

GÜDÜMLÜ FÜZELERDE BULANIK KONTROL

DOKTORA TEZİ
Y. Müh. Mustafa Resa BECAN
(503950017012)

112240

T.C. YÜKSEKÖĞRETİM KURULU
DOKÜMANTASYON MERKEZİ

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 11 Haziran 2001
Tezin Savunulduğu Tarih : 22 Kasım 2001

Tez Danışmanı : Prof.Dr. Ahmet KUZUCU (İ.T.Ü)

Diğer Jüri Üyeleri Prof.Dr. Can ÖZSOY (İ.T.Ü)

Y.Doç.Dr. Şeniz ERTUĞRUL (İ.T.Ü)

Prof.Dr. Osman TÜRKAY (B.Ü.)

Prof.Dr. Abdülkerim KAR (M.Ü.)

KASIM 2001

ÖNSÖZ

Son yıllarda uygulamaları giderek artan Bulanık Kontrol, özgün koşulları olan GÜDÜMLÜ FÜZE kontrolü alanındaki araştırmalar için de ilginç ve önemli özelliklere sahiptir.

Bu nedenle, bana bu konuda tez yapma olanağı sağlayan ve çalışmalarımı yönlendiren değerli hocam Sayın Prof. Dr. Ahmet KUZUCU' ya teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca, çalışmalarım sırasında bilgi ve görüşlerinden yararlandığım Sayın Yrd. Doç. Dr. Şeniz ERTUĞRUL' a, yardımlarını aldığım Araştırma Görevlisi arkadaşlarım Mak.Y.Müh. Bülent BÖLAT, Mak. Y. Müh. İlyas İSTİF' e ve doktora sürem boyunca dolaylı desteğini aldığım herkese teşekkür ederim.

Haziran 2001

Mustafa Resa Becan

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	vi
ŞEKİL LİSTESİ	vii
SEMBOL LİSTESİ	x
ÖZET	xii
SUMMARY	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1. GÜDÜMLÜ FÜZELER	1
1.2. GÜDÜM SİSTEMLERİ	3
1.3. HEDEFİ KENDİ BULAN (Homing) FÜZELER	6
1.4. GÜDÜMLÜ FÜZE KONTROL YÖNTEMLERİ	7
1.5. YAKALAMA YÖNTEMLERİ	8
1.6. KLASİK KONTROL YÖNTEMLERİ	8
1.7. Bulanık Kontrol	9
1.8. Bulanık Öngörmeli Kontrol	10
1.9. Kural Temelli Kontrol	10
1.10. Tezin İçeriği ve Sunuluşu	10
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	13
2.1. Bulanık Kontrol Uygulamaları	13
2.2. İleri Kontrol Algoritmaları	16
2.3. Kinematik Analize Dayalı Kontrol Algoritmaları	17
2.4. Dinamik Davranış Analizi	20
3. İZLEME YAKALAMA YÖNTEMLERİ	23
3.1. Giriş	23
3.2. Kuyruk İzleme (Tail Pursuit)	23
3.2.1. Tarayıcı (Seeker) İle Kuyruk İzleme	23
3.2.2. İzleyici (Tracker) İle Kuyruk İzleme	29
3.3. Oransal Seyir GÜDÜMÜ (Proportional Navigation Guidance)	34
3.4. Öngörmeli Kuyruk İzleme	39
4. BULANIK KONTROL	45
4.1. İzleme Yakalama Probleminin Bulanık Yapısı	45
4.2. Bulanık Kontrol Temelleri	46
4.3. İzleyici Sistemin Bulanık Kontrolü	50
4.4. GÜDÜM Sisteminin Bulanık Kontrolü	53
4.5. Öngörmeli Bulanık Kuyruk İzleme	54
5. BASİT FÜZE-HEDEF MODELİNİN BENZETİMİ VE KONTROLÜ	56
5.1. Üç Boyutlu Davranış Modeli	56
5.2. Düzlemsel davranış Modeli	60
5.3. Temel Kaçış Senaryoları	68

5.3.1. Hedef Kaçışı Sağa Doğru	68
5.3.2. Hedef Kaçışı Sola Doğru	68
5.4. Sonuçların Değerlendirilmesi	68
6. GERÇEK FÜZE DİNAMİK MODELİ VE BENZETİMİ	73
6.1. Aerodinamik Koordinat Sistemi	73
6.2. Sistem Yapısı ve Blok Diyagramı	77
6.3. Sonuçların Değerlendirilmesi	79
7. KURAL TEMELLİ ÖNGÖRMELİ KONTROL	83
7.1. Giriş	83
7.2. Basit Füze Modeli İçin Uygulama	83
7.3. Gerçek Füze Dinamik Modeli İçin Uygulama	87
7.4. Sonuçların değerlendirilmesi	89
8. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	91
KAYNAKLAR	95
EK A	101
EK B	110
EK C	114
ÖZGEÇMİŞ	126

KISALTMALAR

BK	: Bulanık Kontrol
DÖZ	: Değişken Öngörme Zamanı
IPN	: Ideal Proportional Navigation
İK	: İkinci İtme Etkisi
İS	: İzleyicili Sistem
KTk	: Kural Temelli Kontrol
KTÖK	: Kural Temelli Öngörmeli Kontrol
LOS	: Line of Sight
N	: Negative
NB	: Negative Big
NM	: Negative Medium
NS	: Negative Small
ÖBK	: Öngörmeli Bulanık Kontrol
P	: Positive
PD	: Proportional-Derivative
PB	: Positive Big
PM	: Positive Medium
PNG	: Proportional Navigation Guidance
PPNG	: Pure Proportional Navigation Guidance
PS	: Positive Small
TPNG	: True Proportional Navigation Guidance
TTG	: Time to Go
YG	: Yakalama Geometrisi
ZE	: Zero

TABLO LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 4.1 Bulanık Kontrol Kurallar Tablosu.....	52
Tablo 4.2 Kurallar Tablosu	55
Tablo 7.1 Basit Model İçin Kural Tablosu	85
Tablo 7.2 Dinamik Model İçin Kural tablosu.....	88



ŞEKİL LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 1.1 : Güdümlü Füze Kesit Görünüşü.....	1
Şekil 1.2 : Güdüm Sistemi Blok Diyagramı.....	4
Şekil 1.3 : Güdüm Sisteminin Füzeyi Algılaması.....	7
Şekil 3.1 : Füze-Hedef Yakalama Geometrisi.....	24
Şekil 3.2 : Tarayıcı Kuyruk İzleme Blok Diyagramı.....	24
Şekil 3.3 : İzleyici Konfigürasyonu	30
Şekil 3.4 : İzleyici Blok Diyagramı.....	31
Şekil 3.5 : İzleyicili Sistem Genel Blok Diyagramı.....	32
Şekil 3.6 : Basitleştirilmiş Blok Diyagramı.....	33
Şekil 3.7 : PNG Geometrileri.....	34
Şekil 3.8 : Füze-Hedef Vektör Geometrisi.....	35
Şekil 3.9 : TPNG Blok Diyagramı	38
Şekil 3.10 : PPNG Blok Diyagramı	39
Şekil 3.11 : ngrmeli Kuyruk İzleme	40
Şekil 4.1 : Gaussian Yoğunluk Fonksiyonu	45
Şekil 4.2 : Yoğunluk Fonksiyonu Etkisi	46
Şekil 4.3 : BK Blok Diyagramı.....	47
Şekil 4.4 : BK Genel Blok Diyagramı.....	49
Şekil 4.5 : İzleme Sisteminin Bulanık Kontrolu.....	50
Şekil 4.6 : Giriş Değerinin Bulanıklaştırılması.....	51
Şekil 4.7 : Çıkış Değerinin Bulanıklaştırılması	52
Şekil 4.8 : Açısıl Konumların Karşılaştırılması.....	52
Şekil 4.9 : Kontrol Davranışı Karşılaştırılması.....	53
Şekil 4.10 : Güdüm Sistemi Bulanık Kontrolu.....	54
Şekil 4.11 : Bulanıklaştırma.....	54
Şekil 5.1 : Üç Boyutlu Yakalama Geometrisi.....	57
Şekil 5.2 : Düzlemsel Davranış Modeli.....	61
Şekil 5.3 : Basit Modelde Yakalama Geometrisi.....	61
Şekil 5.4 : Basit Model Yakalama Sistemi Fonksiyonel Diyagramı.....	62
Şekil 5.5 : Basit Kaçış senaryosu.....	63
Şekil 5.6 : İtme Kuvveti.....	64
Şekil 5.7 : İtme Kuvveti Etkisi Altında Hız Değişimi.....	65
Şekil 5.8 : Benzetim Programı Akış Şeması.....	67

Şekil 5.9	: İkinci İtmenin Olmadığı Davranış	70
Şekil 5.10	: Yakalama Yörüngeleri.....	70
Şekil 5.11	: Kontrol Davranışları.....	71
Şekil 5.12	: LOS Davranışları.....	71
Şekil 6.1	: Aerodinamik Koordinat Sistemi.....	73
Şekil 6.2	: GÜDÜM Sistemi Blok Diyagramı.....	78
Şekil 6.3	: Yakalama Yörüngeleri.....	79
Şekil 6.4	: LOS Davranışları.....	80
Şekil 6.5	: Kontrol Davranışları.....	80
Şekil 6.6	: Rate Gyro ve Servo Çıkışı.....	81
Şekil 6.7	: Oransal Seyir Davranışları.....	81
Şekil 7.1	: Kural Temelli Kontrol Blok Diyagramı.....	83
Şekil 7.2	: Öngörmeli Bulanık Kontrol Davranışı.....	84
Şekil 7.3	: Giriş ve Çıkış Değerlerinin Yüzeysel Dağılımı.....	84
Şekil 7.4	: K T K Davranışları.....	86
Şekil 7.5	: Kontrol davranışı	86
Şekil 7.6	: ÖBK Davranışı.....	87
Şekil 7.7	: Giriş ve Çıkış Değerlerinin Yüzeysel Dağılımı.....	87
Şekil 7.8	: YG ve LOS Davranışları.....	89
Şekil 7.9	: Kontrol Davranışı.....	89
Şekil A.1	: LOS Davranışı.....	101
Şekil A.2	: Yakalama Yörüngeleri	102
Şekil A.3	: Kontrol Davranışları	102
Şekil A.4	: LOS Davranışları	103
Şekil A.5	: Yakalama Yörüngeleri	103
Şekil A.6	: Kontrol Davranışları	104
Şekil A.7	: LOS Davranışları	104
Şekil A.8	: İİK Etkisi ve Hız Değişimi.....	105
Şekil A.9	: Yakalama Yörüngeleri.....	105
Şekil A.10	: Kontrol Davranışları.....	106
Şekil A.11	: LOS Davranışları.....	106
Şekil A.12	: Öngörmeli Kuyruk İzleme Yakalama Yörüngeleri.....	107
Şekil A.13	: Kontrol Davranışları.....	108
Şekil A.14	: LOS Davranışları.....	108
Şekil A.18	: D Ö Z İçin Yakalama Yörüngesi ve Kontrol Davranışı.....	109
Şekil A.19	: D Ö Z İçin LOS Davranışı.....	109
Şekil B.1	: FACF Katsayısının Değişimi.....	110
Şekil B.2	: FCNA Katsayısının Değişimi.....	110
Şekil B.3	: FXCP Katsayısının Değişimi.....	111
Şekil B.4	: FCMF Katsayısının Değişimi.....	111
Şekil B.5	: FFRIC Katsayısının Değişimi.....	112
Şekil B.6	: FCNF Katsayısının Değişimi.....	112
Şekil B.7	: FCMQ Katsayısının Değişimi.....	113
Şekil B.8	: FBASE Katsayısının Değişimi.....	113
Şekil C.1	: Yakalama Yörüngeleri.....	114
Şekil C.2	: Rate Gyro Çıkışı.....	115
Şekil C.3	: Servo Çıkışı.....	115
Şekil C.4	: Kontrol Davranışları	116
Şekil C.5	: LOS Davranışları.....	116
Şekil C.6	: Yakalama Yörüngesi ve LOS Davranışı.....	117

Şekil C.7	: Kontrol Davranışı ve Servo Çıkışı.....	117
Şekil C.8	: Rate Gyro Çıkışı ve Hız Vektörü Açısı.....	118
Şekil C.9	: Görüş Açısı ve Hücüm Açısı.....	118
Şekil C.10	: Yön Hızı ve Füze Hızı	119
Şekil C.11	: Kontrol Davranışı ve Servo Çıkışı	119
Şekil C.12	: Rate Gyro Çıkışı ve Hız Vektörü Açısı Davranışı	120
Şekil C.13	: Görüş Açısı ve Hücüm Açısı Davranışları	120
Şekil C.14	: Yön ve Füze Hızı Davranışları	121
Şekil C.15	: Öngörmeli Kuyruk İzleme Yakalama Yörüngeleri.....	122
Şekil C.16	: LOS Davranışları.....	122
Şekil C.17	: Kontrol Davranışları.....	123
Şekil C.18	: Hız Vektörü Açısı ve Görüş Açısı Davranışları.....	123
Şekil C.19	: Hücüm Açısı ve Yön Hızı Davranışları.....	124
Şekil C.20	: Rate Gyro ve Servo Çıkışları.....	124
Şekil C.21	: Hız Vektörü Açısı ve Görüş Açısı Davranışları.....	125
Şekil C.22	: Hücüm Açısı ve Yön Hızı Davranışları.....	125



