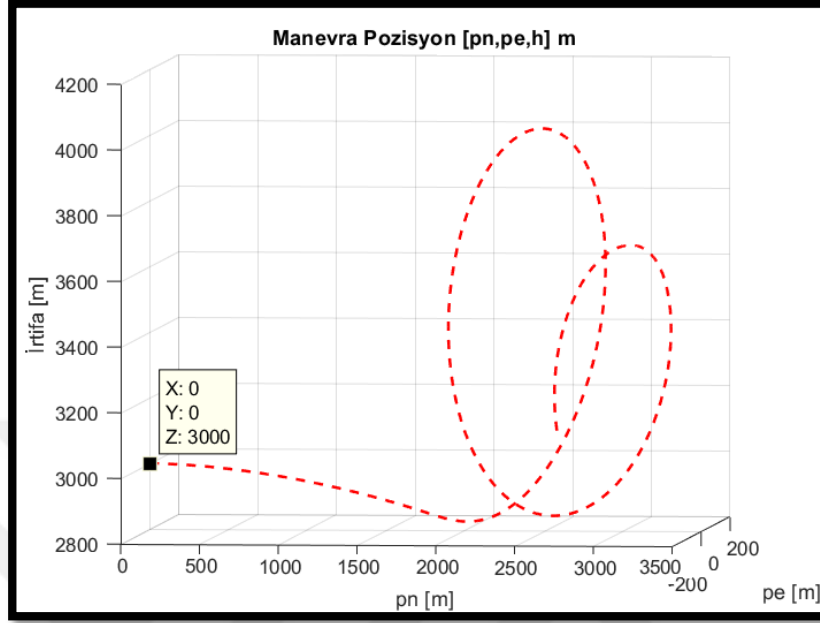


Kontrolörün performans testi için karmaşık manevra seti oluşturulmuş olup, ilk manevrada yunuslama hızı ve yuvarlanma hızı birlikte verilmiş olup uzunlamasına ve yanal kontrolör performansına bakılmıştır. Uçuş yörüngesi Şekil 4.61’de verilmiştir.



Şekil 4.61 : DKD yanal manevra.

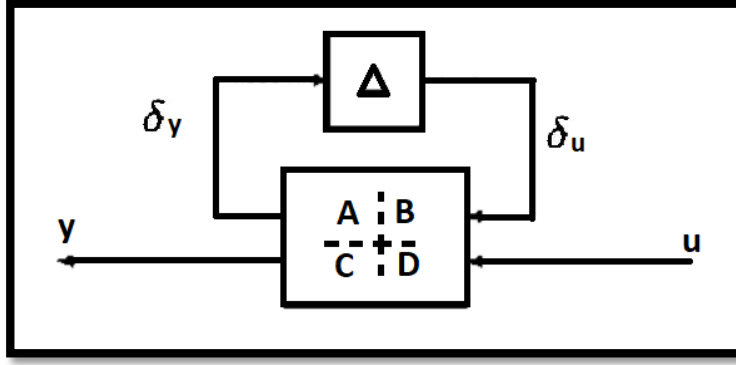
Diğer bir manevramış döngü (loop) hareketi olup Şekil 4.62’de verilmiştir. Her iki manevrada da kontrolörler dağılmamış olup, manevrayı yüksek performans ile sürdürmüşlerdir.



Şekil 4.62 : DKD yunuslama manevrası.

4.5.2 Belirsizlik ve H_∞ Kontrolör Tasarımı

Sensör belirsizlikleri içeren düşük bütçeli sistemler için çözüm sağlayan H_∞ kontrolör havacılık sanayinde havacılık standartlarının değerlendirilmesi bakımından zorluk çıkartması sebebi ile tercih edilmemektedir. Buna karşın dikey VTOL uçağı olan Harrier üzerinde doğrusal değişken parametre (LPV) H_∞ döngü şekillendirici kontrolör uygulanmış ve 1993’te ilk başarılı uçuşunu gerçekleştirmiştir (Papageorgiou, Glover, D’Mello, & Patel, 2000). Sensör gürültüsüne dayanıklı bir tasarım yapılması amacı ile yunuslama ekseninde tasarım aşamasından bahsedilecektir. Öncelikle sistemde belirsizliğin modellenmesinden bahsedilecek sonra Hsonsuz kontrolör tasarımı yapılacaktır. Doğrusal kısmi dönüşüm (Linear Fractional Transformation) ile tanımlanan model Şekil 4.63’te gösterilmiştir.



Şekil 4.63 : Belirsizlik gösterimi.

Birleştirilmiş matrise uzatılmış sistem matrisi denir ve P ile gösterilir. Belirsizlik veya dinamik eleman Δ ile belirtilmiştir. Dinamik elemana doğrusallaştırılmış sistemlerde yer alan doğrusallaştırma hatası örnek verilebilmektedir. Sistemin belirsizliğinin ifadesi denklem 4.42’de verilmiştir.

$$G_{\Delta} = G + \Delta G \quad (4.42)$$

Modeldeki belirsizliğe örnek modellenmeyen elemanlar ve doğrusallaştırma belirsizlikleri verilebilir. Örnek olarak önceki bölümde 1000 metre irtifa ve 150 m/s hız ile denge noktasında doğrusallaştırdığımız doğrusal modelimiz için 5 saniyelik düz uçuşta doğrusallaştırma belirsizliğimizin durum katsayı matrisine etkisi denklem 4.43’te verilmiştir. Doğrusallaştırılmış noktaların sayısı sabit ise zarf büyüdükçe belirsizlik artacaktır.

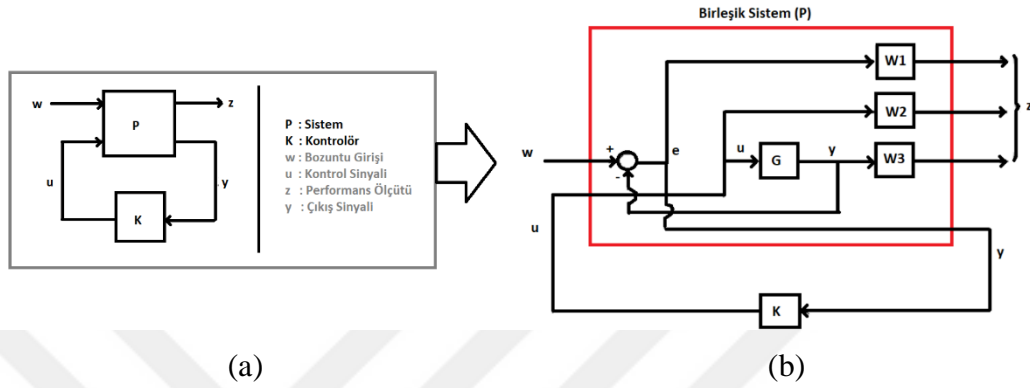
$$\Delta A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -2,3E-05 & 0,000603 & -0,00033 & -0,00306 & 0 & 0 & 0 & -0,00387 \\ 0 & -1,6E-06 & -1,5E-05 & 0,019522 & 0,000944 & 0 & 0 & 0,016665 & 9,927104 \\ 0 & -0,0002 & 0,0039 & 0,000202 & 0,068702 & 0 & 0 & 0 & -9,06487 \\ 0 & 0,404718 & 0,29072 & 3,55E-12 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,011781 & -9,98757 & 1,11E-13 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 9,9918 & 0 & 1,48E-13 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 6,57E-08 & -2,7E-06 & 0,009226 & -8,7E-05 & 0 & 0 & 0,24843 & 2,35E-35 & -0,03494 \\ 0 & 1,11E-06 & -0,00015 & 5,81E-06 & 0,000231 & 0 & 0 & -1,8E-34 & 0,089582 & -1,1E-35 \\ 0 & -8,9E-08 & 1,01E-05 & -0,00367 & -3,5E-05 & 0 & 0 & -0,00122 & 1,85E-35 & 0,032004 \end{bmatrix} \quad (4.43)$$

Problem tanımında belirsizlik kavramı eklendiği zaman sistemin kararlı olması terimi, sistemin Δ belirsizliği karşısında kararlı olduğu şeklinde ifade edilir (Beck, D'Andrea, Paganini, Lu, & Doyle, 1996).

Kararlılığın ifadesi aşağıda verilmiştir.

$$\rightarrow (I - A\Delta) \text{ ters çevrilebilir ise } (\Delta, P) \text{ kararlıdır.}$$

Klasik H_∞ kontrol şeması ve karma sentez için ağırlıkların gösterimi Şekil 4.64'te verilmiştir. Karma sentez modeli performans ölçütünün farklı performans metrikleri içermesi ile elde edilir.



Şekil 4.64 : H_∞ kontrolör yapısı: (a) Klasik gösterim. (b) Karma sentez.

Modelde gösterilen W1, W2, W3 sırası ile hata, kontrol işareti ve çıkışın ağırlıklarıdır. Amaç fonksiyonu buna göre şekillendirilerek amaç fonksiyonunu minimize edecek optimal kontrolör aranır. Karma hassasiyet parametrelerinden hassasiyet, kontrol eforu ve tamamlayıcı hassasiyet sırası ile denklem 4.44'te verilmiştir (Skogestad & Postlethwaite, 2001).

$$S = (I + GK)^{-1}; R = K(I + GK)^{-1}; T = GK(I + GK)^{-1} \quad (4.44)$$

Hsonsuz kontrolör tasarımı kapalı çevrim transfer fonksiyonunu istenilen performans seviyesinde (γ) tutmak ve kendi içinde kararlı yapmak üzere sentezlenir. Diğer bir metot sistemi normalize edilmiş asal bileşenlerine ayırmaktır. Sistemin normalize edilmiş asal bileşenleri denklem 4.45'te verilmiştir.

$$G = \tilde{M}^{-1} \tilde{N} \quad (4.45)$$

Bozuntu altında sistemin bileşenlerine ayrımı denklem 4.46'da verilmiştir (Armstrong, 1993)

$$G_\Delta = (\tilde{M} + \Delta\tilde{M})^{-1}(\tilde{N} + \Delta\tilde{N}), \quad \Delta G = [\Delta\tilde{M}, \Delta\tilde{N}] \quad (4.46)$$

Birleşik sistemin genel formu denklem 4.47'de verilmiştir.

$$P(s) = \begin{bmatrix} P_{11}(s) & P_{12}(s) \\ P_{21}(s) & P_{22}(s) \end{bmatrix} \quad (4.47)$$

Doğrusal kısmi dönüşüm metodu ile denklem 4.48 türetilir.

$$G_{\Delta} = F_U(P, \Delta P) = P_{22} + P_{21} \Delta P (I - P_{11} \Delta P)^{-1} P_{12}, \text{ Koşul} \rightarrow \det(I - P_{11} \Delta P) \neq 0 \quad (4.48)$$

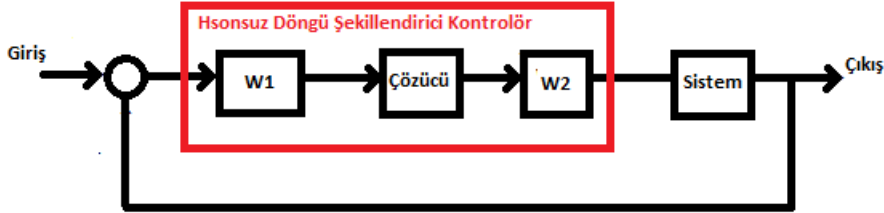
Kapalı çevrim transfer fonksiyonumuzun birleşik sistemden ve kontrolörden eldesi denklem 4.49'da verilmiştir.

$$T.F_{.cl}(P, K) = P_{11} + P_{12} K (I - P_{22} K)^{-1} P_{21} \quad (4.49)$$

Kontrolör sentezi amaçlarımız:

- Sistemi kararlı yapacak K kontrolörü
- $\|T.F_{.cl}(P, K)\|$

Hsonsuz döngü şekillendirici kontrolör Şekil 4.65'te verilmiştir.