SEMBOL LİSTESİ

a_L	: Füze ivmesi (m/s^2)
a_T	: Hedef ivmesi (m/s^2)
c_p	: Basınç Merkezi
c_g	: Ağırlık merkezi
e_R	: LOS vektörü
e_x	: x doğrultusundaki yakalama hatası
e_y	: y doğrultusundaki yakalama hatası
e_α	: Hız vektörü
e_σ	: LOS açısı vektörü
h	: İrtifa (km)
I_y	: Füze eylemsizlik momenti
K_p	: Oransal kontrol katsayısı
K_q	: Rate Gyro katsayısı
K_T	: İzleyici Servomotor kazancı
K_v	: Türevsel kontrol katsayısı
L_R	: Referans uzunluk
m	: Füze kütlesi
n	: Oransal seyir sabiti
q	: Yön hızı (rd/s)
R	: LOS büyüklüğü (m)
$\dot{R}$	: Yaklaşma hızı (m/s)
S_{ε_p}	: Bulanık Kontrol oransal ölçeklendirme kazancı
$S_{\dot{\varepsilon}_p}$	: Bulanık Kontrol türevsel ölçeklendirme kazancı
S_R	: Referans alan
T	: İtme kuvveti (N)
T_p	: Öngörme zaman aralığı
u	: Kontrol büyüklüğü
V_m	: Füze hızı (m/s)
V_T	: Hedef hızı (m/s)
w_n	: Doğal frekans (rd/s)
X_m, Y_m	: Füze koordinatları (m)
X_T, Y_T	: Hedef koordinatları (m)
α	: Füze hız vektörü açısı (derece) (Basit model için)
β	: Hedef açısı (derece)
δ_z	: Kanatçık servo çıkışı
δ_{z_d}	: Rate Gyro çıkışı

δ_{zel}	: Kanatçık servo girişi
ε	: Hata
$\dot{\varepsilon}$	: Hata değişimi
ε_T	: İzleyici hatası
$\dot{\varepsilon}_T$	: İzleyici hata değişimi
φ	: Hedef Hız Vektörüyle LOS arasındaki açı
γ	: Gerçek Füze modelinde hız vektörü açısı (rd)
λ	: İzleyici açısal referansı (rd)
λ_m	: İzleyici açısal çıkışı (rd)
λ_p	: Öngörme açısı
θ	: Görüş Açısı (rd)
σ	: LOS açısı (radyan)
$\dot{\sigma}$	: LOS açısı değişimi (rd/s)
τ	: Otopilot zaman sabiti
τ_D	: Diferansiyel zaman sabiti
τ_g	: Rate Gyro zaman sabiti
τ_s	: Kanatçık servosu zaman sabiti
τ_T	: İzleyici zaman sabiti
ψ	: İzleyici Açısı (rd)
ζ	: Sönüm oranı

GÜDÜMLÜ FÜZELERDE BULANIK KONTROL

ÖZET

Güdümlü füzeler, II. Dünya Savaşı sonrası sürekli yenilenen teknolojilere paralel bir gelişme göstermişlerdir. Günümüzde, büyük stratejik balistik tiplerinden nükleer başlıklı küçük füzelere kadar çok farklı tip ve ölçülerde bulunabilmektedirler. Güdüm ve kontrol sistemleri füze tipine ve hedef davranışına bağlı şekilde değişmektedir. Jiroskobik (inertial) sistemler manevrasız hedefler için kullanılırken, daha aktif sensörler bulunduran güdüm sistemleri manevralı hedeflere karşı kullanılmaktadır. Güdüm sistemlerinin amacı, füze doğrultusunu mümkün olduğu kadar izleyici ile hedef arasında bulunan görüş hattı (Line of Sight-LOS) üzerinde tutmaktır. Manevralı hedeflere karşı, hedef bölgesinin gerçek zamanda algılanması ve konumunda oluşan hızlı değişimlere hızlı yanıt gereksinimini karşılamak amacıyla modern güdümlü füzeler, hedef bilgilerini kendi üzerlerindeki sensörlerin sağladığı hedefi kendi bulan (homing) güdüm sistemlerini kullanırlar. Bu sistemlerde kullanılan en önemli yakalama yöntemleri:

- 1) Kuyruk İzleme
- 2) Oransal Seyir

olmaktadır. Kuyruk İzleme yönteminde füze hız vektörü açısı, sürekli olarak LOS açısıyla) aynı tutularak güdüm gerçekleştirilir. Tez çalışmasında bu yöntem ilk aşamada Tarayıcı ve İzleyici olmak üzere iki bölümde incelenmiş olup, izleyici alternatif esas alınmıştır. Bu yöntem anlatılırken öncelikle izleyici servomekanizmanın kontrolü incelenmiştir. İzleyici sistem, girişi belli bir hata değeri, çıkışı da servomotorun açısal konumu olan bir servomekanizmadır. Sistem girişi üzerinde mevcut olan gürültü, bozucu etki yaratarak sistem hassasiyetine zarar vermektedir. Kontrol organı girişi üzerinde doğrudan etkisi olan ve rastsal Gauss dağılımı ile modellenen gürültü, bu etkiyi filtre edecek bir kontrol gereksinimi ortaya çıkarmaktadır. Bu koşullar, sistem modelinin belirsiz ya da sistem modeli içinde bulanık koşulların bulunduğu durumlarda geleneksel kontrol türlerine göre daha iyi sonuçlar verdiği bilinen bulanık kontrol uygulamasına uygundur. İzleyici, güdüm sisteminin bir elemanı olduğundan onun girişinde oluşan gürültü tüm sistemi etkilemekte ve dolayısıyla güdüm sisteminin denetiminde de bulanık kontrol kullanımı daha uygun olmaktadır.

Bulanıklaştırma, Kurallar Tabanı, Çıkartım Mekanizması ve Durulaştırma fazlarından oluşan bulanık kontrol organı, hata ve hatanın değişimi büyüklükleri belirlendikten sonra bulanık PD (Oransal+Türevsel) kontrol olarak öncelikle izleyici için tasarlanıp uygulanmış ve geleneksel PD kontrollerle karşılaştırılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde bulanık denetimin gürültü etkisini önemli ölçüde giderdiği ve buna

bağlı olarak da izleyici servomekanizmanın açısal konumundaki salınımların azaldığı görülmüştür. Böylece, izleyicinin hedefi yakalaması için gerekli ön koşullar sağlanmış olmaktadır.

Diğer bir önemli güdüm yöntemi Oransal Seyir Güdümü olarak adlandırılır. Bu yöntem, füze hız vektörü açısı değişiminin , görüş hattı (LOS) açısı değişimiyle orantılı olması esasına dayanır. En önde gelen Oransal Seyir yöntemleri Yalın Oransal Seyir (Pure Proportional Navigation) ve Gerçek Oransal Seyir (True Proportional Navigation) Güdümüdür. Yalın oransal seyirde kumanda ivmesi füze hız vektörüne dik uygulanır, gerçek oransal seyirde ise söz konusu ivme görüş çizgisine dik olmaktadır.

Oransal Seyir üzerine yapılan çalışmalar, bu güdüm yönteminin yüksek kazançlarda kararsız olabileceğini ortaya koymuştur. Bu tezde önerilen öngörmeli kuyruk izleme, her iki güdüm sisteminin sakıncalarını ortadan kaldırmaya yönelik olup, kararlı bir sistem içinde mümkün olan en kısa yakalama zamanını elde etmeyi amaçlar. Bu yöntem, füze hız vektörünün, hedefin füzeden ölçülebilen parametrelerini kullanarak, füzenin, hedefin o anki konumu yerine belirli bir zaman sonra öngörülen konuma yöneltilmesi ilkesine dayanır. Öngörmeli kuyruk izlemenin en önemli özelliği, öngörme zaman aralığına bağlı olarak kuyruk izleme ve oransal seyir yöntemlerinin davranış karakteristiğini gösterebilmesidir. Böylelikle kararlı bir sistemde en hızlı yakalama zamanını elde etmek mümkün olmaktadır.

Bütün benzetim çalışmalarında, izleme yakalama yöntemlerinin geleneksel PD kontrol ve bulanık PD kontrol uygulamalarının karşılaştırılması yapılarak, bulanık kontrolün yakalama sistemi üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Bu uygulamalar ilk aşamada, noktasal kütle modelinin esas alınıp zamanla değişen aerodinamik katsayıların ihmal edildiği basit füze modeli için gerçekleştirilmiş ve başarılı sonuçlar alınmıştır.

İzleme Yakalama yöntemleri daha sonra, aerodinamik katsayıların değişimlerinin de dikkate alındığı 6. mertebeden gerçek bir füze dinamik modeli üzerinde incelenmiştir. Gerçek modelde de basit modelde olduğu gibi öngörmeli bulanık kontrolün hata üzerinde oluşan kontrol etkisini yakalama zamanında gecikmeye neden olmadan önemli miktarda giderdiği görülmüştür.

Tez çalışmasında yapılan bir diğer uygulama, öngörmeli bulanık kontrol sonuçlarından hareketle, bu algorithmadan elde edilen kontrol davranışı temel alınarak bulanık kontrol modülünde çıkartım mekanizması ile durulaştırma fazlarının devreden çıkartılması ve benzer sonuçların daha basit bir kontrol yasasıyla elde edilip edilemeyeceğinin araştırılması olmuştur. Bu araştırmanın amacı, çıkartım ve durulaştırma fazlarında kullanılan mikroişlemcileri sistemden çıkararak mümkün olduğunca basit ve maliyeti düşük bir yöntemle izleme yakalama kontrolünü gerçekleştirmektir. Sonuç olarak, bulanık kontrolden yola çıkan üç kademeli bir kural temelli kontrol yasasıyla denetim gerçekleştirilerek, daha basit bir kontrolla istenen sonucun elde edilebileceği gösterilmiştir.

FUZZY CONTROL IN THE GUIDED MISSILES

SUMMARY

Guided missiles have been developed with the renewed technologies since after the World War II. Guided missiles vary widely in size and type, ranging from large strategic ballistic missiles to small, portable rockets. Guidance and Control Systems change with regard to the missile type and target maneuver. While the inertial systems are used to the nonmaneuvering targets, the systems which have more active sensors are needed to the maneuvering targets.

Guidance systems attempt to align the missile trajectory on the line-of-sight (LOS) is between the tracker and the target. Modern guided missiles use the homing guidance system where target data is provided by on-board sensors to sense the target area in real time and also to response fast to rapid variations at the target position. The basic methods in homing systems are:

1) Tail Pursuit

2) Proportional Navigation

Tail Pursuit guides the missile to the target directly. In this method, missile velocity angle is always equal to the LOS angle.

This method is presented in two types which are the tail pursuit with seeker and the tail pursuit with tracker. The tracker is a servomechanism which has a noise effect at the input. The noise also affects the controller input and damages the system sensibility. So, it is required that the control system can reject the noise effect which is modeled as a Gaussian random variable. Fuzzy control is used to filter the noise effect. Since the tracker is part of the homing system, the noise disturbs the guidance. Therefore the fuzzy control is also applied to the guidance system. Fuzzy control consists of four phases. These are Fuzzification, Rule Base, Inference Mechanism and Defuzzification. At first, fuzzy control is applied to the tracker in Fuzzy PD form, then compared to the conventional PD Control.

The other basic method is called Proportional Navigation Guidance (PNG). In this method, the missile velocity angle is proportional to the change of LOS angle. PNG is based on the response tendency of the missile to the LOS rotation and it has different versions. True PNG and Pure PNG are used rather than the others. The command acceleration is vertical to the missile velocity vector in PPNG and is vertical to the LOS in TPNG applications.

The Predictive Tail Pursuit which is suggested in this study guides the missile to the predicted position of the target instead of its current position. This method predicts the target velocity and target angle by using the measurable parameters of the target. Some studies have shown that the Proportional Navigation may be unstable due to the navigation constant. Predictive Tail Pursuit is offered to achieve the stable guidance with no time delay at the interception.

Firstly the guidance methods are applied to the simplified missile - target model with constant aerodynamic coefficients and successful results are obtained. Predictive fuzzy PD control rejected the noise effect with no time delay. But, to reject the noise effect in conventional PD, the proportional control coefficient must be decreased which causes time delay at the interception.

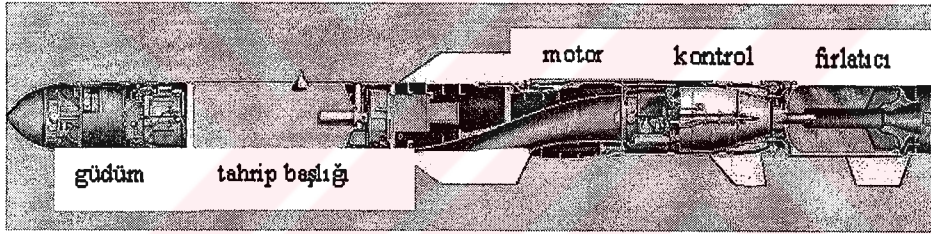
Then the guidance methods which are explained above applied to the realistic missile model has taken into consideration the variations of the aerodynamic coefficients. The simulation results show that predictive fuzzy control rejects the noise effect with good guidance performance. Also, the other guidance methods gave good results.

Finally, how to get a simplified control law based on the predictive fuzzy control results has been investigated. The objective of this study is to obtain the low cost control law by eliminating the microprocessors of the inference mechanism and defuzzification phases in fuzzy control. The results of the simulations show that the simplified three level rule based control can be implemented.

1. GİRİŞ

1.1. Güdümlü Füzeler

Güdümlü füzeler (guided missiles), II. Dünya Savaşı sonrası havacılık elektroniği (avionics), aerodinamik, bilgisayar ve sensör teknolojilerindeki atılımlara paralel bir gelişme göstermişlerdir. Uzaktan kontrol (remote control) ya da kendi iç mekanizmalarıyla yönlendirilebilen güdümlü füzeler, büyük stratejik balistik tiplerinden nükleer başıklı küçük füzelere ve piyadeler tarafından taşınabilir roketlere kadar çok farklı tip ve ölçülerde bulunabilmektedir .



Şekil 1.1. Güdümlü Füzenin Kesit Görünüşü [1]

Güdümlü füzeleri oluşturan üç ana bölüm; güç kaynağı, güdüm-kontrol mekanizması ve savaş başığı olmaktadır. Güç kaynağı görevini normal koşullarda roket veya jet motorları yerine getirmekle birlikte, fırlatma esnasında kanat ucu ve dış yüzeyden itme (booster) etkisi uygulanabilmektedir. Roket motorları; sıvı yakıcı - yakıtlı, katı yakıcı yakıtlı ve hem sıvı hem katı yakıcı yakıtlı olarak sınıflandırılabilir [2]. Güdüm ve kontrol sistemi füze tipine ve hedef davranışına bağlıdır, jiroskobik (inertial) güdüm sistemleri manevrasız hedeflere karşı kullanılırken, daha aktif algılayıcılar bulunduran güdüm sistemleri manevralı hedefler için kullanılmaktadır. Operasyon alanlarına göre güdümlü füzeleri; Taktik Füzeler, Destek Füzeler ve Stratejik Füzeler olmak üzere üç gruba ayırmak mümkündür.

- a) Taktik Füzeler: Direkt olarak savaş alanında kullanılırlar. Füze yönü üzerindeki denetim en yaygın şekliyle kuyruk ucu (tail fin) gibi aerodinamik yüzeylerdeki sapmayla gerçekleştirilmekle birlikte tepki jetleri ve itme yönlendirmesi de kullanılmaktadır. Bu tip füzelerin ayırt edici özelliği hedefi bulmak (homing) için menzil düzeltmesi yapabilmeleridir.
- b) Destek (support) Füzeler: Ana savaş alanının gerisinde kullanılan füzelerdir.
- c) Stratejik Füzeler: Kıtalararası savaşlar için dizayn edilmişlerdir.

Fırlatma - Hedef (launch - to - target) kategorisine göre ise güdümlü füzeler dört grupta toplanır.

- a) Yüzeyden Yüzeye (Surface - to -Surface)
- b) Yerden Havaya (Surface - to -Air)
- c) Havadan Yere (Air - to - Surface)
- d) Havadan Havaya (Air - to - Air)

Yüzeyden Yüzeye Güdümlü Füzeler: Yüzeyden Yüzeye taktik güdümlü füzelerin, elde taşınabilir antitank roketlerden hava sahalarına hücum eden büyük balistik füzelere uzanan geniş bir alanı vardır. Küçük füzeler görüş çizgisine bağlı güdüm sistemi kullanırken, daha gelişmiş tipleri hedefi savaş alanında laser ışınıyla belirlemektedir.

Yerden Havaya Füzeler: Bu tip füzeler, hava saldırılarına, özellikle de geleneksel uçaksavarların menzili üzerinde uçan savaş uçaklarına karşı geliştirilmişlerdir. 50 li ve 60 lı yıllarda uzun menzilli Sovyet bombalayıcılarına karşı A.B.D de geliştirilen Nike-Ajax ve Nike-Hercules füzeleri örnek gösterilebilir.

Araştırmaların önemli bir kısmı, daha kısa menziller için taktik yerden havaya füzelerin geliştirilmesi üzerine olmuştur. Hava savunma füzelerinin çoğu, izleme ve güdüm işlemleri için ayrı radarlar taşımakta ve son yakalama atalet güdüm sistemi tarafından gerçekleştirilmektedir. Isıya duyarlı kızıl ötesi hedef bulma (homing) aygıtı taşıyan elde taşınabilir uçaksavar füzeler bu alandaki önemli gelişmelerdendir.

Havadan Yere : Taktik Havadan Yere Füzeler, standart hava silahı olarak 1950 lerin sonlarında A.B.D tarafından kullanılmaya başlandı. Roket tahrikli olan bu füzeler, görsel izlemeli ve radyo iletimli kumanda güdümüne sahipti. İlk dönem versiyonların optik izleme sistemine bağlı olmalarına karşılık, daha sonra ve yakın dönemdeki havadan yere füzeler kendi hedef algılama mekanizmalarına bağlı çalışmaktadırlar. Minyatür bir televizyon hedef bulma sistemi kullanan Maverick füzeleri bu konuda örnek gösterilebilir.

Havadan Havaya : Düşman uçaklarını imha etmek için kullanılan bu tip füzeler havadan yere füzelerle oranla daha küçük, hafif ve hızlıdır. Kızıl ötesi ya da radar hedef bulma aygıtları kullanırlar. Havadan havaya füzelerde süregelen gelişmeler daha güçlü silahlar üretmek için çeşitli güdüm sistemlerinin kombinasyonunu içermektedir. Örnek olarak, aktif radar veya kızıl ötesi hedefe ulaşma sistemleri, orta menzilde, yarı aktif güdüm sistemleriyle birlikte kullanılmaktadır. Gelişmiş teknolojiyle birleşen taktik gereksinimleri, havadan havaya füzelerdeki gelişmeyi üç alanda yoğunlaştırmıştır.

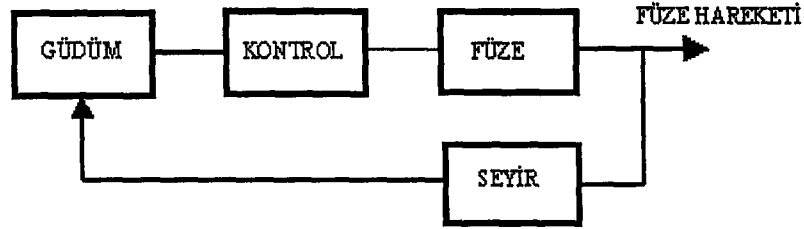
- a) Büyük, hayli donanımlı uzun menzilli havada yakalama (air-intercept) füzeleri, menzil aralıkları 40-125 mil (Phoenix, Amos)
- b) Kısa menzilli (6-9 mil), manevra yeteneği yüksek ve daha ucuz füzeler (dogfighter)
- c) Çoğunlukla yarı aktif radar homing sistemleri kullanan orta menzilli (20-25 mil) füzeler (Patriot)

1.2. Güdüm Sistemleri

Güdümlü füzeler, özellikle II. Dünya Savaşı sonrası gelişmeler sonucu bellek devreleri ve gelişmiş havacılık sensörleriyle bilgisayarların kombinasyonundan oluşan otopilot ve otostabilizasyon sistemleriyle donanmışlardır.

Füze doğrultusunu mümkün olduğu kadar izleyici ile hedef arasında bulunan ve görüş hattı (line of sight - LOS) olarak adlandırılan hatta tutan güdüm sistemlerini; ışınlama (beam riding), uzaktan kumanda (command), atalet (inertial), aktif, yarı aktif ve pasif sistemler olarak sınıflandırmak mümkündür.

Güdüm, kontrol ve seyir sisteminin klasik blok diyagramı Şekil 1.2 de görülmektedir.



Şekil 1.2. Güdüm Sistemi Blok Diyagramı

Işın İzleme (Beam Riding) : Bu güdüm sistemleri, hedef üzerinde odaklanmış radar veya lazer hüzmelerini algılar ve otomatik olarak ona yönelir, bu operasyonu gerçekleştirmek için hedef izleyici (target tracker) kullanır [3]. Dalga (beam) merkezinden açılma sapmayı belirlemek amacıyla karmaşık alıcılar bulunuyorsa, füzeyi dalga merkezine getirecek sinyaller kendiliğinden üretilir ve füzede ayrıca izleyiciye gerek kalmaz. Alıcının duyarlılığını sabit tutmak için çıkışı, fırlatıcının menziliyle orantılı bir faktörle çarpılır. İlk füzeler bu işlemi, alıcı çıkışını potansiyometrenin bir ucuyla besleyerek gerçekleştirir, bir elektrik motoru tarafından tahrik edilen kayar mekanizmanın voltajı hata sinyalini değiştirir. Bu yöntemde eğer füze hızı sabitse doğrusal potansiyometre ve sabit hız motoru yeterli olmaktadır. Füze hızının sabit olmaması durumunda, nonlineer potansiyometre kullanılır. Gelişmiş sistemlerde, girişlerden birinin kabul edilen nominal menzille orantılı sinyal ürettiği, diğerinin de alıcıdan gelen sinyali algıladığı çok hassas entegre devreler kullanılmaktadır. Eğer sistem hedef izleme ve füze güdümü için ayrı 'beam' ler kullanıyorsa aralarında bir paralellik sorunu ortaya çıkacak ve ayar hatası meydana gelecektir. İzleme ve güdüm için aynı ışın kullanıldığında bu hata ortaya çıkmaz. Lazer hüzmeleri daha sonraki dönemlerde aynı amaçla kullanılmıştır.

Uzaktan Kumanda Güdümü: Radyo, radar ya da lazer kumandası veya optik kablolarla hedef izlemeyi ve kumandayı içermektedir. İzleme, fırlatma konumundan itibaren radar veya optik aygıtlarla ya da füzeden TV görüntüsüyle yapılmaktadır. İlk kumanda güdümlü havadan yere füzeler gözle izlenir ve elle kontrol edilirdi, daha

sonra kızılötesi menzillerdeki operasyonlarda kullanılan optik sistemler geliştirildi. Kumanda güdümünün başka bir formu da burun kısmına monte edilen küçük bir TV kamerasının bulunduğu TV güdümlü füzeler olmuştur. Kamera, hedefin görüntüsünü alır ve güdüm sistemi füzeyi çarpışma anına kadar bu görüntünün merkezinde tutar. Diğer bir kumanda sistemi de 80 lerden itibaren Patriot füzeleriyle ortaya çıkmıştır, bu sistemde, füzede bulunan bir radar ünitesi füzenin bağıl yön ve hız bilgilerini fırlatma sahasına ileterek kontrol sisteminin hedefi yakalamak için optimal yörüngeyi belirlemesini sağlar. Güdüm kontrol sistemleri, kumanda sistemleri ve hedefe ulaşma sistemleri olarak da iki bölümde düşünülebilir. Kumanda sistemlerinde izleyici genelde sabit veya yavaş hareketlidir, hedef bulma sistemlerinde ise izleyici hedefin davranışına bağlı olarak hareket eder.

Atalet (İnertial) Güdüm Sistemleri: Bu sistemler ilk olarak 50 li yıllarda uzun menzilli balistik füzelerde kullanılmış, mikroişlemci ve sensör teknolojilerindeki gelişmelerle birlikte 1970 sonrası taktik silahlarda yaygın hale gelmiştir. Küçük ve çok hassas jiroskobik platformlar kullanan atalet sistemleri sürekli olarak hedef konumunu belirler ve böylelikle güdüm sisteminin bilgisayarına hedef hızı ve yönünü hesaplayıp uygun uçuş yörüngesini saptamak için giriş bilgileri yollar. Bu güdüm sisteminin avantajı, elektronik yayınlara ve fırlatma platformuna gereksinim duymamasıdır. Bu nedenle bazı uzun menzilli havadan havaya füzelerde hedef sahasına ulaşmak için bu sistem kullanılmış, daha sonra hedefe ulaşma (terminal homing) için aktif radar devreye sokulmuştur.

Aktif Güdüm Sistemleri: Bu yöntemde, füze kendi yaydığı dalgalarla hedefi izler. Bu sistemler yaygın olarak yerden havaya ve havadan havaya füzelerde hedef bulmayı gerçekleştirmek için kullanılmışlardır. Dezavantajları, kendi radarlarına bağlı olmaları ve bu radar dalgalarının izlenip tuzağa düşme risklerinin bulunmasıdır.