Şekil 4.65 : Döngü şekillendirme.

Çözücü sistemi minimize edecek denklemleri çözerek amaç fonksiyonunu minimize edecek kontrolörü bulmamızı sağlar. Burada $W1 * Sistem * W2$ şekillendirilen yeni döngümüz olup (McFarlane & Glover, 1992), kontrolör tasarımında karşılaşılabilecek temel zorluk ağırlıkların belirlenmesidir. Giriş bozuntusu düşük frekanslı, sistemdeki gürültü yüksek frekanslı olacağından şekillendirilen döngüde $W1$ yüksek geçiren $W2$ alçak geçiren filtre seçilmiştir. Unutulmamalıdır ki Hsonsuz kontrolör tasarımı performans ve dayanımın ters orantılı olduğunu gösterir. Örnek olarak tek giriş tek çıkış tasarlanan kontrolör sentezinde kullanılan ağırlıkları içeren komut aşağıda verilmiştir.

```
%% Ağırlıklar
W1 = tf([1 0], [1 1]); % Yüksek Geçiren Filtre
W2 = tf(1, [1 1]); % Alçak Geçiren Filtre

%% Sistem (Plant)
trf.q.de=minreal(siso.dq.dElevator); % Uçak
tau_act=0.05; % Eyleyici Zaman Sabiti
actuator= tf([1], [tau_act 1]); % Eyleyici
G_act=series(actuator, trf.q.de); % Eyleyici+Uçak
rad2deg=180/pi;
G=rad2deg*G_act; % Radyan Derece Dönüşümü
```

```

%% Kontrolör
[K,CL, cost, INFO]=ncfsyn(G,W1,W2);           % Kontrolör Sentezi
C.pitch =-K;                                  % Negatif Geribesleme

%% Kontrol Sistemi
openLoop = G_act*C.pitch;
closeLoop = feedback(openLoop, eye(length(openLoop)));

```

Ağırlıklarımızın ifadesi sırası ile denklem 4.50'de verilmiştir.

$$W_1(s) = \frac{32s+12}{s}; \quad W_2(s) = \frac{1}{s+6}; \quad (4.50)$$

Sentezlenen 13. dereceden kompenzatorumuzun durum uzayı gösterimi denklem 4.51'de verilmiştir. Kompansatörün giriş sinyali hata, çıkış sinyali kontrol sinyalidir.

$$\begin{array}{l}
\boxed{\begin{array}{l} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{array}} \quad \text{ve} \quad x = \{x_1; x_2; x_3; x_4; x_5; x_6; x_7; x_8; x_9; x_{10}; x_{11}; x_{12}; x_{13}\} \rightarrow
\end{array}$$

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} -7 & -4,5E-05 & -4,73428 & 0,000583 & 0,353275 & -0,42992 & -1,74095 & 0,066173 & 0,048043 & 0,006834 & 0,011222 & 1,87E-05 & 4,532195 \\ 0 & -1,2E-10 & -1,2E-05 & -3,5E-10 & 6,72E-07 & 3,78E-08 & -7,3E-07 & 3,55E-08 & 2,48E-08 & 3,34E-09 & 5,48E-09 & 9,06E-12 & -4,7E-05 \\ 0 & -1,4E-06 & -10,1999 & 0,009943 & 0,83799 & -2,54781 & -6,86704 & 0,244834 & 0,179654 & 0,025935 & 0,042598 & 7,1E-05 & 4,550722 \\ 0 & -1,7E-09 & -0,0099 & -9,9E-08 & -0,00393 & 0,000109 & 0,000684 & -2,9E-05 & -2,1E-05 & -2,9E-06 & -4,7E-06 & -7,8E-09 & 0,000558 \\ 0 & 2,57E-07 & 0,833957 & 0,00393 & -0,06961 & 0,29576 & 0,650367 & -0,02268 & -0,0167 & -0,00242 & -0,00398 & -6,6E-06 & -0,33794 \\ 0 & 1,07E-06 & 2,522683 & 0,000109 & -0,29426 & -0,13405 & -1,05566 & 0,048971 & 0,03427 & 0,004643 & 0,007622 & 1,27E-05 & -0,40918 \\ 0 & 3,49E-06 & 6,786983 & 0,000679 & -0,64589 & -1,05375 & -23,009 & 5,763874 & 2,144298 & 0,182454 & 0,298596 & 0,000498 & -1,65394 \\ 0 & 1,26E-07 & 0,241977 & 2,88E-05 & -0,02252 & -0,04888 & -5,76381 & -0,04933 & -0,04525 & -0,01011 & -0,01668 & -2,8E-05 & -0,06287 \\ 0 & 9,22E-08 & 0,177556 & 2,05E-05 & -0,01659 & -0,03421 & -2,14426 & -0,04525 & -0,04469 & -0,01261 & -0,02089 & -3,5E-05 & -0,04564 \\ 0 & 1,33E-08 & 0,025632 & 2,84E-06 & -0,00241 & -0,00463 & -0,18245 & -0,01011 & -0,01261 & -0,18727 & -2,93859 & -0,00102 & -0,00649 \\ 0 & -2,2E-08 & -0,0421 & -4,7E-06 & 0,003953 & 0,007608 & 0,298589 & 0,016678 & 0,020889 & 2,938587 & -0,63872 & -0,00213 & 0,010661 \\ 0 & 3,69E-11 & 7,01E-05 & 7,76E-09 & -6,6E-06 & -1,3E-05 & -0,0005 & -2,8E-05 & -3,5E-05 & -0,00102 & 0,002128 & -3,48412 & -1,8E-05 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} u$$

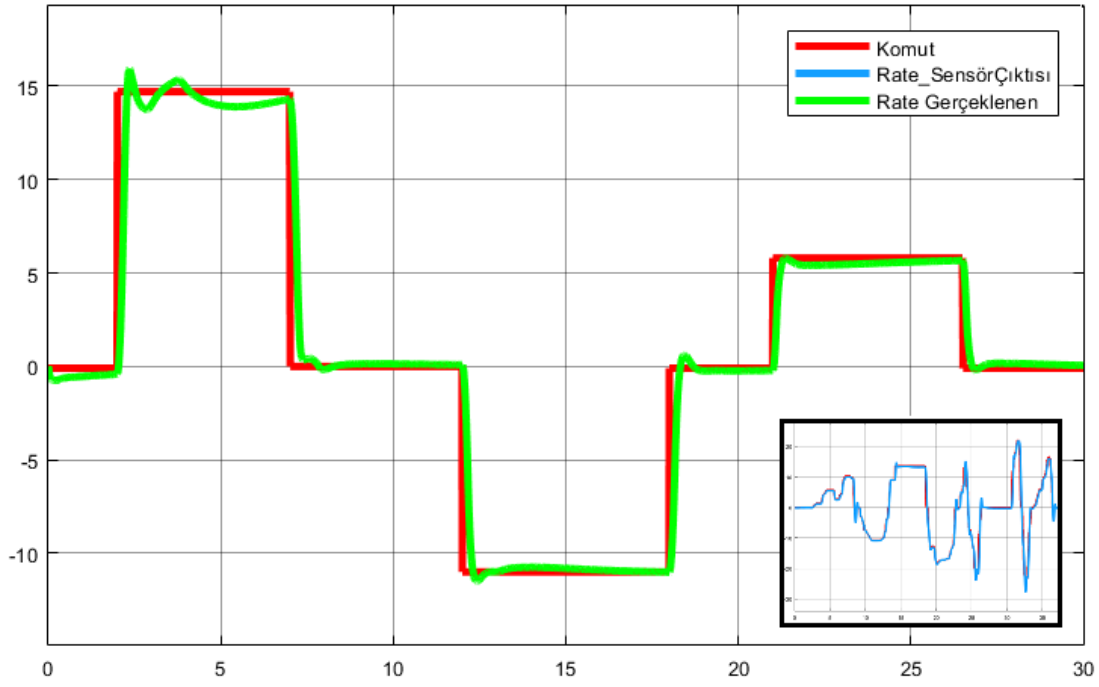
$$y = \begin{bmatrix} 3 & 2,26E-05 & 2,367141 & -0,00029 & -0,17664 & 0,214962 & 0,870476 & -0,03309 & -0,02402 & -0,00342 & -0,00561 & -9,3E-06 & -2,2661 \end{bmatrix} x \quad (4.51)$$

Transfer fonksiyonuna çevrilmiş hali denklem 4.52'de verilmiştir.

$$C(s) = \quad (4.52)$$

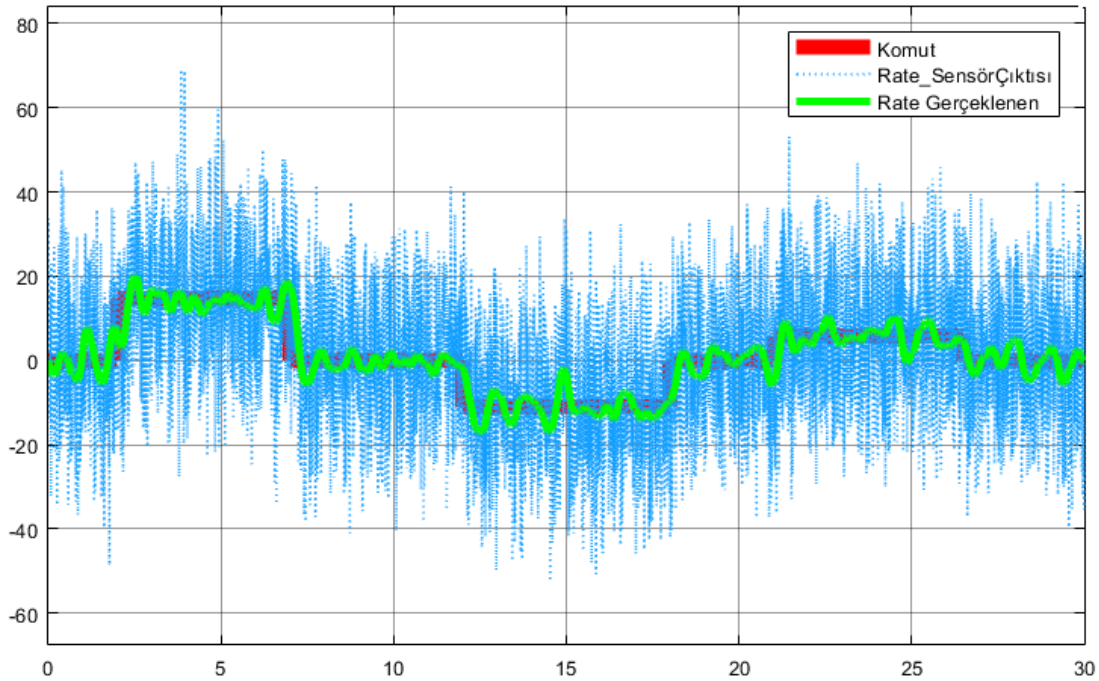
$$\frac{-79.6 s^{12} - 2941 s^{11} - 3.46e04 s^{10} - 1.644e05 s^9 - 5.1e05 s^8 - 1.2e06 s^7 - 1.3e06 s^6 - 5.9e05 s^5 - 9.9e04 s^4 - 2442 s^3 - 16.3 s^2 - 0.035 s + 2.583x10^{-06}}{s^{13} + 70.5 s^{12} + 2218 s^{11} + 2.06e04 s^{10} + 8.74e04 s^9 + 2.54e05 s^8 + 5.24e05 s^7 + 4.55e05 s^6 + 1.2e05 s^5 + 3118 s^4 + 22 s^3 + 0.043 s^2 - 3.217x10^{-6} s}$$

Sensör gürültüsü olmadığı zaman sistem cevabı Şekil 4.66'da verilmiştir. Aynı zamanda tüm kontrolörler için dış döngü manevrası yapıtırılıp, genel dayanımları test edilmiştir.