Yarı Aktif Güdüm Sistemleri: Füze dışındaki bir kaynaktan hedefi aydınlatıp hedef üzerinde oluşan bu enerjiye karşı duyarlı bir tarayıcı aracılığıyla hedef bulmayı gerçekleştiren sistemlerdir. U.S Hawk ve Sovyet SA-6 Gainful füzelerinde fırlatma sahasından iletilen radar dalgaları füzenin hedefi bulmasını sağlamaktaydı, bu sistemlerde yansıyan dalgaların Doppler ölçümü yakalama yörüngesinin bulunmasına yardımcı olmuştur. A.B.D hava kuvvetlerinin AIM-7 Sparrow havadan

havaya füzeleri de benzer bir yarı aktif güdüm sistemi kullanmıştır. Ayrıca, hedefi küçük bir spotla aydınlatıp frekansın tarayıcı tarafından algılanmasını sağlayan lazer güdümlü füzeler de yarıaktif yöntemler kullanmışlardır.

Pasif Güdüm Sistemleri: Herhangi bir dış kaynaktan enerji veya kumanda almadan hedeften gelen sinyallere kilitlenirler. İlk başarılı pasif hedef bulan havadan havaya füzeler, jet motorundan gelen kızıl ötesi yayınımlara kilitlenerek hedefi bulurlardı, 50 lerde A.B.D tarafından üretilen AIM-9 Sidewinder bu tipe örnek verilebilir. Daha sonraki dönemlere ait pasif havadan havaya füzeler ultraviyole yayınımlarla hedef bulmalarının yanı sıra optimal yakalama yörüngesini belirlemek için güdüm bilgisayarları ve ivmeölçer kullanmışlardır. Gelişmiş pasif sistemlerin çoğunda bulunup insan gözünün işlevini gören optik izleme aygıtları, hedefe ait bilgileri bilgisayar mantığıyla ezberleyerek ona ulaşmayı başarmaktadır, fakat birçok pasif sistemin fırlatmadan önce insan operatör tarafından hedefin tanımlanmasına gereksinimi vardır. Pasif homing güdüm sistemleri, elektronik modüllerin minimizasyonundan önemli ölçüde yararlanmışlardır. Küçük ısı tarayıcılar (heat-seeking) ve omuzdan ateşlenen (shoulder-fired) uçaksavar füzeler 1975 de Vietnam savaşının son aşamasında kullanılmışlardır. Çok sonraki yıllarda benzer operasyonlar Afganistan’ da U.S Stinger füzeleri tarafından gerçekleştirilmiştir.

1.3. Hedefi Kendi Bulan (Homing) Füzeler

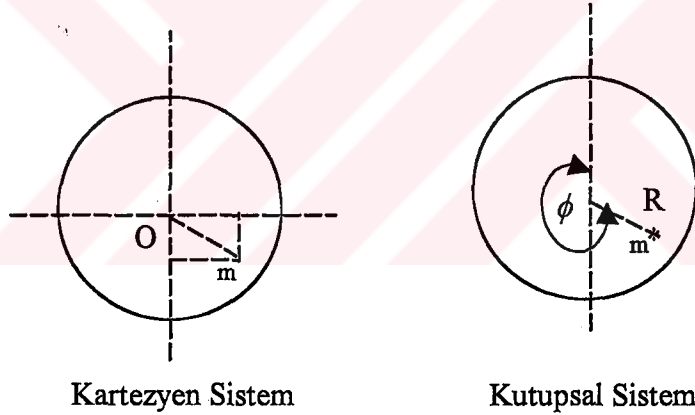
Atalet güdüm sistemleri, hedefin yere bağlı koordinatlarla tanımlandığı uzun menzilli balistik füzelerde hassas güdüm sağlamakla birlikte manevrası öngörülemeyen hedeflerde başarılı olamamaktadır. Oysa manevralı hedeflerde hedef bölgesinin gerçek zamanda algılanmasına ve konumundaki hızlı değişimlere hızlı yanıt gereksinimi vardır. Bu nedenle modern güdümlü füzeler, hedef bilgilerini üzerlerine yerleştirilmiş algılayıcıların sağladığı ‘hedef bulan’ güdüm sistemlerini kullanırlar.

Bu sistemlerin büyük çoğunluğu, füze hız vektörü açısının değişimiyle, Bölüm 1.2 de tanımlanan Görüş Çizgisi (LOS) açısı değişimi arasındaki orantıya dayanan ve Oransal Seyir Güdümü (Proportional Navigation Guidance - PNG) olarak adlandırılan güdüm yasasını kullanırlar. Bu güdüm yasasının uygulanması için LOS hızının hesaplanması ve füzede hedef bulmanın gerçekleştirilmesi gerekir. Bu sistemlerde görüş hattı, durum bilgilerine bağlı olarak füze hedefin bağlandığı hattın

yönü olarak tanımlanır [3]. Hedef izleyici füzeye monte edildiğinde, füzenin kontrol eksenleri, izleyicinin aşağı-yukarı (pitch) ve sağ-sol (yaw) eksenleriyle çakıştığından yalpa (roll) problemi ortaya çıkmaz. Bütün hedef izleyicilerin hassasiyeti montaj karakteristiğinden etkilenir. İzleyici füze iskeletine (framework) yerleştirildiğinden, ihtiyaç duyulan “atalet referansı” konumu için bir çeşit jiroskop kullanılır.

1.4. GÜDÜMLÜ FÜZE KONTROL YÖNTEMLERİ

Güdümlü sistemin görevlerinden biri, füzenin uçuş yörüngesinde yukarı-aşağı (pitch) ve sağ-sol (yaw) doğrultuda oluşabilecek sapmaları belirlemek ve bu hataların düzeltilmesi için gerekli sinyalleri kontrol sistemine göndermektir. Kontrol sisteminin görevi de bu sinyallerin doğrultusunda füzeye en çabuk ve etkin manevrayı yaptırmaktır. Güdümlü sistemin füzeyi Şekil 1.3 de olduğu gibi kendi görüş çizgisine göre bir (m) noktasında gördüyse bu durum füzenin gereğinden fazla sol ve yukarı yönde olduğu şeklinde yorumlanabilir.



Şekil 1.3 Güdümlü Sisteminin Füzeyi Algılaması

Kartezyen sistemde güdümlü açısal hata belirleyicisi hata sinyallerini iki ayrı servoyla füzeye iletir. ϕ sinyalini, dikeyden ölçülen ϕ açısına doğru yalpa (roll) kumandası olarak algılamak ve füze irtifasıyla dışa doğru manevra yapmak genel bir yöntemdir. Bu kontrol kutupsal kumanda ile yapılır. Kartezyen sistemde füze ve hedef hareketini iki düzlemde göstermek mümkündür, bu basitleştirme polar sistemde yapılamamaktadır. Kartezyen sistemde yukarı-aşağı ve sağ-sol kontrollerle birlikte yalpa (roll) kontrolü önemli kontrol yöntemlerinden biridir.

Yalpa (Roll) Kontrolü: Kartezyen kontrolde ideal olarak füzenin uçuş boyunca aynı dönme doğrultusunda kalması istenir. Aşağı-yukarı sinyallerin servoya gönderilmesi dikey, sağ-sol sinyallerin gönderilmesi de yatay manevraları yönlendirir. Ancak güdümlü füze uçak gibi dizayn edilmediğinden aynı yalpa doğrultusunda kalma eğilimi taşımaz. Böylelikle;

- a) Raslantısal donanım (rigging) hataları tamamen yok edilemez.
- b) Sesten hızlı uçuşlarda kontrol yüzeylerinde asimetrik yükleme meydana gelir. Önemli olan bu etki uzun ve ince füze dizaynında minimize edilebilir.
- c) Özellikle füze yere yakın uçtuğunda atmosferik bozucular söz konusudur.

Aerodinamik Yanal (Lateral) Kontrol: Füze üzerindeki yanal kuvvet ve momentlerin öncelikle normal kuvvetlerin kombinasyonu olduğunu, kanatların ve kontrol yüzeylerinin basınç merkezine doğru etki ettiğini düşünmek ve kontrol yüzeylerinin sürekli olarak merkez konumda kilitlendiğini dikkate alarak yapılan kontroldür.

1.5. Yakalama Yöntemleri

Kuyruk İzleme (Tail Pursuit) ve Oransal Seyir Güdümü (Proportional Navigation Guidance) temel iki yakalama yöntemidir.

Kuyruk İzleme: Füze hız vektörü açısıyla LOS açısının aynı tutulması ilkesine dayanır. Tez çalışmasında bu yöntem; Tarayıcı, İzleyicili ve Öngörmeli olarak üç bölümde ele alınmıştır.

Oransal Seyir: Füze hız vektörü açısı değişiminin LOS açısı değişimiyle orantılı olması esasına dayanır. Yalın Oransal Seyir (PPNG) ve Gerçek Oransal Seyir (TPNG) bu yöntemin önde gelen iki yorumudur.

1.6. Klasik Kontrol Yöntemleri

Klasik kontrol yöntemlerinde temel üç kontrol etkisi vardır; Oransal (P), Türevsel(D) ve Integral (I) etki olmaktadır. Oransal etki, hata ile orantılı kumanda üretir. Türevsel etki, hatanın değişimini de dikkate aldığından öngörme özelliği taşır ve salınımları

sönümler. Integral etki, hatanın integralini alarak sürekli rejim hatasını sıfırlar, bu etki sistemin gerektirdiğinden daha büyük değerde seçildiğinde faz gecikmesi meydana getirerek kararsızlığa neden olur. Söz konusu bu 3 etkinin birleşimleri; Oransal (P) Kontrol, Oransal-Türevsel (PD), Oransal-Integral (PI) ve Oransal-Integral-türevsel (PID) Kontrol türleri olmaktadır. Tez çalışmasında, kontrol edilen sistemler kendiliğinden integral etki içerdiğinden PD Kontrol kullanılmıştır.

1.7. Bulanık Kontrol

Bulanık Kontrol, özellikle son yirmi yılda bulanık küme teorisinin en aktif olarak uygulandığı alanlardan biri olmuştur. Mamdani ve arkadaşlarının bulanık kontrol üzerine öncü çalışmaları [4]-[6], Zadeh' in bulanık mantık temelli sistem analizi üzerine çalışmalarıyla desteklenmiştir [7]-[10]. Son yıllarda farklı endüstriyel alanlar için geliştirilen bulanık kontrol uygulamaları ile ilgili kaynaklar hızla artmıştır.

Bulanık kontrole temel oluşturan mantık, insan düşüncesine ve diline, geleneksel mantık sistemlerinden daha yakındır [11]. Kontrol organının temel bölümünü dilsel (linguistic) kurallar oluşturur, bulanık kontrolün gerçekleştirdiği, uzman bilgi temelli dilsel kontrol stratejisini otomatik kontrol stratejisine çevirmektir. Kontrol organı girişi, geleneksel kontrole benzer şekilde 'hata', 'hatanın türevi' (ya da integrali) olmaktadır, bu giriş değerlerinin bulanıklaştırılması üyelik fonksiyonlarının oluşturulmasıyla gerçekleştirilir. Bu nedenle, özellikle hatanın ve türevinin gürültü ya da rastsal değişimler içermesi durumunda bu üyelik fonksiyonları, değişimlerin rastsal dağılım fonksiyonlarıdır.

Sistem modelinin belirsiz, nonlineer ya da sistem modeli içinde bulanık koşulların mevcut olduğu durumlarda geleneksel kontrol türlerine kıyasla daha iyi sonuçlar verdiği değişik uygulamalarla ortaya konmuştur. Bulanık kontrol organını tamamlayan dört aşama; giriş değerlerinin bulanıklaştırılması (fuzzification), kurallar tabanı (rule-base), çıkartım mekanizması (inference mechanism) ve çıkış değerinin durulaştırılmasıdır (defuzzification).

1.8. Bulanık Öngörmeli Kontrol

Tez çalışmasında önerilen bu kontrol yöntemi, hedef dinamiğinin füzenin ölçülen değişkenlerinden tahmin edilmesi esasına dayanmaktadır. Bilinen güdüm yöntemleri olan Kuyruk İzleme ve Oransal Seyir güdümlerinin (Bölüm 3) sakıncalarını ortadan kaldırmaya yönelik olarak önerilmektedir.

Yöntemin matematiksel denklemlerinin elde edilmesi ve güdüm-kontrol sistemine uyarlanması sonucu ortaya çıkan ‘hata’ ve ‘hatanın türevi’ bağıntıları, ölçülebilen değişkenler olarak bulanık kontrol organının girişlerini oluşturmuş ve böylelikle Öngörmeli Bulanık Kontrol uygulaması gerçekleştirilmiştir.

1.9. Kural Temelli Kontrol

Tez çalışmasının son bölümünde, öngörmeli bulanık kontrol sonuçlarından hareketle, bu algorithmadan elde edilen kontrol davranışı temel alınarak yeniden kurallar oluşturulmuş ve bulanık kontrol modülü devreden çıkartılarak da benzer sonuçların daha basit bir kontrol yasasıyla elde edilip edilemeyeceği araştırılmıştır. Bu araştırmanın amacı, çıkartım ve durulaştırma fazlarında kullanılan mikroişlemcileri sistemden çıkararak mümkün olduğunca basit ve maliyeti düşük bir kontrol yöntemi elde etmektir.