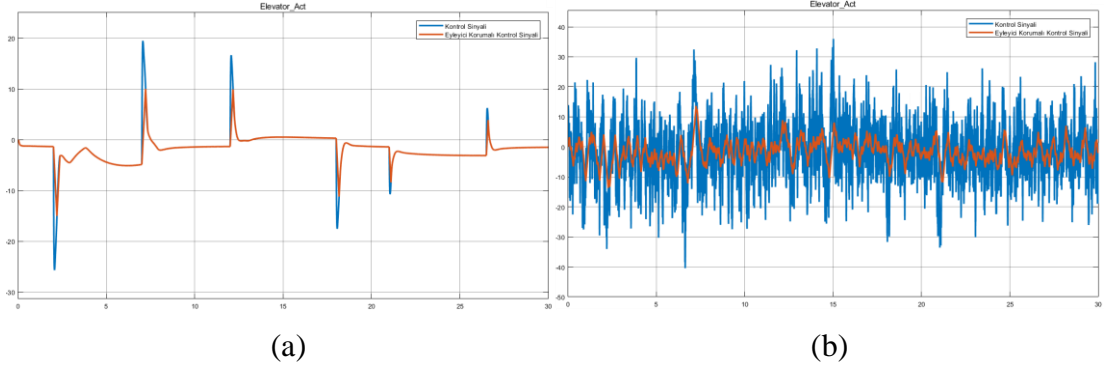
Şekil 4.66 : H_∞ döngü şekillendirici kontrolör zaman cevabı.

Kompenzatorumuzun durumları kontrol sistemine uygun değerlere ulaşınca takip performansı tatmin edicidir. Ancak çok yüksek sensör gürültüsü aktif edildiğinde gürültü dayanım performansı Şekil 4.67 verilmiştir.



Şekil 4.67 : H_∞ kontrolör yüksek gürültü performansı.

Gürültüsüz ve gürültülü koşulda elde edilen kontrol sinyaliniz Şekil 4.68'de verilmiştir.

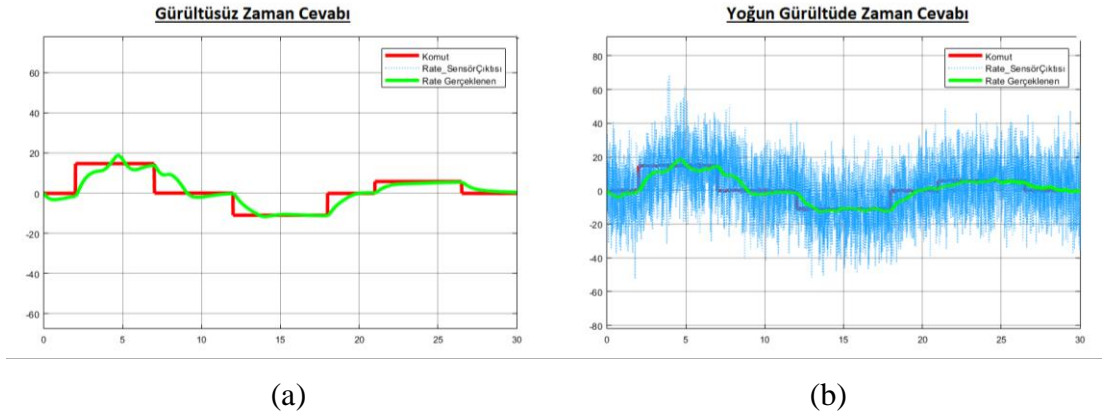


Şekil 4.68 : Kontrol sinyali: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.

Ağırlıklar değiştirilerek tasarım yenilenecek olursa, yeni ağırlıklarımız denklem 4.53'te verilmiştir.

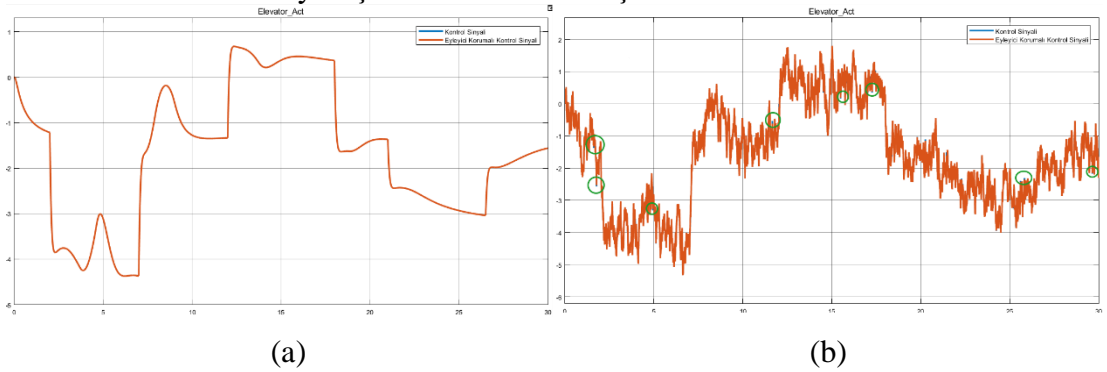
$$W_1(s) = \frac{s+1}{s+7}; \quad W_2(s) = \frac{1.9}{s}; \quad (4.53)$$

Elde edilen zaman cevabı Şekil 4.69'de verilmiştir. Takip performansı düşmüş ancak çok yoğun gürültüye karşı dayanım kazanmıştır.



Şekil 4.69 : Arttırılmış dayanım zaman cevabı: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.

Elde edilen kontrol sinyali Şekil 4.70'te verilmiştir.



Şekil 4.70 : Arttırılmış dayanım kontrol sinyali: (a) Gürültüsüz. (b) Yoğun gürültülü.

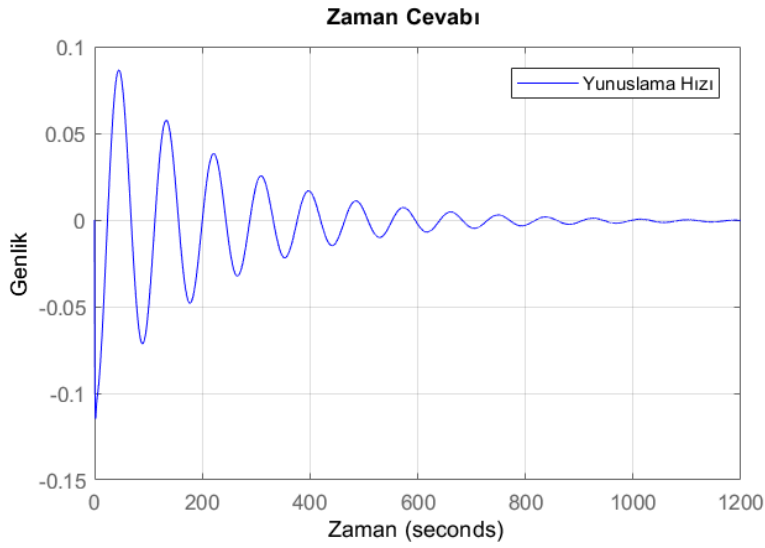
4.5.3 Frekans Tabanında Tasarım

Frekans tabanında tasarım amacı ile yer-kök eğrisi tekniği kullanılacaktır. Yer kök eğrisi kapalı çevrim köklerinin ve sıfırlarının kazanç ile hareketini göstermektedir. Yunuslama ekseninde elevatörden yunuslama hızına doğrusallaştırılmış transfer fonksiyonu denklem 4.54'te verilmiştir.

$$\frac{q(s)}{\delta e(s)} = \quad (4.54)$$

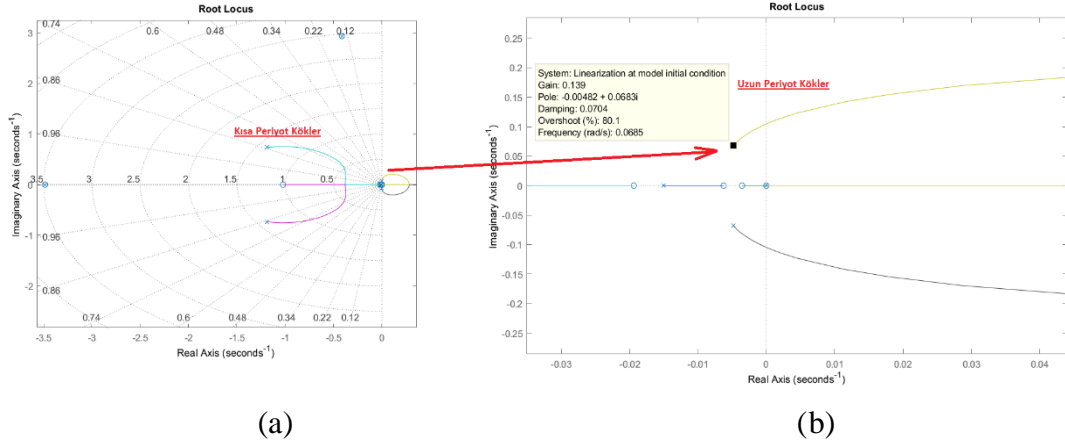
$$\frac{-0.183s^8 - 0.981s^7 - 2.966s^6 - 7.854s^5 - 5.947s^4 - 0.169s^3 - 0.001s^2 - 2.463 \times 10^{-6}s + 7.758 \times 10^{-25}}{s^9 + 6.717s^8 + 24.05s^7 + 67.38s^6 + 97.36s^5 + 62.56s^4 + 1.945s^3 + 0.2926s^2 + 0.004s - 5.046 \times 10^{-9}}$$

Açık çevrim zaman cevabı Şekil 4.71'de verilmiştir.