1.10. Tezin İçeriği ve Sunuluşu

Bu tezdeki araştırmaları birkaç bölümde ele almak mümkündür. İzleme-yakalama yöntemlerinin ayrıntılı bir incelemesinin ardından, izleyici üzerinde, hedeften kaynaklanan gürültü sonucu oluşan belirsiz koşullar nedeniyle kullanılmasına karar verilen bulanık kontrolün, izleme ve güdüm sistemi üzerindeki performansını incelemek önde gelen amaçlardan biri olmaktadır. Bilinen güdüm yöntemlerine seçenek olarak sunulan ve ilgili bölümde neden önerildiği açıklanacak olan “Öngörmeli Kuyruk İzleme” nin probleme sağlayacağı katkıların belirlenmesi çalışmanın hedeflerinden biridir. Ayrıca, bulanık kontrol uygulamalarından olumlu sonuç alınması durumunda, elde edilen sonuçlardan hareketle basit bir kural temelli algoritma türeterek kontrol maliyetinin düşürülmesi ve bütün bu incelemelerin

gerçek bir füze modeli üzerinde uygulanması çalışmanın diğer önemli amaçlarını oluşturmaktadır.

Bu çalışma, giriş ve sonuç bölümleriyle birlikte sekiz bölümden meydana gelmektedir.

İzleme-Yakalama problemi ve güdüm sistemleri ile ilgili kapsamlı bir kaynak taraması yapılmış ve 2. Bölümde sunulmuştur. Kaynaklar, 'Bulanık Kontrol Uygulamaları', 'Karmaşık Kontrol Algoritmaları', 'Kinematik Analize Dayalı Kontrol Algoritmaları' ve 'Dinamik Davranış Analizi' alt başlıkları altında sınıflandırılmış ve irdelenmiştir.

Temel izleme-yakalama yöntemleri olan kuyruk izleme ve oransal seyir yöntemlerinin kinematik analizi üçüncü bölümde sunulmaktadır. Tarayıcı ve izleyicili kuyruk izleme kontrol sistemlerinin basit doğrusal sistem modelleri üzerinden ön incelemesi ve kontrol katsayılarının nasıl belirlenebileceği de bu bölümde yer almaktadır. Oransal seyir güdümü tüm değişik yorum ve uygulamaları ile ayrıntılı biçimde anlatılmıştır. Bu tez kapsamında özgün kontrol yaklaşımı olarak geliştirilen 'Öngörmeli Kuyruk İzleme' yönteminin ilkeleri de bu bölümde sunulmaktadır.

Dördüncü bölümde bulanık kontrol temelleri sunulmaktadır. Bölüm, izleme-yakalama probleminin 'bulanık' yapısının irdelenmesi ve vurgulanması ile başlamakta, bulanık kontrolün çeşitli aşamalarının ayrıntılı biçimde açıklanmasından sonra 'İzleyici Sistemin Bulanık Kontrolü', 'Güdüm Sisteminin Bulanık Kontrolü', 'Öngörmeli Bulanık Kuyruk İzleme' alt bölümleri ile tamamlanmaktadır.

Basit bir düzlemsel füze-hedef modeli beşinci bölümde oluşturulmuş ve bilgisayar benzetimi yapılmıştır. Önceki bölümlerde sunulmuş olan kontrol yöntemleri bu model üzerinde çeşitli senaryolar altında sınanmıştır.

Altıncı bölümde ise gerçek bir havadan havaya füzenin matematik modeli ve tablolanmış katsayılar kullanılarak bilgisayarda benzetimi gerçekleştirilmiştir.

Önerilen kontrol yöntemleri bu ‘gerçeğe çok yakın’ model üzerinde de çeşitli senaryolar altında denenmiş ve karşılaştırılmıştır.

Bu tez kapsamında oluşturulan diğer bir özgün yöntem olan ‘Kural Temelli Öngörmeli Kuyruk İzleme’ temelde bulanık kontrole dayanmakta ancak çok basit bir kontrol sistemine yol açmaktadır. Tüm önceki bölümlerde yer alan çalışmaların ve bilinçli bir sadeleştirmenin sonucu olarak ‘Kural Temelli Öngörmeli Kontrol’ benzetim sonuçları ile birlikte yedinci bölümde yer almaktadır.

Tez, sonuçların özetlendiği ve irdelendiği sekizinci bölüm ile son bulmaktadır.



2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

2.1. Bulanık Kontrol Uygulamaları

Lin ve Chen yaptıkları çalışmada, yüksek hızdaki hedeflere karşı bulanık mantıklı güdüm yasası oluşturmuşlardır. Bunu gerçekleştirirken dikkate aldıkları temel nokta, füzenin fırlatma aşamasıyla hedefe yönelme doğrultusu arasındaki açının 180 derecede kilitlenmesi olmaktadır. Bulanık mantığın yapısını orta menzil aşamasında insan karar mekanizmasına daha yakın oluşturmuşlar, son aşamada ise Bulanık-PD güdüme yönelmişlerdir [12].

M.A.F Montesinos ve çalışma arkadaşları, güdüm ve kontrol probleminin rüzgar hızı ve yönündeki değişimi esnasında, enerjinin iletilmesine dayanan ve uçuş yörüngesinin korunmasını amaçlayan bulanık mantıklı kontrol önermişlerdir [13].

Geng ve McCullough, bulanık kontrol teorisiyle yapay sinir ağları (neural network) (YSA) arasındaki bir etkileşimden yola çıkarak füze kontrolü için yeni bir bulanık neural network kontrol sistemi önermişlerdir. Orijinal adı ‘Fuzzy Cerebellar Model Arithmetic Computer Neural Networks’ olan bu yöntemle daha yüksek öğrenme hızı ve daha yüksek hassasiyet elde etmişlerdir [14].

Singh ve Bailey, bulanık kontrol mantığını geniş olarak açıkladıkları çalışmalarında, bu tekniği iki boyutlu ‘çok algılayıcı-çok hedefli’ (multi-sensor multi-target) izleme sistemine uygulamışlardır. Elde ettikleri bilgileri, laboratuvar ortamında değerlendirip Bilgi İlişkilendirme (Data Correlation) fonksiyonunun bulanık mantıkla daha iyi performans gösterdiğini açıklamışlardır [15].

Mishra, Sarma ve Swamy, düzlemsel yakalama modeli için, hedefin düzensiz manevra yaptığı ve LOS hızı ölçümünün gürültüden etkilendiği koşullarda bulanık mantık temelli bir güdüm yöntemini iki ayrı senaryoda geliştirmişlerdir, ilk tasarımıda LOS hızı ve yaklaşma hızı giriş değişkenlerini oluştururken ikincisinde hedefin ivmelenmesi de bunlara eklenmiştir, performans değerlendirmesini kumanda ivmesi profili ve kaçırma mesafesini baz alarak yapıp, bulanık kontrolün avantajlarını göstermişlerdir [16].

2.2 İleri Kontrol Algoritmaları

B. Kim, J.Kim ve Kwon yaptıkları çalışmada, kalan zaman (time-to-go) üzerindeki herhangi bir bilgiyi kullanmaksızın temeli optimal kontrole dayanan kayan ufuklu kontrol algoritmasıyla güdüm yasası önermişlerdir [17].

Best ve Norton, öngörmeli kontrol (predictive kontrol) teorisinden esinlenerek öngörülen hedef konumundaki belirsiz koşullara karşı, bu konumun olabilirlik yoğunluk fonksiyonuna (probability density function) gaussian yaklaşım getirmişler ayrıca bu yaklaşımı çok hedefli koşullara uygulamışlardır [18].

Cho ve Ryoo, değişken hızlı füzeler için pratik bir ağırlık fonksiyonu kullanarak güdüm yasasını minimize eden bir yöntem geliştirmişlerdir. Bu fonksiyonu oluşturmak için füze hızı ve hava yoğunluğunu dikkate alarak optimal güdüm problemini, kullanılan parametrelere bağlı bir minimizasyon problemi şeklinde yorumlamışlardır [19].

Zhou, Mu ve Xu yaptıkları çalışmada, dayanıklı (robust) güdüm yasası oluşturmak amacıyla kayan rejimli kontrol (sliding-mode kontrol) uygulaması gerçekleştirmişlerdir [20].

Gitizadeh ve Yaesh, sabit ivmeyle manevra yapan hedef için oransal güdüm yasasını ayrık zamanda oluşturan optimal güdüm kuralı gerçekleştirmişlerdir [21].

Lee ve Tahk, geleneksel giriş kestirim (input estimation) tekniklerinin hedef manevrasını sabit kabul ettiklerini öne sürerek manevralı hedefler için yeni bir giriş kestirim tekniği geliştirmişlerdir [22].

Song ve Tahk, gerçek zamanda iki noktalı sınır değer problemini ortadan kaldırmak için, optimal geri besleme yöntemine neural network yaklaşımına dayanan bir on-line alt optimal orta menzilli güdüm yasası geliştirerek benzetim sonuçlarında kapalı çevrim davranışlarının önerilen yöntemi doğruladığını göstermişlerdir [23].

Asher ve Yaesh, yaptıkları çalışmada, kalan zaman tahmininde hataya daha az duyarlı bir optimal güdüm yasası ortaya koymuşlar, daha sonra bu yöntemi minimum enerjili güdüm yasası ve oransal seyir yöntemiyle kıyaslamışlardır [24].

Zhu ve Mickle, doğrusal zamana bağlı sistemlere uygulanmak amacıyla genişletilmiş atamalı kontrol tekniğini kullanarak hücum açısı ve normal ivme takibi için füze otopilot tasarımı ve benzetim çalışmaları gerçekleştirmişlerdir [25].

İvme kumandasını elde etmek için füze irtifa kontrolunda 'skid-to-turn' ve 'bank-to-turn' olmak üzere iki yöntem vardır [26]. İlkinde yalpa açısı (roll angle) sabit ya da kontrolsüz olabilir, gövde ivme vektörünün yönlendirilmesi füze hücum açısı (angle of attack) ve yana kayma açısının (sideslip angle) serbet bırakılmasıyla gerçekleşir. Yana kaymanın oluşumu 'skidding' harekete neden olur. Bir 'bank-to-turn' füzede ise yana kayma (sideslip) hareketi yoktur. Maksimum aerodinamik normal kuvvet düzleminin istenen doğrultuda yönlenmesi ve kuvvet büyüklüğünün hücum açısının ayarıyla kontrol edilebilmesi için füze dönme (roll) hareketi yapar. Fu, Chang, Yang ve Kuo, manevra yeteneğinin yüksekliğiyle de bilinen bank-to-turn füzeler için uyarlamalı dayanıklı (adaptive robust) ve YSA tabanlı bir kontrol yaklaşımı önermişlerdir. Aynı zamanda, kararlı bir uyarlama yasası elde etmek için Lyapunov teorisini kullanmışlardır [27].

Kim, Kwon, Ho Kim ve Song, başlıca kontrol amacı, güdüm kumandası için yüksek izleme performansı olan bank-to-turn füzelere uygulanmak üzere gelecek kumanda sinyallerini şekillendiren kayan ufuklu kontrol algoritması geliştirmişlerdir [28].

Gitizadeh, Yaesh ve Asher, modern güdüm tekniğindeki ayrık zamanlı yaklaşım gereksiniminden hareketle, sabit ivmeyle manevra yapan hedefler için oransal seyir ve artırılmış oransal seyir (augmented proportional navigation) güdüm yöntemlerinin ayrık zamanlı yorumunu gerçekleştirmişlerdir [29].

Yang, yaptığı çalışmada, uzak mesafe ya da alçak irtifadaki hedefe karşı füzenin son hızını maksimize eden bir optimal orta menzil (midcourse) yasası geliştirmiştir [30].

Song ve Um, hedef konum ölçümlerini pasif homing sisteme artırılmış PNG yi kullanarak uygulamışlar ve gözlenebilirliğini analiz etmişlerdir [31].

Kumar, Seywald ve Cliff, orta menzilli havadan havaya füzelerde üç fazlı yaklaşık optimal bir yorumla manevralı hedefe karşı kapalı çevrim güdümünü incelemişlerdir. Söz konusu fazlar; itme, midcourse ve final bölümleri olmaktadır. İtme fazında yalnızca füze durum değişkenlerindeki hata dikkate alınarak hedef manevrasını ihmal etmişler, midcourse fazında ise dikkate almışlardır. Final fazında güdümü oransal seyirle gerçekleştirmişlerdir [32].

Hough, hedef manevrasını Kalman filtresi kullanarak füzenin itme (boost) fazında tahmin eden bir optimal güdüm ve doğrusal olmayan tahmin algoritması geliştirmiştir [33].

Idan, Golan ve Guelman, füzenin başlangıç ve son uçuş yörünge açıları üzerindeki sınırlamaları kapsayan optimal yakalama problemini tanımlayarak, yörüngesi bilinen manevralı hedefler için düzlemsel yakalama yasası elde etmişlerdir [34].

Yang ve Yang, zamana bağlı seyir kazancını dikkate alarak manevralı hedefe karşı optimal Pure Proportional Navigation (PPNG) üzerine bir çalışma yapmışlardır. Geleneksel PPNG çalışmalarından ayrı olarak, performans endeksini minimize etmek ve optimal zaman yörüngesini bulmak için PPNG nin nonlineer modelini kullanmışlardır [35].

Wu ve Cheng, hedef izlemede, gaussian olmayan gürültü ortamında Kalman filtresinin optimal bir çözüm olamayacağını öne sürerek parlak (glint) ortamın

oluştugu durumlarda ‘Interactive Multiple Model’ olarak adlandırdıkları ve hedef izlemede etkin olduğunu belirttikleri, nonlinear Masreliez filtresiyle ilişkili bir yöntem önermişlerdir [36].

Delisle ve Wu, hareketli hedef görüntüsü ve yörünge hesabı gerçekleştiren yeni bir algoritmayı iki alıcılı radar kullanarak sunmuşlardır [37].

Hull, Radke ve Mack, hedefe kilitlenen füzelerde (homing missile) minimum zaman ilkesine dayalı time-to-go öngörmesini gerçekleştirmişlerdir. Geliştirdikleri iki ayrı zaman yörüngesinden ilki, sabit füze hızı için minimum normal ivme ağırlıklı son zaman yörüngesi, diğeri de ivmelenen füze için son zaman yörüngesi temelli olmaktadır [38].

William, Friedland ve Madiwale, bank-to-turn füzelerde otopilot tasarımı için durum-uzay tekniği geliştirerek, yöntemlerinin ağağı-yukarı (pitch) ve sağ-sol (yaw) eksenleri arasındaki gyroscopic ve coriolis çapraz etkileşime (cross coupling) uygun olduğunu belirtmişlerdir [26].

K.F. Lee, füze ve hedef arasındaki bağıl konum ve hız karakteristiklerini kullanarak kalan zamanın tahminini sağlayan bir algoritma geliştirmiştir. Bu çalışmayı yaparken kalan zaman tahmininin ardışık (iterative) tasarımını elde etmek için son kaçırma mesafesini (miss distance) amaç fonksiyonu (objective function) olarak almıştır [39].

Kim, Cho ve Bien, hedef bulan füzelerde fırlatma zarfını genişleten yeni bir güdüm yasası üzerinde çalışmışlardır. Bu yöntem, çarpışma menzilinün düz hat üstünde öngörülmesi ve füze başlığının mümkün olduğu kadar hızlı olarak bu menzile döndürülmesiyle gerçekleştirilmiştir [40].

2.3. Kinematik Analize Dayalı Kontrol Algoritmaları

Duflos, Penel ve Van Heeghe, Gerçek Oransal Seyirin (TPNG) üç boyutlu genelleştirmesini yaparak, yakalama performansı ile Yalın Oransal Seyirin (PPNG) performansı arasında ilgi kurulup birleştirilebileceğini göstermişlerdir [41].

Oh ve Ha, PPNG nin üç boyutlu düzlemde , Lyapunov -yaklaşıkli vektör analiz yöntemi kullanarak manevralı hedefe karşı yakalama yeteneğini incelemişlerdir [42].

Chiou ve Kuo, kinematik denklemleri trigonometrik terimlerle türeterek, nitel bir analizle üç boyutlu güdüm problemine geometrik bir yaklaşım getirmişlerdir. Yaptıkları çalışmada, değişken manevralı hedeflere karşı yeterli başlangıç koşullarını üreterek başarılı sonuçlar almışlardır [43].

Takehira, Vinh ve Kabamba, kuyruk izleme ve oransal seyir güdüm yasaları arasındaki bağıl önemin, iki parametreye bağlı olarak belirlenmesine dayanan ve bu iki yöntemi birleştiren bir güdüm yasası önermişlerdir, söz konusu parametreler füze ivmelenmesinin maksimum değerini ve çarpışma süresini düşürecek şekilde seçilmiştir [44].

Yang ve Yang, oransal seyir güdümünün, değişken yaklaşma hızına bağlı bir versiyonu olan ‘Realistic True’ PNG yöntemiyle manevralı ve manevrasız hedeflere yönelik çözümleri, üç boyutlu koordinat sisteminde türeten bir çalışma gerçekleştirmişlerdir [45].

Babu, Sarma ve Swamy, kayan modlu kontrol teorisini, en temel oransal seyir yöntemi çevresinde yapılandırarak ilave bir ön anahtarlama terimiyle birlikte kısa menzilli füzeler için oransal seyir güdümünün yeni bir formunu sunmuşlardır [46].

Bezjck, Rusnak ve Gray, başlangıç koşulları yakalama menzilinden uzakta olan ve ivmelenmesi sınırlı hedef izleyici füzeler için geri besleme doğrusallaştırmasını temel alan bir güdüm stratejisi geliştirerek kaçırma mesafesi performansını oransal seyir güdümüyle karşılaştırmışlardır [47].

Kumar, Seywald, Cliff ve Kelley, yaptıkları çalışmada, orta menzilli havadan havaya füzelerde üç boyutlu nokta-kütle modeli için optimal yöşügelendirme konusunu incelemişlerdir . Optimalliğı sağlamak amacıyla gerek ve yeter şartları olabilecek en uç koşullara göre belirleyip, türettikleri yeni bir diferansiyel denklem matrisiyle standart Riccati matrisindeki zorlukları giderdiklerini açıklamışlardır [48].

Ohlmeyer, sinüzoidal manevra yapan hedefe karşı, kaçırma mesafesine bağlı olarak belirlediği füze etkinliğinden hareketle oransal seyir güdümünün performans değerlendirmesini yapmıştır [49].

Cottrell, Vincent ve Sadati, uç noktadaki güdüm yasasının sentezi için YSA kullanımıyla sapma hızının değişimi füze yörüngesi boyunca en aza indirgendiğinde füze ağırlığının azaltılabileceğini göstermişlerdir [50].

Chakravarthy ve Ghose, 'Generalized True Proportional Navigation' güdümünün manevrasız hedefe karşı yakalama yeteneğini analiz etmişlerdir [51].

Ghose, yaptığı çalışmada, akıllı manevra yapan hedeflere karşı TPNG nin yakalama bölgelerini (capture region) analitik olarak elde etmiştir. Bunu yaparken TPNG nin iki yorumunu dikkate almıştır. İlki, kumanda ivmesinin doğrudan LOS hızıyla orantılı olduğu özgün TPNG, diğeri kumanda ivmesinin LOS hızıyla birlikte o andaki 'closing velocity' e orantılı olduğu Realistic TPNG (RTPNG). Ghose her iki yorumun kıyaslamalı sonuçlarını göstermiştir [52].

Baba, Yamaguchi ve Howe, füze ve hedef ivmelenmesinin sabit olarak arttığı veya azaldığı düzeltilmiş doğrusal çarpışma menzilleri için, gerçek güdüm yasası olarak adlandırılan ve çarpışma menzilinde füzeye teorik yatay ivme kumandası veren genelleştirilmiş yeni bir güdüm yasası önermişlerdir [53].

Normal bir oransal seyirde LOS hızı sıfıra yaklaştığında, radar izleme gürültüsünün LOS hızı ölçümünü zora soktuğunu ve bunun da kontrol sistemini olumsuz etkilediğini öne süren Yuan ve Chern, bu etkiyi azaltmak amacıyla yüzeyden havaya ve havadan havaya füzelerde, manevralı hedefler için değişken yaklaşma hızına sahip yönlendirilmiş (biased) oransal seyir üzerinde çalışmışlardır [54].

Yuan ve Chern, güdüm tekniğinde başarılı bir yöntem olduğu çeşitli defalar kanıtlanmış olan oransal seyir yöntemine, ideal oransal seyir adı altında yeni bir yorum getirmişlerdir. Bu yoruma göre, ivme kumandası füze ile hedef arasındaki

bağıl hıza dik uygulanmaktadır. Bu yeni oransal seyir tasarımını manevralı ve manevrasız hedeflere uygulayarak performans incelemesi yapmışlardır [55].

Shukla ve Mahaputra, oransal seyirin en önemli iki yorumu olan Pure PNG ve True PNG nin ayrıntılı karşılaştırmasını manevralı ve manevrasız hedeflere karşı yapmışlardır [56].

Shukla ve Mahaputra, yönlendirilmiş (biased) oransal seyir yönteminin, LOS un dönme hızı üzerinde belirledikleri yönlendirme hızı (bias rate) ve LOS dönme hızı arasındaki farka bağlı tanımını yaparak, yönlendirme parametresinin optimizasyonunu hedef alan bir çalışma yapmışlardır [57].

Alpert, oransal seyir güdümünü kullanarak, kumandalı güdüm sistemlerinde, kapalı formda ve birleşik (adjoint) çözümleri, istatistiksel kaçırma mesafesi analizi için türetmiştir. Bu çalışmanın en önemli katkısı, minimum istatistiksel kaçırma mesafesini sağlayan optimal zaman sabitini türetmesi ve kumandalı güdüm sistem performansının yakalama menzili ve sistem parametrelerine bağıllığını göstermesi olmuştur [58].

Yang, Yeh ve Chen, kumanda ivmesinin LOS a dik uygulanmasının gerekli olmadığı genelleştirilmiş oransal seyir güdümünün hareket denklemlerini manevrasız hedefe karşı kapalı formda çözmüşlerdir [59].

Nesline ve Zarchan, geleneksel PNG yorumunda olmayan tarayıcı kararlılığının, ideal güdüm sisteminin zaman sabitini büyüterek kaçırma mesafesini artırdığını belirlemişler ve bu saptamadan hareketle daha küçük zaman sabiti elde etmek için PNG nin farklı yorumlarını bulmaya yönelmişlerdir[60].

2.4. Dinamik Davranış Analizi

Schumacher ve Khargonekar, havadan havaya bank-to-turn füzelerde denenmek üzere, iki ayrı zaman ölçekli kontrol organı kullanarak kararlılık analizi gerçekleştirmişler, elde ettikleri sonucu Lyapunov fonksiyonuyla kanıtlamışlardır [61].

Guelman, yaptığı çalışmada, Kalman-Yakubovitch-Popov teorisinden yola çıkarak oransal seyir güdüm sistemlerinin sonlu zamanda kararlılığını incelemiş, kaçırma mesafesi ile bu kararlılık arasındaki bağlantıyı deneylerle ortaya koymuştur [62].

Gurfil, Jodorkovsky ve Guelman, yukarıdaki çalışmayı genişleterek önce güdüm sisteminin zamana bağlı doğrusal modelini elde etmişler, daha sonra açıklayıcı bir örnek vererek nonlinear modelle bağlantısını kurmuşlardır [63].

Yang ve Huang, füzenin aşağı-yukarı (pitch) hızını H_∞ kontrol kullanarak analiz etmişler, sistem dinamiğini aerodinamik kararlılığı ve gövdenin yapısal titreşimlerini formüle ederek tanımlamışlardır [64].

Raw, Tahk ve Cho, tanımladıkları kararlılık kriterini zamana bağlı durum modeline genişleterek oransal seyir güdümü için analiz etmişlerdir. Kararlılığı belirlenmiş bir zaman aralığının üzerinde tanımlayarak uygulamasını hedef bulan güdüm çevrimi üzerinde gerçekleştirmişlerdir [65].

Çok değişkenli dinamiğin kararlılığını sağlamak ve hızlı cevap elde etmek için bank-to-turn füzelerde, bozucu etkilere karşı dayanıklı (robust) dizayn gereksinimi vardır. Lin, Cloutier ve Evers, bozucu geri besleme etkileri ve parametre değişimlerine karşı otopilot tasarımında kanonik yapıda dayanıklı kontrol organı önererek, çözümlere Hamiltonian yaklaşım getirmişlerdir [66].

Song ve Ha, nonlinear dinamik karakteristikleri dikkate alarak üç boyutlu uzayda (Lyapunov-like) yaklaşımıyla PPNG nin performans analizini yapmışlardır. Çalışmalarında; hedef ivmelenmesinin bilinen sınırlarda olması, seyir sabitinin büyük seçilmesi, başlangıç hatasının küçük olması ve füzenin sürekli hedefin uçuş yörüngesinde kalması koşullarıyla PPNG nin her zaman yakalamayı gerçekleştireceğini öne sürmüşlerdir [67].

Bierley ve Longchamp, nonlinear havadan havaya füze-hedef sistemine sliding-mode kontrol uygulayarak sistem performansını değerlendirmişler ve değişen parametrelere karşı dayanıklı olduğunu göstermişlerdir [68].

Lin ve Lee, optimal yörünge izleme sistemini dizayn etmek için genelleştirilmiş tekil lineer kuadratik kontrol tekniğini oluşturmuşlar ve suboptimal kararlılık yöntemini pratik izleme tasarımı elde etmek için uygulamışlardır [69].

Acar ve Özgören, Yalın Oransal Seyir Güdümü (PPNG) uygulamasında kararlılık marjının oransal seyir sabiti (n) ile ters orantılı olduğunu, dolayısıyla bu sabit büyüdüğünde kararlılık marjının küçüleceğini, buna karşılık kuyruk izleme yönteminin en yüksek kararlılık marjına sahip olduğunu göstermektedir [70].