Şekil 4.71 : Açık çevrim zaman cevabı.

Köklerin üzerinde sıfır olması o modun elevatör komutu ile karakteristiğinin değişmemesi anlamına gelmektedir. Buda yanal modlarımızı temsil etmektedir. Örnek verilecek olursa en solda yüksek frekanslı mod yuvarlanma modudur. Sistemin yer-kök eğrisi ve uzunlamasına eksen hareket kökleri Şekil 4.72'de verimiştir. Yüksek frekanslı hareket kısa periyot, düşük frekanslı hareket uzun periyodu temsil etmektedir.



Şekil 4.72 : Yer-kök eğrisi gösterimi: (a) Kısa periyot kökleri. (b) Uzun periyot kökleri.

Kısa periyot ve uzun periyot köklerimiz denklem 4.55'te verilmiştir.

$$Uzunlamasına Kökleri = \begin{cases} \text{Kısa Periyot} : -1.1902 + 0.7364i \\ \text{Uzun Periyot} : -0.00482 \pm 0.0683i \end{cases} \quad (4.55)$$

Sistemin şekillendirilmek istenilen yeni davranışı seçilirken askeri standartlar gözetilmelidir. Kısa periyot sönümlenme oranı için standartların ifadesi seyhat fazını içeren kategori B için Çizelge 4.25'te verilmiştir.

Çizelge 4.25 : Uçuş kalitesi, kısa periyot sönümlenme oranı.

Uçuş Kalitesi	Kategori B Uçuş Fazı	
	Alt Limit	Üst Limit
Seviye 1	0.3	2
Seviye 2	0.2	2
Seviye 3	0.15	-

Kısa periyot hareketin sönümlenme oranı 0.7, doğal frekansı 2 rad/s olduğunda tasarım tatmin edici olduğu pilot kullanım kalitesi oranları (CHR) ile doğrulanmıştır. Bu durumda yeni köklerimizden yeri denklem 4.56'da verilmiştir.

$$kutup_{kp} = s^2 + 2 \times 0.7 \times 3s + 3^2 = s^2 + 2.8s + 4 \rightarrow kutup_{kp} = -0.7 \pm 1.2288i \quad (4.56)$$

Uzun periyot kararlılık standardının (MIL-STD) ifadesi Çizelge 4.26'da verilmiştir.

Çizelge 4.26 : Uzun periyot kararlılık standartları ifadesi.

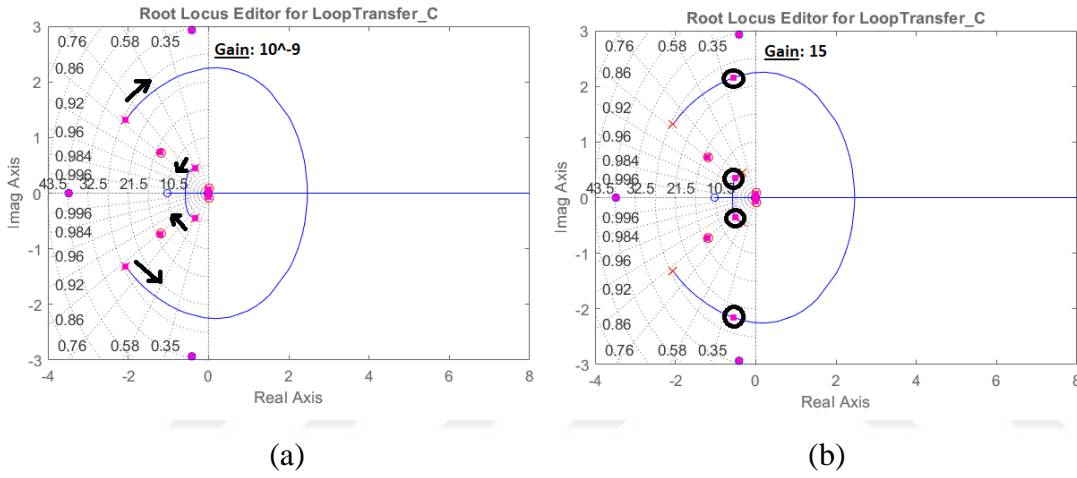
Uçuş Kalitesi	Kriter
Seviye 1	Sönümlenme oranı 0.04'ten büyük ise
Seviye 2	Sönümlenme oranı 0'dan büyük ise
Seviye 3	İki katına çıkma genliği en az 55 saniye ise

Çevik savaş uçakları için uzun periyot karakteristiği ikinci plandadır. Bu sebeple kökümüzü $-0.3 \pm 0.6i$ olarak yerleştirebiliriz. O halde kompanseör sistemde iki sıfır ile iki kutup götürmesi yapacak, istenilen frekans ve sönümlenme oranına iki kutup yerleştirecektir. İstenilen kompanseörümüzün ifadesi denklem 4.57’de verilmiştir.

$$C(s) = \frac{(s-z_1)(s-z_2)(s-z_3)(s-z_4)}{(s-p_1)(s-p_2)(s-p_3)(s-p_4)} = \quad (4.57)$$

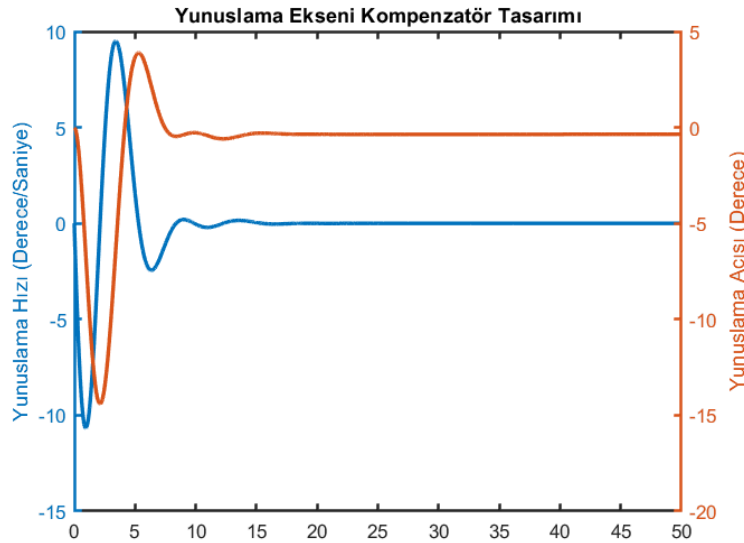
$$\frac{(s + 1.1902 - 0.7364i)(s + 1.1902 + 0.7364i)(s + 0.00482 - 0.0683i)(s + 0.00482 + 0.0683i)}{(s + 0.7 - 1.2288i)(s + 0.7 + 1.2288i)(s + 0.3 - 0.6i)(s + 0.3 + 0.6i)}$$

Kontrolör kazanç katsayısının belirlenmesi amacı ile yer-kök eğrisi Şekil 4.73’te verilmiştir.



Şekil 4.73 : Kontrolör kazancının belirlenmesi: (a) Başlangıç. (b) Seçim.

Tasarlanan kompanseörde seçilen kazanç değeri 2 olarak ayarlandıktan elde edilen zaman cevabı Şekil 4.74’te verilmiştir.



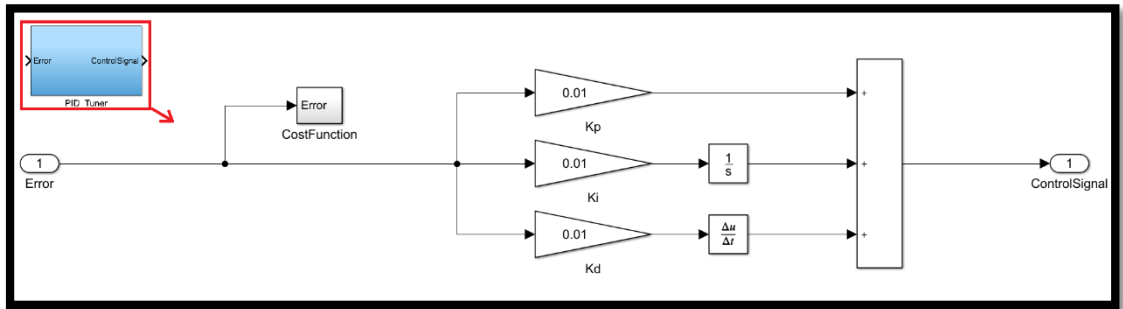
Şekil 4.74 : Kapalı çevrim zaman cevabı

5. OTOPİLOT TASARIMI

Sistemlerin temel kontrolcöleri, ana karakteristiği belirlemede öncü olan ve diğer döngüler onların üzerlerine kurulan iç döngü kontrolörler olarak tanımlanabilir. Şu ana kadar belirtilen kısımlarda F16 iç döngü bloklarının yani kontrol ve kararlılık arttırma sistemleri üzerinde duruldu, ancak F16 tarafından sağlanan bir diğer kontrol algoritması görev fonksiyonu olan otopilottur. Otopilot fonksiyonu, temel amacı görev icrasına yardım etmek olan uçuş yönetim bilgisayarı tarafından sağlanmaktadır. F16 tarafından sağlanan otopilot fonksiyonları:

- Durum tutucu
- İrtifa tutucu
- Sapma seçici

Çalışmada durum tutucu ve irtifa tutucu otopilot tasarımı genel hatları ile anlatılacaktır. Parametrik optimizasyon ve eklenen sistemi kontrol etmeye yarayan jenerik yapıda PID_Tuner bloğu tanıtılacaktır. Bu blok bağlandığı hata sinyalini, amaç fonksiyonuna göre Kp, Ki ve Kd parametrelerini değiştirerek minimize edecek kontrol sinyali üreten bloktur. Simulink modeli Şekil 5.1'de verilmiştir.

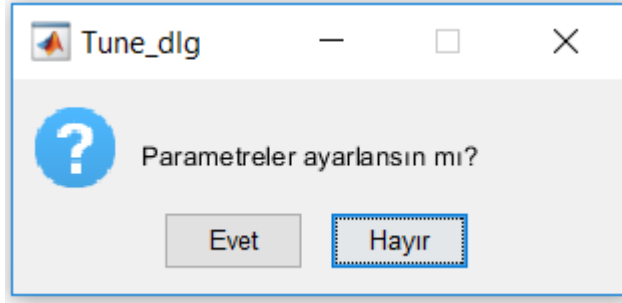


Şekil 5.1 : Kendini optimize eden PID bloğu.

Optimizasyon hatanın karesi ve zaman ile ceza vermektedir. Amaç fonksiyonu denklem 5.1'de verilmiştir. t_{sim} ifadesi simülasyon durdurma süresi olup 10 saniye olarak tanımlıdır.

$$Amaç = \int_0^{t_{sim}} te(t)^2 dt \quad (5.1)$$

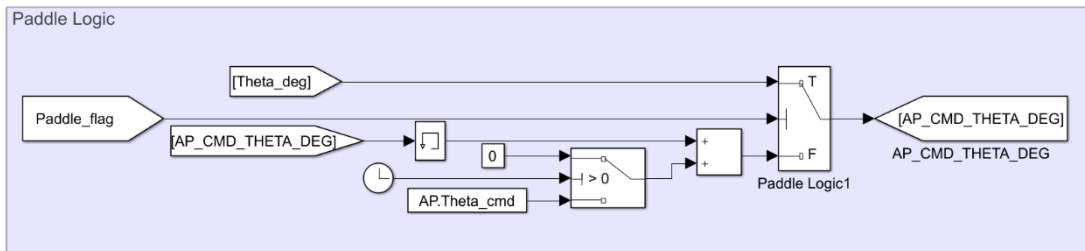
Jenerik optimizasyon bloğu geriçağırımında (callback) tanımlanmış olup istem dışı çalıştırılma önlemi olarak kullanıcı onayını istemektedir. En son optimize edilen değerleri tutmaktadır. Örnek çıktı Şekil 5.2’de verilmiştir.



Şekil 5.2 : PID optimizasyon sorgu örnek gösterim.

5.1 Durum Tutucu

F16 otopilotu devreye alındığında mevcut durumlarını yani mevcut rotasyon (Euler) açılarını tutmayı hedefler. Pilot tarafından sağlanan Paddle komutu geldiği zaman otoriteyi pilota verir ve en son durumlarını korumaya devam eder. Modelde otopilot bloğunun içinde Paddle lojik tasarımı anahtarlama ile yapılmıştır. Uçuş kontrol bilgisayar – kontrol ve kararlılık artırma sistemi parametrik optimizasyonu için kullanılan metotlar kullanılabilir. Bu bölüm altında jenerik yapıda PID ayarlayıcı blok tasarımı yapılmıştır. Pilot komutu kesildiğinde son durumlarını tutmayı sağlayan lojik örnek olarak yunuslama ekseni seçilerek Şekil 5.3’te verilmiştir. Yuvarlanma ve sapma ekseninde’de aynı lojik farklı girişler ile mevcuttur.



Şekil 5.3 : Yunuslama ekseni paddle lojik.

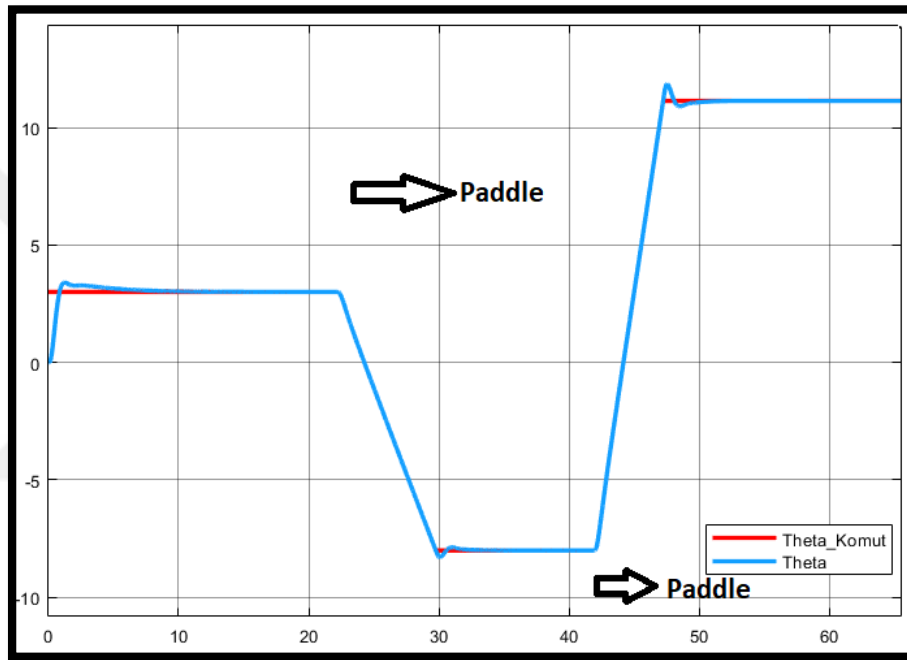
5.1.1 Yunuslama Açısı

Yunuslama ekseninde yapılan yunuslama açısı tutucu otopilot için optimizasyon sonucu çıkış parametreleri Çizelge 5.1’de verilmiştir.

Çizelge 5.1 : PID-tuner yunuslama eksenli sonuçları.

Parametre	Değer [#]
Kp	0.92393
Ki	0.26692
Kd	0
Amaç Değeri	1.613
Optimizasyon Süresi	28.42 s

Padle komutu pilotun kokpit algılayıcıya uyguladığı kuvvet ile pilot komutu devreye alınmaktadır, pilot komutu kesildiğinde durum tutucu otopilot en son rotasyon açılarını referans almaktadır. Uçağın yunuslama açısı takip sonuçları Şekil 5.4'te gösterilmiştir.



Şekil 5.4 : Yunuslama açısı tutucu otopilot zaman cevabı.

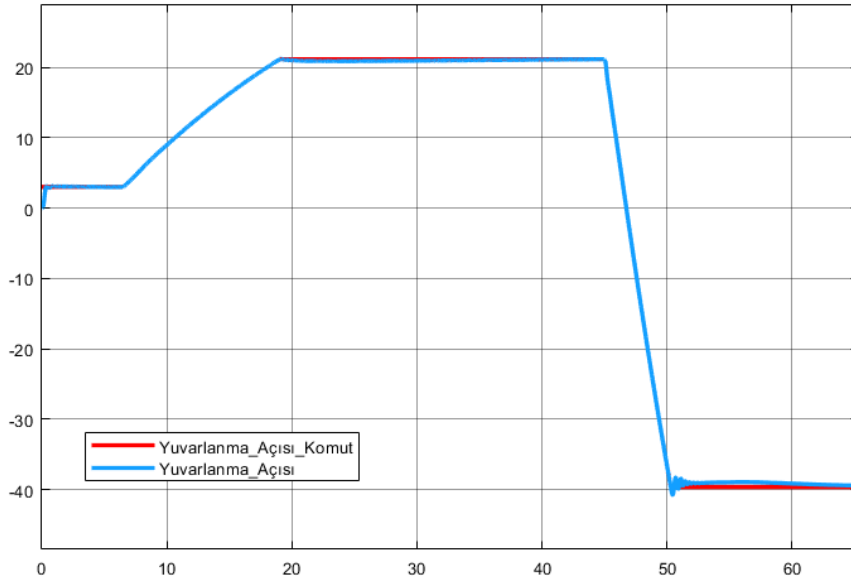
5.1.2 Yuvarlanma Açısı

Yuvarlanma açısı optimizasyon parametreleri Çizelge 5.2'de verilmiştir.

Çizelge 5.2 : PID-tuner yuvarlanma eksenli sonuçları.

Parametre	Değer [#]
Kp	25.1151
Ki	5.7912
Kd	0
Amaç Değeri	0.2016
Optimizasyon Süresi	522.2 s

Farklı yuvarlanma açısı komutları ile otopilotun zaman cevabı Şekil 5.5'te verilmiştir.



Şekil 5.5 : Yuvarlanma açısı tutucu otopilot zaman cevabı.

Bazı noktalarda doğrusal olmayan yanal karakteristiğın yuvarlanma ve sapma eksenı etkileşiminden dolayı performans düşümü olmaktadır. Ancak bu koşullarda dahil standartların ($\pm 1^\circ$ hata) dışına çıkmamaktadır.

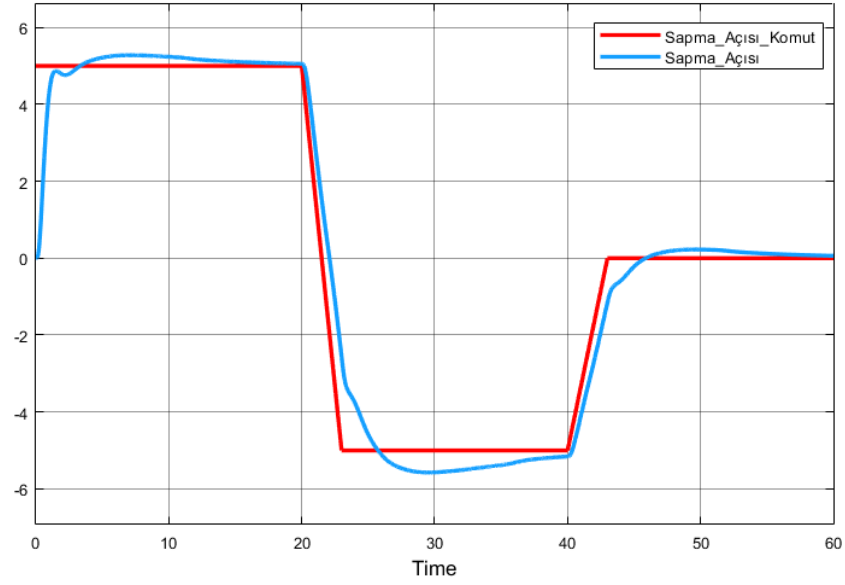
5.1.3 Sapma Açısı

Sapma açısını tutan otopilot parametreleri Çizelge 5.3'te verilmiştir.

Çizelge 5.3 : PID-tuner sapma eksenı sonuçları.

Parametre	Değer [#]
Kp	2.9118
Ki	2.9485
Kd	1.1617
Amaç Değeri	12.32
Optimizasyon Süresi	951.1

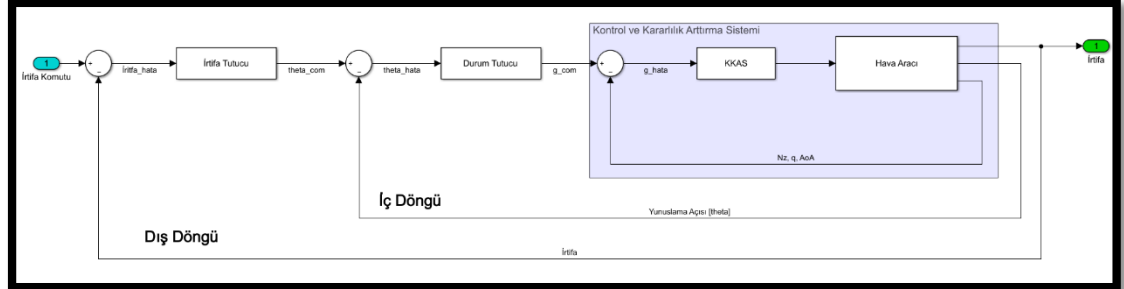
Sapma ekseninde ARB (aileron rudder bağlantısı) bulunduğú için Roll ekseninden bağımsız incelenememektedir. Bu sebeple otopilot performansı diğer eksenlere göre zayıf çıksada tasarım gereksinimi karşılamaktadır. Zaman cevabı Şekil 5.6'da verilmiştir.



Şekil 5.6 : Sapma açısı tutucu otopilot zaman cevabı.