Tez çalışmasında, İzleme Yakalama yöntemleri anlatılırken yukarıda belirtilen kaynaklardan Kinematik Analize Dayalı Kontrol Algoritmaları ile ilgili olanlar esas alınmıştır. Bulanık Kontrol bölümünde adı geçen kaynaklar geçmiş uygulamaların bilinmesi açısından önem taşımaktadır. Öngörmeli Kuyruk İzlemenin teorisi oluşturulurken de Dinamik Davranış Analizi üzerine belirtilen kaynaklardan yararlanılmıştır. Ancak bu tez çalışması, yararlandığı bütün kaynaklardan farklı olarak özgün uygulamalar içermektedir.

3. İZLEME YAKALAMA YÖNTEMLERİ

3.1. Giriş

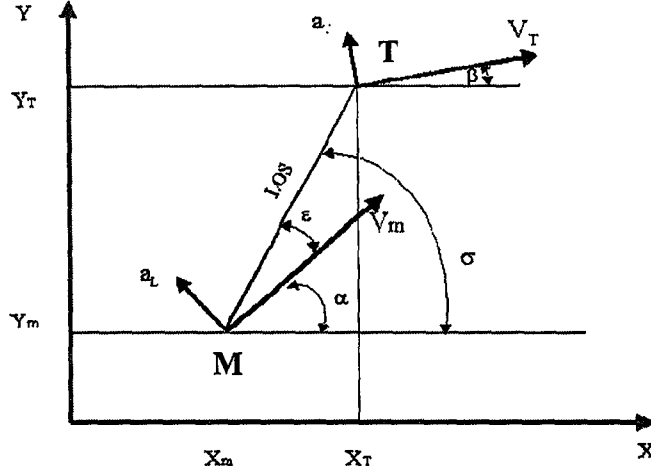
Bu bölümde, tez çalışmasında kullanılan izleme yakalama yöntemleri ve bunların yine tez kapsamında yer alan kontrol algoritmalarına nasıl uyarlandıkları işlenmiştir. Öncelikle, güdüm sistemlerinde temel iki kavram olan ‘Kuyruk İzleme’ (Tail Pursuit) ve ‘Oransal Seyir Güdümü’ (Proportional Navigation Guidance) üzerinde durularak, bu yöntemlerin değişik uygulamaları hakkında bilgi verilmiş, klasik kontrol algoritmalarının uygulanması blok diyagramları üzerinde açıklanmıştır. Daha sonra ise bu çalışmanın özgün bir bölümünü oluşturan Öngörmeli Kuyruk İzleme, önerilme nedenleriyle birlikte açıklanmış ve bağıntıları elde edilmiştir.

3.2. Kuyruk İzleme (Tail Pursuit)

Kuyruk İzleme yönteminde füze hız vektörü açısı (α) (Şekil 3.1), mümkün olduğunca sürekli olarak LOS açısıyla (σ) aynı tutularak güdüm gerçekleştirilmeye çalışılır. Basit olması en avantajlı yönüdür. Tez çalışmasında bu yöntem ‘tarayıcı’ (seeker) temelli ve ‘izleyici’ (tracker) temelli kuyruk izleme olmak üzere iki bölümde incelenmiştir.

3.2.1 Tarayıcı (Seeker) İle Kuyruk İzleme

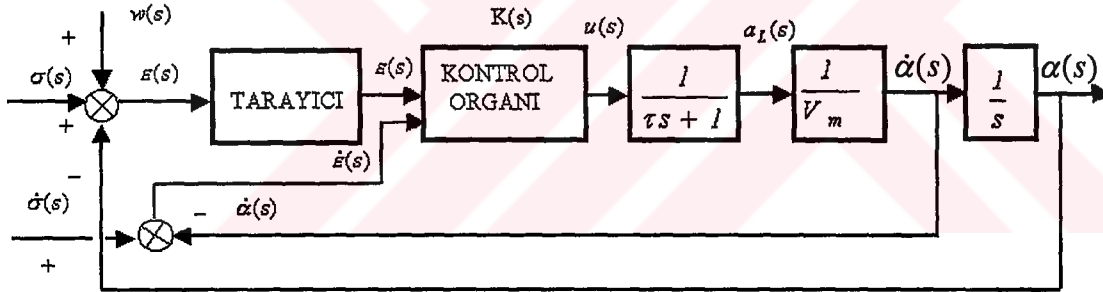
Bu yöntemde, izleme sisteminin içinde yalnızca tarayıcı (radar alıcısı-seeker) mevcuttur, ayrıca bir izleyici servo bulunmamaktadır. Tarayıcı, füze gövdesine sabit biçimde yerleştirilmiş olup izleme-yakalama performansı füzenin LOS da sapmamasına bağlıdır.



Şekil 3.1. Füze - Hedef Yakalama Geometrisi

Burada füze noktasal kütle olarak kabul edilmiş olup hız vektörünün açısal değişimi

$\dot{\alpha} = \frac{a_L}{V_M}$ şeklinde belirlenmiştir. Tarayıcılu kuyruk izleme yönteminin blok diyagramı Şekil 3.2 de görülmektedir.



Şekil 3.2 Tarayıcılu Kuyruk İzleme Blok Diyagramı

Sistemin öncelikle Oransal (P) etkiyle kontrol edildiğini varsayalım, bu durumda kontrol ifadesi

$$u(s) = K_p \cdot \varepsilon(s) \quad (3.1)$$

olacaktır. Blok diyagramından hata davranışına göre transfer fonksiyonu bağıntısı

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{\frac{1}{\tau} \frac{V_m \cdot \tau}{K_p} \frac{s(\tau s + 1) \frac{K_p}{V_m \tau}}{s^2 + \frac{1}{\tau} s + \frac{K_p}{V_m \tau}}}{(3.2)}$$

şeklinde elde edilir. Bu bağıntı

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{V_m}{K_p} \frac{s(\tau s + 1) \cdot w_n^2}{(s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2)} \quad (3.3)$$

ifadesine özdeş olmaktadır. Bu özdeşlikten

$$w_n^2 = \frac{K_p}{V_m \tau} \quad (3.4)$$

$$2\zeta w_n = \frac{1}{\tau} \quad (3.5)$$

bağıntıları elde edilir. $\zeta = \frac{\sqrt{2}}{2}$ kabulü için

$$\begin{aligned} \sqrt{2} w_n &= \frac{1}{\tau} \Rightarrow w_n = \frac{1}{\sqrt{2} \tau} \Rightarrow w_n^2 = \frac{1}{2 \tau^2} \\ \frac{1}{2 \tau^2} &= \frac{K_p}{V_m \tau} \Rightarrow K_p = \frac{V_m}{2 \tau} \end{aligned} \quad (3.6)$$

(3.6) eşitliği (3.2) deki transfer fonksiyonunda yerine konduğunda

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{2 \tau s(\tau s + 1)}{2 s^2 \tau^2 + 2 \tau s + 1} \quad (3.7)$$

elde edilir.

$\sigma(s) = \frac{a}{s^2}$ şeklinde rampa giriş olarak verildiğinde hata fonksiyonu

$$\varepsilon(s) = \frac{2\tau s(\tau s + 1)}{2s^2\tau^2 + 2\tau s + 1} \frac{a}{s^2} \quad (3.8)$$

olmaktadır.

Bu hata fonksiyonuna son değer teoremi uygulandığında

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \cdot \varepsilon(s) = s \cdot \frac{2\tau s(\tau s + 1)}{2s^2\tau^2 + 2\tau s + 1} \frac{a}{s^2} = \varepsilon_{\infty t} = 2\tau a \quad (3.9)$$

şeklinde bir sürekli izleme hatası bulunur. Sabit olmayan girişler için ortaya çıkan bu sonuç tarayıcıli kuyruk izleme yönteminin manevralı hedefler karşısındaki başarı olasılığını azaltmaktadır. (3.9) denkleminde görüleceği gibi, söz konusu izleme hatası füzenin zaman sabiti τ ile doğru orantılıdır, dolayısıyla bu değerin mümkün olduğu kadar küçük olması füzenin hızını ve manevra yeteneğini artırıp izleme hatasını azaltmaktadır. Sürekli rejimdeki izleme hatasını sıfırlamak için kontrol algoritmasında integral (I) etki kullanmak mümkündür, ancak izleyicili kuyruk izleme yönteminde bu gereksinim ortadan kalkmaktadır.

Tarayıcıli Kuyruk İzleme yöntemi PD algoritmasına uyarlanırken, hata ve hatanın değişimi denklemlerinin oluşturulması kuyruk izleme yönteminin Bölüm 3.2 de yapılan tanımından hareketle elde edilmiştir, α açısının σ açısıyla aynı tutulması amaç olduğuna göre söz konusu denklemler (3.10) ve (3.11) de olduğu gibi elde edilmektedir.

$$\text{Hata Bağıntısı} \quad \varepsilon(s) = \sigma(s) - \alpha(s) \quad (3.10)$$

$$\text{Hatanın Değişimi} \quad \dot{\varepsilon}(s) = \dot{\sigma}(s) - \dot{\alpha}(s) \quad (3.11)$$

$$\text{PD Kontrol Bağıntısı} \quad u(s) = K_p \cdot \varepsilon(s) + K_v \cdot \dot{\varepsilon}(s) \quad (3.12)$$

Kontrol Katsayılarının Bulunması:

Şekil 3.2. deki blok diyagramından

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{1}{1 + \frac{K(s)}{s(\tau s + 1)V_m}} \quad (3.13)$$

elde edilir. Bu bağıntıda kontrol ifadesi

$$K(s) = K_p (1 + \tau_d \cdot s) \quad (3.14)$$

(3.13) ün düzenlenmesi sonucu

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{s(\tau s + 1)}{s^2 \tau V_m + s(K_p \cdot \tau_d + V_m) + K_p} \quad (3.15)$$

elde edilir.

(3.15) in karakteristik denklemi, $s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2$ ifadesine özdeşliğinde

$$\frac{K_p}{\tau V_m} = w_n^2 \quad (3.16)$$

ve

$$\frac{K_p \cdot \tau_d + V_m}{\tau V_m} = 2\zeta w_n \quad (3.17)$$

eşitliklerinin çözümü kontrol katsayılarının sayısal değerlerini verir. Bu bağıntılarda τ otopilot sistemin zaman sabitidir.

(3.16) ve (3.17) nin (3.15) de yerine konup düzenlenmesiyle

$$\frac{\varepsilon(s)}{\sigma(s)} = \frac{1}{K_p} \frac{\frac{K_p}{\tau V_m} s(\tau s + 1)}{s^2 + \frac{(K_p \tau_d)s}{\tau V_m} + \frac{K_p}{V_m}} = \frac{1}{K_p} \frac{w_n^2 s(\tau s + 1)}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (3.18)$$

şekline sokulabilir.

$\sigma(s) = \frac{a}{s^2}$ için hata ifadesi olan

$\varepsilon(s) = \frac{1}{K_p} \frac{w_n^2 s(\tau s + 1)}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \frac{a}{s^2}$ bağıntısına son değer teoremi uygulandığında

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \varepsilon(s) = s \cdot \frac{1}{K_p} \frac{w_n^2 s(\tau s + 1)}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \frac{a}{s^2} = \varepsilon_{\infty t} = \frac{a}{K_p} \quad (3.19)$$

şeklinde sürekli izleme hatası ortaya çıkar.

Sayısal Örnek:

Sönüm oranı $\zeta = 0.5$ ve doğal frekansı $w_n = \frac{10}{\tau}$ olan sistem ele alınsın, bu durumda kontrol sisteminin frekans bandının füze dinamiğinden 10 kat büyük olduğu görülmektedir. Bu koşullarda kontrol katsayıları

$$K_p = \frac{w_n^2 \cdot V_m}{\tau} \quad (3.20)$$

$$\tau_d = \frac{2\zeta w_n \tau V_m - V_m}{K_p} \quad (3.21)$$

olarak elde edilir. $V_m = 500m/sn$ ve $\tau = 0.4sn$ olmak üzere $K_p = 125000$ $\tau_d = 0.036 sn$ ve $K_v = K_p \cdot \tau_d = 4500$ elde edilir. Kontrol sistemi, füze tarafından gerçekleştirilebilecek maksimum radyal ivme ($a_{L_{max}}$) değerinde doyuma ulaşmaktadır. Bu değer $a_{L_{max}} = 200m/sn^2$ olduğu varsayılırsa

$$a_{L_{max}} = K_p \cdot \varepsilon_{max} \quad (3.22)$$

eşitliğinden $\varepsilon_{max} = \frac{200}{125000} = 0.016 (rd) \cong 1^\circ$ elde edilir. Gerçek uygulamalarda ise, hedef hızı, kaçış manevraları ve gürültü etkisi nedeniyle ε , bu maksimum değer üzerinde çıkmaktadır. Bu nedenle hedefi izleyebilecek bir sisteme gerek duyulmaktadır.