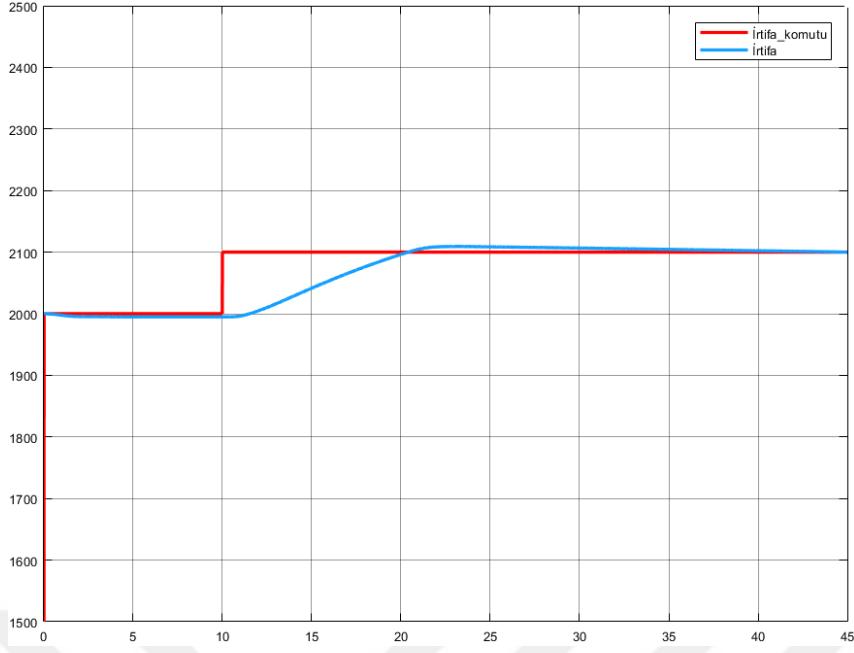
5.2 İrtifa Tutucu

İrtifa tutucu otopilot tasarımı kontrol yasası olarak en dış döngüye konulmuştur. Tasarım taslağı Şekil 5.7’de verilmiştir.



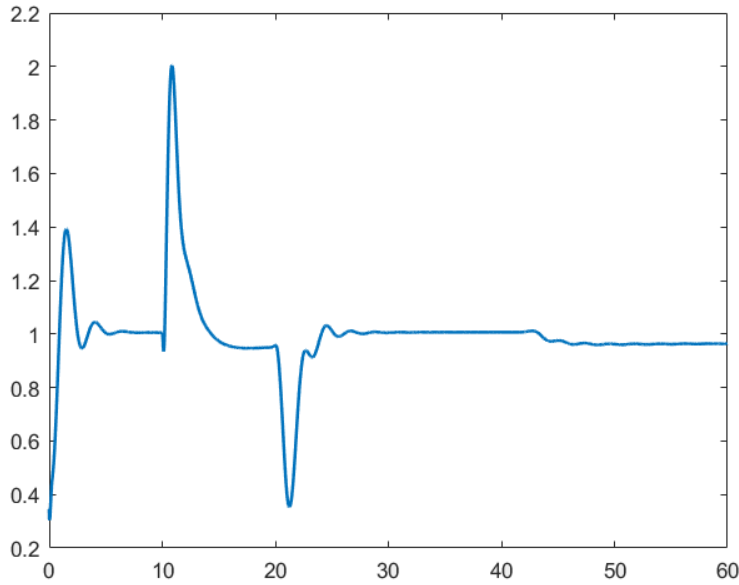
Şekil 5.7 : İrtifa tutucu otopilot yapısı.

Tasarım sonucu elde edilen zaman cevabı Şekil 5.8’de verilmiştir.



Şekil 5.8 : İrtifa tutucu zaman cevabı.

Unutulmamalıdır ki otopilot gibi fonksiyonlar performans amacı olduğu kadar konfor amacıyla içermektedir. Bu sebeple maksimum komutları iç döngüde kısıtlandırılmıştır. Örnek verilecek olursa Şekil 5.9’da pilot üzerine düşen 2g ile limitli g kuvveti gösterimi verilmiştir.



Şekil 5.9 : Otopilot g-kuvveti zaman cevabı.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Modelleme çalışmasında alt sistemlerimiz modellerinin oluşturulması aşamasında newton yasalarından faydalanarak hareket denklemleri, literatür ve standartların ifadesinden eyleyici ve çevre modeli oluşturularak metotları okuyucuya aktarılmıştır. Aerodinamik veriler uçuş verilerinden çekilerek simülasyon için gerekli yüksek doğruluklu ortam oluşturulmuştur. Elde edilen doğrusal olmayan model üzerinde parametrik uçuş kontrol algoritma optimizasyonu, farklı kontrol yapıları için denenmiştir. Yanal hareket kontrolünde kararlılık artırma sistemi, sönümleyici filtre ve aileron-rudder bağlantısı kontrol sistemindeki rolü açıklanmış ve kontrol sistemine eklenmiş halleri ile eklenmemiş halleri ile tasarım yapılmış, sonuçlar karşılaştırılmıştır. Parametrik optimizasyon metodu olarak klasik kontrol metodu kullanılmıştır. Parametre optimizasyonu olarak gradyanlı ve gradyansız optimizasyon metotları denenmiştir. Kullanılan kodların bir kısmı ekte verilmiştir, ancak yazılan genetik algoritma gibi standart akış diyagramı ile kullanılan algoritmalar verilmemiştir. Standart algoritmaların benzer işlevini gören algoritmalar Matlab dökümantasyon üzerinden erişilebilmektedir. Ek olarak çalışma süresinin ve yakınsamanın iyileştirilmesi amacı ile küresel algoritmaların üzerine çalıştırılan gradyanlı aramanın çalışması ile oluşan hibrit metotlar denenmiştir. Kullanılan algoritmaların sonucunda elde edilen amaç değerleri ve simülasyon süresinin karşılaştırılması Çizelge 6.1’de verilmiştir. Karşılaştırmanın arama menzili aynı olan küresel algoritmalar arası yapılacak olursa, amaç değerinin çalışma süresine oranı olarak hesaplanan performans değeri en yüksek büyük patlama büyük çöküş (big bang big crunch) algoritması ile elde edilmiştir.

Çizelge 6.1 : Optimizasyon algoritmalarının karşılaştırılması.

Algoritma	KKAS Optimizasyonu		
	Amaç Değeri	Simülasyon Süresi	Performans (1/Amaç*Süre)
Genetik Algoritma	0.097	740.8 s	0.01392
Hooke-Jeeves Algoritması	0.093	638.7 s	0.01684
Big Bang Big Crunch Algoritması	0.093	501.3 s	0.02145
Gradyan Temelli Bisection	0.124	3516 s	0.00229
Nelder Mead Simplex Algoritması	0.076	1260 s	0.01044
Sequential Quadratic Programming	0.1439	410 s	0.01694

Tezin sonraki bölümünde klasik aç-kapa bang-bang kontrolör tasarımı yapılmış ve bu klasik tasarımın iyileştirilmesi için önerimlerde bulunulmuştur. Uçaklarda bir diğer önemli problem olan denge noktasının bulunması amacı ile problem tanımının optimizasyon problemine dönüştürülmesi süreci anlatılmıştır. Örnek irtifa-hız değerleri için denge noktası değerleri hesaplanmıştır. Denge noktasından elde edilen doğrusal model üzerine modern kontrol metotları denenerek, kontrolör dayanımları manevra setleri ile test edilmiştir. En son aşamada uçağın görev fonksiyonu olan ve kontrol sisteminde en dış döngüde yer alan durum tutucu ve irtifa tutucu otopilot tasarımı yapılmış ve sonuçlar paylaşılmıştır. Temel çıkarım modern kontrol kuramlarının bize sağladığı kolaylıklara ve yüksek performansa rağmen, klasik kontrol metotlarının esnekliği ve sadeliği görülmüştür. Bu sebeple ve standartların sağlanması aşamasında avantaj sağlaması havacılık endüstrisi tarafından klasik kontrol metotlarının tercih edilmesini yaygınlaştırmıştır. Ancak yakın gelecekte, gelişen teknoloji ve artan bilgi birikimi ile sanayi tarafında modern kontrole artacak güven ile uçuş kontrol algoritmalarında modern kontrol kuramı kullanımı ivme kazanacaktır.

6.1 Çalışmanın Uygulama Alanı

Kontrol sistemi tasarımı başlangıcından sonuca farklı metotlar ile genel hatlarıyla verilmiştir. Uygulaması çeviklik konseptine sahip avcı uçağı için yapılmış olsada kontrol sistemlerine genel bir bakış açısı sağlamaktadır. Bu sebeple geribesleme parametreleri değiştirilerek herhangi bir sisteme uyarlanabilir jenerik yapıdadır. Kontrol yapılarının uygulanması noktasında temel önerim doğrusallığı bozan parametreleri içeren sistemler için doğrusallaştırma belirsizliklerinin yüksek olması sebebi ile tasarım noktalarının artırılmasıdır.

6.2 Kazanımlar

Gelecekte geliştirilecek yerli ve milli uçuş kontrol yasaları için karşılaşılabilecek zorlukların veya kullanılan metotların avantajlarının belirlenmesinin sağlanması hedeflenmiştir. Modern kontrolün bize büyük kolaylık ve performans artışı sağladığı, öte yandan standartların doğrulanması süresince zorluklar çıkarabileceği görülmüştür. Bunun yanında optimizasyonun sağladığı kolaylıklar görülmüş ve uçuş kontrol algoritmasının optimizasyonunda yer alan uçuş ve kullanım kalitesi gibi kısıtlarımız ile birlikte daralan arama alanı sonucunda varılan sonuç, nihai tasarımın öncü noktası olduğu görülmüştür.





KAYNAKLAR

- Administration, N. O.** (1976). *U.S. Standard Atmosphere*. Washington, D.C.: NASA.
- Agora, J. S.** (2012). *Introduction to Optimum Design*. Iowa City.
- Armstrong, E. S.** (1993). *Robust Controller Design*. Hampton, Virginia: NASA, Langley Research Center.
- Beck, C., D'Andrea, R., Paganini, F., Lu, W.-M., & Doyle, J.** (1996). A State-Space Theory of Uncertain Systems. *13th Triennial World Congress* (s. 3162 - 3167). San Francisco, USA: IFAC.
- Bogaisky, J.** (2018). Crash of Lion Air 737 MAX Raises Questions About Autopilot And Pilot Skills. *Forbes*.
- Cook, M. V.** (1997). *Flight Dynamics Principles*. Cranfield: Elsevier.
- Cook, M. V.** (1999). On the Design of Command and Stability Augmentation Systems for Advanced Technology Aeroplanes. *Trans. Inst. MC*, 21(2), 85-98.
- Dang, D.-K., Mifdaoui, A., & Gayraud, T.** (2012). Fly-By-Wireless for Next Generation Aircraft: Challenges and Potential solutions. Toulouse: IEEE.
- Driscoll, N. R.** (1967). *Effects of a Simple Stability Augmentation System on the Performance Non-Instrument-Qualified Light-Aircraft Pilots During Instrument Flight*. Langley Station, Hampton, Va.: NASA, Langley Research Center.
- Efe, M. Ö.** (2012). *Otomatik Kontrol Sistemleri*. Ankara: Seçkin Yayıncılık.
- Enevoldson, W. W.** (1981). *Limited Evaluation of an F-14A Airplane Utilizing an Aileron-Rudder Interconnect Control System in the Landing Configuration*. Hampton, Virginia: NASA.
- Erol, O. K., & Eksin, İ.** (2005). A new optimization method: Big Bang-Big Crunch. *Elsevier*, 107-111.
- Garg, A., Linda, R. I., & 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), 1-6.
- General Electric.** (2019, Mart 19). *F110-GE-129 Turbofan Engines Datasheet*. Ohio: GE Aviation.
- Hollocks, B. W.** (2008). Intelligence, innovation and integrity—KD Tocher and the dawn of simulation. *Journal of Simulation*, 128-137.
- Jun He, L. K.** (1999). On the Convergence Rates of Genetic Algorithms. *Theoretical Computer Science - Elsevier*(229), 23-39.
- Katsuhiko, O.** (1990). *Modern Control Engineering*. Englewood Cliffs: Prentice-Hall Inc.

- Marx, M. F.** (1977). *Computer Redundancy for Aircraft Flight Control*. Binghamton, New York: General Electric Company.
- McFarlane, D., & Glover, K.** (1992). A Loop Shaping Design Procedure Using H_∞ Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 37(6), 759-769.
- Nelson, R. C.** (1989). *Flight Stability and Automatic Control*. New York: McGraw-Hill.
- Ogata, K.** (1994). *Solving Control Engineering Problems with Matlab*. Englewood Cliffs: Prentice-Hall Inc.
- Overstreet, C. M., & Nance, R. E.** (1986). World View Based Discrete Event Model Simplification. *Modelling and Simulation Methodology in the Artificial Intelligence Era* (s. 165-179). içinde
- Papageorgiou, G., Glover, K., D'Mello, G., & Patel, Y.** (2000). *Taking robust LPV control into flight on the VAAC Harrier*. Bedford: DERA.
- Perez, R. E., Liu, H. H., & Behdinan, K.** (2005). Relaxed Static Stability Aircraft Design via Longitudinal Control-Configured MDO Methodology. *CASI Conference on Aerospace Technology and Innovation*. Toronto.
- Roberts, S. D., & Pegden, D.** (2017). The History of Simulation Modeling. *IEEE Winter Simulation Conference*, (s. 308 -). Raleigh, USA.
- Skogestad, S., & Postlethwaite, I.** (2001). *Multivariable Feedback Control Analysis and Design*. John Wiley & Sons.
- Stevens, B. L., Lewis, F. L., & Johnson, E. N.** (1992). *Aircraft Control and Simulation*. New York: Wiley.
- Sutherland, J. P.** (1968). Fly-By-Wire Flight Control Systems. *Joint Meeting of Flight Mechanics and Guidance and Control Panels of AGARD*. Oslo, Norway.
- Wei, Q.** (2013). Bang-Bang Control Applied in Airfoil Roll Control with Plasma Actuators. *Journal of Aircraft*, 670-676.
- Wise, J.** (2019, Mart 15). *The Boeing 737 Max and the Problems Autopilot Can't Solve*. nytimes.com: <https://www.nytimes.com/2019/03/14/opinion/business-economics/boeing-737-max.html> adresinden alındı
- Wood, G. R.** (1989). The Bisection Method in Higher Dimensions. *Springer*, 319-337.
- Zavoli, A.** (2013). *Indirect Optimization of Bang-Bang Control Problems and Applications to Formation Flying Missions*. Rome.
- Zipfel, P. H.** (2007). *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. Gainesville, Florida: AIAA Education Series.

EKLER

EK A: Yanal kontrol optimizasyon kodu

EK B: Doğrusal Model

EK C: Kendini ayarlayan PID kodu

EK D: Fareden komut alma kodu

EK E: Modifiye edilmiş eşit bölmeli arama kodu





EK A

```
%% Durum uzayı ilgili durum ve giriş adresleri
idx.States.p=10; idx.States.r=12;
idx.Inputs.Aileron=2;idx.Inputs.Rudder=3;

%% Ucak sistemi daha doğru bir analiz için indirgenmeden
% kullanılır.
Ucak.ss_rad=mimo([idx.States.p,idx.States.r],[idx.Inputs.Aileron,idx
.Inputs.Rudder]);
Ucak.ss_deg=(180/pi)*Ucak.ss_rad;

%% Eyleyici
tau_eyleyici=0.05; %Rudder ve Aileron
kARB=input('ARB Kazancı Giriniz..[Default ARB Yok] >> '); %ARB ile
tasarım
if isempty(kARB); kARB=0; end
Eyleyici.A= [-1/tau_eyleyici 0; 0 -1/tau_eyleyici];
Eyleyici.B= [1/tau_eyleyici 0;
             kARB/tau_eyleyici 1/tau_eyleyici];
Eyleyici.C= [-1 0; 0 -1];
Eyleyici.D= [0 0; 0 0];
Eyleyici.ss= ss(Eyleyici.A,Eyleyici.B,Eyleyici.C,Eyleyici.D);
ActuatedPlant = series(Eyleyici.ss,Ucak.ss_deg);

%% Washout Filtre
tau_wf=1;
Washout.A= [-1/tau_wf];
Washout.B= [0 1/tau_wf];
Washout.C= [0;-1];
Washout.D= [1 0; 0 1];
Washout.ss= ss(Washout.A,Washout.B,Washout.C,Washout.D);
Washout.ss.InputName={'RollCmd','YawCmd'};
Washout.ss.OutputName={'p','washed_r'};
Washout.ss.StateName='Gecici_r';
Sistem= series(ActuatedPlant,Washout.ss);

%% Optimizasyon
Qans=questdlg('Opt.Baslat?','QD','Evet','Hayır','Hayır');
if strcmp(Qans,'Evet')
ts=0.05;
t= [0:ts:50];
% Girişlerin Tanımlanması
%[0-15 sn Rudder, 15-30 sn Aileron, 30-50 sn çoklu giriş
uAil=[zeros(1,(15/ts+1)),10*ones(1,5/ts),-
5*ones(1,5/ts),zeros(1,5/ts),15*ones(1,20/ts)'];
uRud=[5*ones(1,(5/ts+1)),-
10*ones(1,5/ts),zeros(1,20/ts),15*ones(1,20/ts)'];
u_multiGiris=[uAil,uRud];
costFunc=@(K) CostFun(K,Sistem,u_multiGiris,t);
optimization='ga';
switch optimization
    case 'none'
        disp('End')
    case 'SQP'
        Algorithm 'levenberg-marquardt'
        options =
optimoptions('fmincon','Display','iter','Algorithm','sqp','MaxIterat
ions',200,'MaxFunctionEvaluations',800);
```

```

[x,fval,exitflag,output]=fmincon(costFunc,[1 1],... [],[],[],[],[0
0],[20 20],[],options);
    case 'ga'
hybridFcn=@patternsearch;

options =
optimoptions('ga','Display','iter','ConstraintTolerance',1e-
6,'HybridFcn',hybridFcn,'MaxGenerations',10,...
'PopulationSize',500);
[x,fval,exitflag,output]=ga(costFunc,2,[],[],[],[],[],...
[0 0],[100 100],[],options);
disp(['Optimizasyon Sonucu:' num2str(x)]);
end
else
    disp('Çıkış');
end

```

Fonksiyonlar:

```

function cost=CostFun(K,washedsys,u,t)
cl_SAS= washedsys.A - washedsys.B*[K(1) 0; 0 K(2)]*washedsys.C;
% Close roll & yaw
[y,x]= lsim(cl_SAS,washedsys.B,washedsys.C,0,u,t);
% Linear simulation
cost=costhesap(y,u,t);
end

function hesaplanancost=costhesap(y,u,t)
hesaplanancost=0;
for i=1:length(t)
    error_Roll=y(i,1)-u(i,1);
    error_Yaw=y(i,2)-u(i,2);

%Amaç Ağırlıklandırma- %90 / %10
hesaplanancost=(0.9*error_Roll^2+0.1*error_Yaw^2)+hesaplanancost
;
end
end

```

EK B**Çizelge A.1 Durum Katsayı Matrisi (A)**

Durum katsayı matrisi değeri									
5,11E-23	-3,5E-23	0	0	0	0	0 0 0	1	0,000434	0,040564
3,53E-23	0	0	0	0	0	0 0 0	0	0,999943	-0,0107
1,26E-21	-1,4E-24	0	0	0	0	0 0 0	0	0,010705	1,000765
0	-9,79894	4,34E-05	-0,00946	0,002493	0,054255	0 0 0	0	-5,76975	0,009482
9,79838	-0,00425	2,26E-05	-0,00074	-0,28537	-0,01389	0 0 0	5,989758	0	-147,798
-0,10482	-0,39749	0,002099	-0,09135	0,020932	-1,03641	0 0 0	-0,00948	134,7572	0
0,173515	-9,2E-10	-4,2808	0,998755	-0,02865	0,040825	0 0 0	0	0	0
-6,03981	-4,7E-13	149,0081	0,029063	0,999532	-0,00951	0 0 0	0	0	0
-0,05511	-149,07	0	-0,04053	0,010688	0,999121	0 0 0	0	0	0
0	0	3,82E-08	3,2E-05	-0,18912	7E-05	0 0 0	-3,5591	3,76E-23	0,705331
0	0	5,97E-07	0,000525	9,38E-05	-0,00418	0 0 0	-4,7E-23	-1,3442	-2,8E-24
0	0	-3,2E-08	-4,1E-05	0,052104	0,000464	0 0 0	-0,02421	2,2E-24	-0,48245

Çizelge A.2 Giriş Katsayı Matrisi (B)

YatayKuyruk	Flaperon	Rudder	ThrottleYuzde
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0,048049	0	0	17,79186
0	0,042501	0,120869	0
-0,34603	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
-0,00136	-0,65034	0,123941	0
-0,18279	0	0	0
0,001979	-0,02771	-0,06123	0

Çizelge A.3 Çıkış Katsayı Matrisi (C)

Çıkış katsayı matrisi değeri											
1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Çizelge A.4 İleribesleme Katsayı Matrisi (D)

YatayKuyruk	Flaperon	Rudder	ThrottleYuzde
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0

EK C

```
%% Bilgilendirme
% Kendini Ayarlayan PID Kontrolör (ing. Self_Tuner_PID)
% Simulink bloğundan 'Open Fcn' geriçağırma fonksiyonu
% aracılığı ile çift tıklayarak çağrılmaktadır.
% Oransal Kontrolör optim_params={'Kp'};
% Oransal+İntegral Kontrolör optim_params={'Kp' 'Ki'};
% Oransal+İntegral+Türevleyici Kontrolör {'Kp' 'Ki' 'Kd'}
% Oransal+Türevleyici Kontrolör optim_params={'Kp' 'Kd'};
% Küresel arama metodu kullanıldığı için kontrol
% katsayıları limitleri
% belirlenmelidir. Gradyan temelli arama kullanılması
% durumda ilk değerler atanmalıdır.
% sim_speed ve sim_normal fonksiyonları modele ait olup
% farklılık gösterebilir.

function PID_Tuner

%% ----- PARAMS -----

optim_params={'Kp' 'Ki' 'Kd'};
UB=1*ones(1,length(optim_params));
LB=0*ones(1,length(optim_params));
maxGen=5;
popSize=150;

%% ----- Algoritm -----

model=bdroot;
adres=gcb;
nVar=length(optim_params);
cevap=questdlg('Parametreler ayarlansın
mı?', 'Tune_dlg', 'Evet', 'Hayır', 'Hayır');
if strcmp(cevap, 'Evet')
baslangic=clock;
sim_speed(model)
set_param(strcat(adres, '/CostFunction'), 'commented', 'off');
costFunc=@(K) cost(K,model,adres,optim_params);
options =
optimoptions('ga', 'Display', 'iter', 'ConstraintTolerance', 1e-6, ...
'MaxGenerations', maxGen, 'PopulationSize', popSize);
[x, fval, exitflag, output]=ga(costFunc, nVar, [], [], [], [], ...
LB, UB, [], options);
for i=1:nVar
set_param(sprintf('%s/%s', adres, optim_params{i}), 'Gain', num2str(x(i)
));
end
sim_normal(model)
set_param(strcat(adres, '/CostFunction'), 'commented', 'on');
calisma_suresi=etime(clock,baslangic);
assignin('base', 'Optimizasyon_Suresi', calisma_suresi);
else
%Durdur
end
end
```

```

function y = cost(K,model,adress,optim_params)
for i=1:length(K)
set_param(sprintf('%s/%s',adress,optim_params{i}), 'Gain', num2str(K(i)
));
end
SimSonuc=sim(model);
y=SimSonuc.PID_Tuner_Cost.Data(end);
end

function speedsim(model)
warning off
assignin('base', 'INPUT_TYPE',1);
assignin('base', 'AP_TYPE',1);
if evalin('base', 'DirectFeed')==true
    ST='0.01'; % adım aralığı
else
    ST='10'; % Optimizasyon amaç biriktirme süresi
end
set_param(model, 'StopTime', ST)
set_param(model, 'FastRestart', 'on')
set_param(strcat(model, '/Animation'), 'Commented', 'On')
assignin('base', 'SimSpeeder', true);
end

function sim_normal(model)
warning on
set_param(model, 'FastRestart', 'off')
set_param(model, 'StopTime', 'inf')
set_param(model, 'FixedStep', '0.01')
assignin('base', 'SimSpeeder', false);
set_param(strcat(model, '/Animation'), 'Commented', 'Off')
if exist('InitStates', 'var')
set_param(model, 'SimulationCommand', 'update')
end
end

```


EK D

```
function mousecontroller
%% Görsel tanımlanır
figur=figure;
eksen=axes('Xlim',[-150,180],'YLim',[-180 150]);

Throttle=line([150 180], [-148 -
148],'color','red','linewidth',4,'ButtonDownFcn',@SuruklemeBaslatThrott
tle);
Rudder=line([0 0], [-180 -
150],'color','red','linewidth',4,'ButtonDownFcn',@SuruklemeBaslatRud
der);
Stick=line([-5 5], [-5
5],'color','red','linewidth',14,'ButtonDownFcn',@SuruklemeBaslatStic
k);

line([150 150], [-180 150],'color','green','linewidth',2);
line([180 180], [-180 150],'color','green','linewidth',2);

line([-150 180], [-150 -150],'color','green','linewidth',2);
line([-150 180], [-180 -180],'color','green','linewidth',2);

line([-150 0], [0 150],'color','yellow','linewidth',2);
line([0 150], [150 0],'color','yellow','linewidth',2);
line([-150 0], [0 -150],'color','yellow','linewidth',2);
line([0 150], [-150 0],'color','yellow','linewidth',2);
%% Figür üzerine callback atanır
set(figur,'WindowButtonUpFcn',@surukleDurdurThrottle);
set(figur,'WindowButtonUpFcn',@surukleDurdurRudder);
set(figur,'WindowButtonUpFcn',@surukleDurdurStick);

%% Rudder Callback
function SuruklemeBaslatRudder(varargin)
    set(figur,'WindowButtonMotionFcn',@surukleRudder)
end

function surukleRudder(varargin)
    nokta=get(eksen,'CurrentPoint');
    if nokta(1)<-150; nokta(1)=-150; end
    if nokta(1)>150; nokta(1)=150; end
    set(Rudder,'XData',nokta(1)*[1 1]);
    Rudder_force=3*nokta(1);
    if (Rudder_force<15 && Rudder_force>-15); Rudder_force=0;
end
    assignin('base','Rudder_force',Rudder_force);
% set_param('Model/Pilot Inputs/Mouse
Input/Mouse_Input/Rudder_force','Gain','Rudder_force');
end

function surukleDurdurRudder(varargin)
    set(figur,'WindowButtonMotionFcn','');
end

%% Throttle Callback
function SuruklemeBaslatThrottle(varargin)
    set(figur,'WindowButtonMotionFcn',@surukleThrottle)
end
```

```

function surukleThrottle(varargin)
    nokta=get(eksen, 'CurrentPoint');
    if nokta(3)>150; nokta(3)=150; end
    if nokta(3)<-150; nokta(3)=-150; end
    set(Throttle, 'YData', nokta(3)*[1 1]);
    Throttle_percentage=(nokta(3)+150)/3;
    if Throttle_percentage<0; Throttle_percentage=0; end
    if Throttle_percentage>100; Throttle_percentage=100; end
    assignin('base', 'Throttle_percentage', Throttle_percentage);
%   set_param('Model/Pilot Inputs/Mouse
Input/Mouse_Input/Throttle_percentage', 'Gain', 'Throttle_percentage')
;
end
function surukleDurdurThrottle(varargin)
    set(figur, 'WindowButtonMotionFcn', '');
end

%% Stick Callback
function SuruklemeBaslatStick(varargin)
    set(figur, 'WindowButtonMotionFcn', @surukleStick)
end

function surukleStick(varargin)
    nokta=get(eksen, 'CurrentPoint');
    if nokta(1)<-150; nokta(1)=-150; end
    if nokta(1)>180; nokta(1)=180; end
    if nokta(3)>150; nokta(3)=150; end
    if nokta(3)<-180; nokta(3)=-180; end
    set(Stick, 'XData', [nokta(1)-5 nokta(1)+5], 'YData', [nokta(3)-
5 nokta(3)+5]);
    Aileron_force=nokta(1);
    Elevator_force=nokta(3);
    if (Aileron_force<15 && Aileron_force>-15); Aileron_force=0;
end
    if Aileron_force>80; Aileron_force=80; end
    if Aileron_force<-80; Aileron_force=-80; end
    if (Elevator_force<15 && Elevator_force>-15);
Elevator_force=0; end
    if Elevator_force>170; Elevator_force=170; end
    if Elevator_force<-80; Elevator_force=-80; end
    assignin('base', 'Elevator_force', Elevator_force);
    assignin('base', 'Aileron_force', Aileron_force);
%   set_param('Model/Pilot Inputs/Mouse
Input/Mouse_Input/Elevator_force', 'Gain', 'Elevator_force');
%   set_param('Model/Pilot Inputs/Mouse
Input/Mouse_Input/Aileron_force', 'Gain', 'Aileron_force');
end

function surukleDurdurStick(varargin)
    set(figur, 'WindowButtonMotionFcn', '');
end
end
end

```

EK E

```
function optim_bisectionmodified
for j=1:20
    for i=1:1:4 % K1-K2-K3-K4 Aranıyor
        bisectionMAIN(i,j)
    end
end
end
end

function bisectionMAIN(opt_param,iter)
maxIter=2;
if opt_param==3 ||opt_param==4
    step=20/iter^2; % K3-K4 yüksek aralık
else
    step=1/iter^2;
end
param=strcat('K',num2str(opt_param),'_UKB');
AramaNokt = evalin('base', param);
model='TezModel';
warning off
baslangic=clock;
sim_speed(model) % bknz. EK C
assignin('base','SimCounter',0);
iter=1;
success=0;
UL=AramaNokt+step; % Üst Limit
LL=AramaNokt-step; % Alt Limit
if LL<0; LL=0; end
h=0.01;
COSTU=cost(UL,param);
COSTL=cost(LL,param);
figure; hold on
title(param)
while (success==0 && iter<=maxIter)
    COSTMIDh(iter)=cost((UL+LL)/2+h,param);
    COSTMID(iter)=cost((UL+LL)/2,param);
    dif=COSTMIDh(iter)-COSTMID(iter);
    if iter>1 && COSTMID(iter)>COSTMID(iter-1)
        h=h/2;
    else
        UL_old=UL; LL_old=LL;
        if dif<10^-3
            LL=(UL+LL)/2;
        elseif dif>10^-3
            UL=(UL+LL)/2;
        else
            success=1;
        end
    end
    Iterated_parameters(iter)=(UL_old+LL_old)/2;
    plot(Iterated_parameters(iter),iter,'r--*','LineWidth',3);hold
on
    plot([UL_old UL_old],[1 maxIter],'k--','LineWidth',2);
    plot([LL_old LL_old],[1 maxIter],'k--','LineWidth',2);
    Legend{iter}=strcat('Cost Func:', num2str(COSTMID(iter)));

    text(0.8,0.9-iter/20,strcat('Cost Func:
',num2str(COSTMID(iter))),'Units','normalized');
    iter=iter+1;
end
```

```

if COSTL<min(min(COSTMID),min(COSTMIDh))
    assignin('base',sprintf('%s',param),LL);
elseif COSTU<min(min(COSTMID),min(COSTMIDh))
    assignin('base',sprintf('%s',param),UL);
end
hold off
calisma_suresi=etime(clock,baslangic);
disp(['Calisma Suresi: ',num2str(calisma_suresi)]);
sim_normal(model) % bknz. EK C
end

function y=cost(K,param)
assignin('base',sprintf('%s',param),K);
set_param(sprintf('TezModel/UKB/UKB_Optimization/DFLCS Pitch
Axis/%s',param),'Gain',sprintf('%s',param));
SimSonuc=sim('TezModel');
y=SimSonuc.ITSE.signals.values(end); % Simulinkten Çekilir (To
Workspace)
end

```



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Göktuğ İbrahim Taşdöşeyenler
Doğum Tarihi ve Yeri : 10.Haziran.1993 Tekirdağ
E-posta : goktug.tasdoseyenler@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lise** : 2011, Tekirdağ Fen Lisesi, Fen Bilimleri Alanı
- **Lisans** : 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği
- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Fakültesi, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
- **Yükseklisans** : 2016-Devam, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Uçak ve Uzay Mühendisliği Yüksek Lisans Programı

MESLEKİ DENEYİM:

- 2015 yılında avrupa öğrenci değişim programı ile Polonya'nın lider teknik üniversitesi olan Varşova Teknik Üniversitesinde öğrenim gördü.
- 2017 yılında Digital Datcom ile modelleme ve kontrol sistemleri üzerine Otomatik Kontrol Türk Milli Komitesinde konferans verdi.
- 2017 yılından bu yana Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde uçuş kontrolü ve algoritmaları tasarım mühendisi olarak görevine devam etmektedir.