Sistem girişi $\sigma(s)$ nin a genlikli rampa girişi halinde kararlı rejim izleme hatası

$$\varepsilon_\infty = \frac{a}{K_p} \text{ olmaktadır. } \sigma(t) = \pi t \text{ gibi bir değişimin izleme hatası ise}$$

$$\frac{\pi}{125000} = 2.5 \cdot 10^{-3} rd = 0.14^\circ \text{ olmaktadır. Yakalamanın son fazında 200m. için bu}$$

hata $R\theta \cong 2.5 \cdot 10^{-3} \cdot 200 = 0.5m$. kaçırma hatasına karşılık gelmektedir.

3.2.2. İzleyici (Tracker) İle Kuyruk İzleme

Tarayıcı Kuyruk İzleme, hedef manevralarının sınırlı olduğu kısa menzilli havadan havaya füzelerde iyi sonuçlar vermektedir. Fakat orta menzilli uygulamalarda:

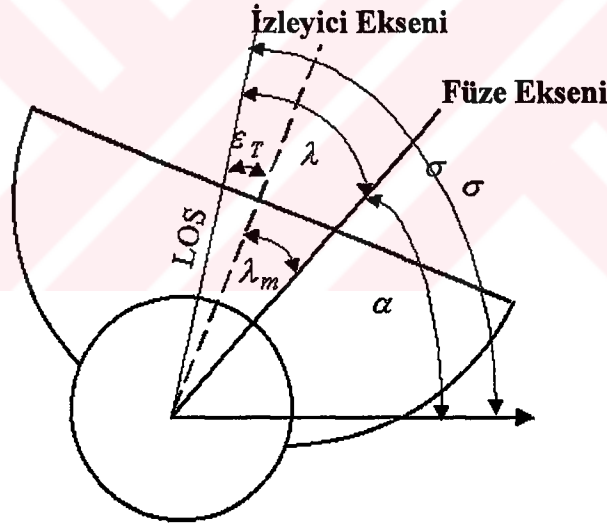
- Hata değeri ε tarayıcı limitlerinin ötesinde büyük değerler alabilir
- σ ve $\dot{\sigma}$ daha büyük değişimler gösterebilir
- Bütün ölçülebilir değişkenler hedef davranışının tahmini için kullanılabilir

Ayrıca Bölüm 3.2.1 de de söz edildiği Tarayıcı Kuyruk İzleme yönteminde sabit olmayan girişlerde ortaya çıkan izleme hatası integral etki kullanımını gerektirebilir. Oysa, Şekil 3.6 daki blok diyagramından da görüleceği gibi, izleyicinin ilavesiyle sisteme gelen ikinci integratör bu sorunu ortadan kaldırmakta ve rampa girişlerde de izleyici hatası sıfırlanmaktadır, daha yüksek dereceli sürekli girişlerde de izleyici

hatası azalmaktadır. Dolayısıyla güdüm sisteminin kontrolü için yapılan benzetim çalışmalarında bu yöntem esas alınmıştır.

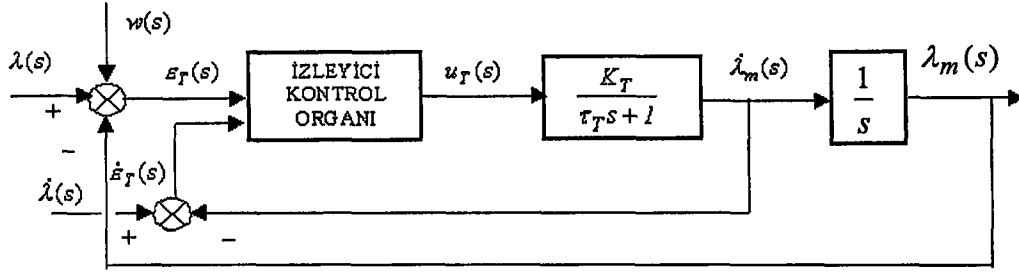
İzleyicinin (PD) Kontrolü

İzleyici, girişi hata değeri ε_T , çıkışı da izleyici servomotorun açısal konumu λ_m olan bir servomekanizmadır. Şekil 3.3, bir izleyicinin konfigürasyonunu göstermektedir. İzleme sisteminin amacı izleme eksenini görüş hattı üzerinde tutmak olduğuna göre izleyici eksenini ile LOS arasındaki açı izleme hatasını oluşturmaktadır. Böylelikle, izleyici sistemin denetiminden amaç, sistemi, füze eksenini ile görüş hattı arasındaki açı olan λ etrafında kontrol ederek ε_T izleme hatasını sıfırlamaktır. Bu hata sıfırlandığı zaman $\lambda = \lambda_m$ olacak şekilde füze eksenini de görüş hattı üzerinde kalacak ve güdüm sisteminin amacı da gerçekleşmiş olacaktır.



Şekil 3.3 . İzleyici Konfigürasyonu

İzleyici servomekanizmanın blok diyagramı ise Şekil 3.4 de gösterilmiştir. Bu diyagramda, izleyici kontrol organının λ çevresinde kontrol yaparak izleme hatasını sıfırlayan kontrol sinyalini izleyici servomotora gönderdiği açıkça görülmektedir.



Şekil 3.4. İzleyici Blok Diyagramı

Şekil 3.3 den

$$\lambda = \sigma - \alpha \quad (3.23)$$

$$\dot{\lambda} = \dot{\sigma} - \dot{\alpha} \quad (3.24)$$

olduğu kolayca görülebilir. Ayrıca Şekil 3.4 deki blok diyagramından da:

$$\varepsilon_T(s) = \lambda(s) - \lambda_m(s) \quad (3.25)$$

$$\dot{\varepsilon}_T(s) = \dot{\lambda}(s) - \dot{\lambda}_m(s) \quad (3.26)$$

bağıntıları elde edilir.

İzleyici hatasını sıfırlamaya yönelik PD Kontrol algoritması

$$u_T(s) = K_p \varepsilon_T(s) + K_v \dot{\varepsilon}_T(s) \quad (3.27)$$

olarak elde edilir.

Kontrol Katsayılarının Bulunması:

Şekil 3.4 den

$$\frac{\varepsilon_T(s)}{\lambda(s)} = \frac{s(\tau_T s + 1)}{\tau_T s^2 + s(1 + K_p \tau_d K_T) + K_p K_T} \quad (3.28)$$

bulunur. Bu denklem 2. derece sistemin karakteristik denklemiyle özdeşleştirildiğinde elde edilen

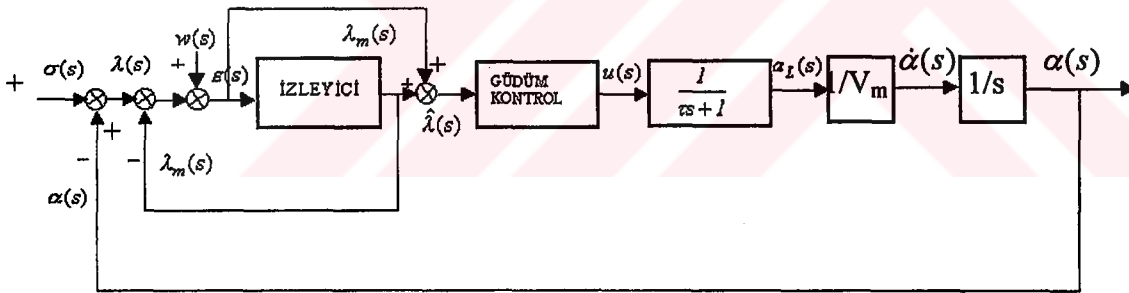
$$2\zeta\omega_n = \frac{1 + K_p\tau_d K_T}{\tau_T} \quad (3.29)$$

ve

$$\omega_n^2 = \frac{K_p K_T}{\tau_T} \quad (3.30)$$

bağıntılarıyla kontrol katsayıları elde edilir. Bu bağıntılarda K_T servo motor kazancı, τ_T de motor zaman sabiti olmaktadır.

İzleyicili GÜDÜM Sisteminin (PD) Kontrolü



Şekil 3.5. İzleyicili Sistem Genel Blok Diyagramı

İzleyici (Tracker) İle Kuyruk İzlemenin genel blok diyagramı Şekil 3.5 de gösterilmektedir. PD Kontrol algoritması, Şekil 3.3 deki İzleyici Konfigürasyonu ve Şekil 3.5 deki blok diyagramı birlikte dikkate alındığında

$$u(s) = K_p \hat{\lambda}(s) + K_v \hat{\lambda}'(s) \quad (3.31)$$

olarak belirlenir. Bu bağıntıda:

$$\left. \begin{aligned} \lambda_m(s) &= ((\sigma(s) - \alpha(s)) + \lambda(s)) \\ \dot{\lambda}_m(s) &= ((\dot{\sigma}(s) - \dot{\alpha}(s)) + \dot{\lambda}(s)) \end{aligned} \right\} \quad (3.32)$$

$$\hat{\lambda}(s) = \lambda_m(s) + \varepsilon(s) \quad (3.33)$$

$$\hat{\dot{\lambda}}(s) = \dot{\lambda}_m(s) + \dot{\varepsilon}(s) \quad (3.34)$$

$\varepsilon(s)$ üzerindeki gürültü etkisi $w(s)$ dikkate alınmadığı takdirde İzleyici için,

$U(s) = K_{p_T} (\tau_{d_T} s + 1)$ varsayımıyla,

$$\frac{\lambda_m(s)}{\varepsilon(s)} = \frac{K_T}{s(\tau_T s + 1)} U(s) \quad (3.35)$$

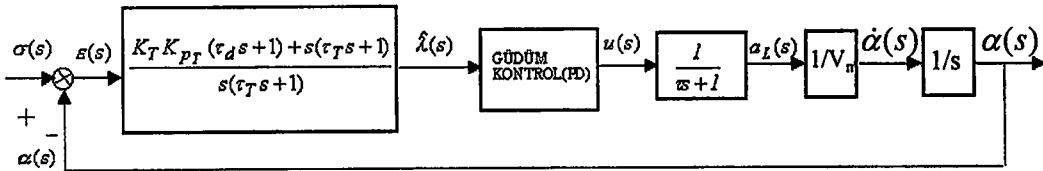
ve

$$\lambda_m(s) = \frac{K_T K_{p_T} (\tau_{d_T} s + 1)}{s(\tau_T s + 1)} \varepsilon(s) \quad (3.36)$$

elde edilir ve (3.33) ün yardımıyla

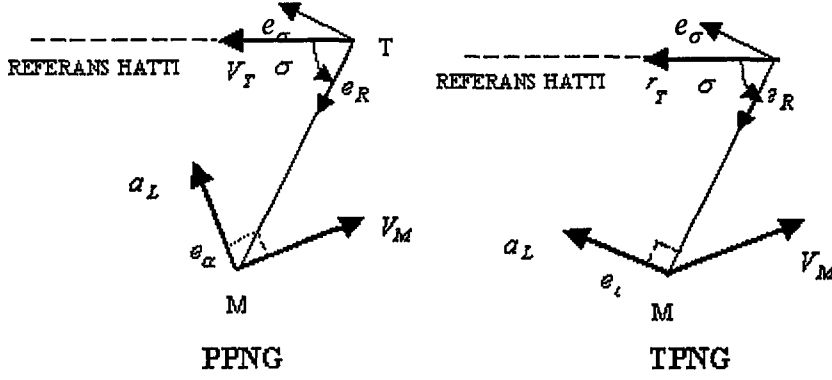
$$\hat{\lambda} = \frac{K_T K_{p_T} (\tau_{d_T} s + 1) + s(\tau_T s + 1)}{s(\tau_T s + 1)} \varepsilon(s) \quad (3.37)$$

ulunur. Bu durumda Şekil 3.5 deki blok diyagramı aşağıda görüldüğü şekilde düzenlenebilir.



Şekil 3.6. Basitleştirilmiş Blok Diyagramı

Füzenin vektör formundaki hareket denklemi m kütle ve R LOS mesafesi olmak üzere



Şekil 3.8. Füze - Hedef Vektör Geometrisi

$$\mathbf{F} = m \frac{d^2 \mathbf{R}}{dt^2} \quad (3.38)$$

olmaktadır. Birim vektör üçlüsünün $(\mathbf{e}_R, \mathbf{e}_\sigma, \mathbf{e}_\alpha)$ orijini hedef üzerinde bulunmaktadır, $\mathbf{e}_R$ LOS hizasında ve $\mathbf{e}_\alpha$ hız vektörüne dik olmaktadır. Vektör üçlüsünün referans çizgisine göre dönüşü:

$$\Omega = \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\alpha \quad (3.39)$$

Dönel kinematikden

$$\mathbf{R} = R \cdot \mathbf{e}_R \quad (3.40)$$

$$\frac{d\mathbf{R}}{dt} = \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R + \Omega \cdot \mathbf{R} \quad (3.41)$$

$$\frac{d^2 \mathbf{R}}{dt^2} = \ddot{R} \cdot \mathbf{e}_R + \Omega \cdot \mathbf{R} + \Omega \cdot (\Omega \cdot \mathbf{R}) + 2\Omega \cdot \mathbf{R} \quad (3.42)$$

F kuvveti kontrol etkisi olarak kabul edilip öncelikle TPNG dikkate alındığında LOS a dik uygulanan ivme

$$a_L = \frac{\mathbf{F}}{m} = F_\sigma \cdot \mathbf{e}_\sigma + F_R \cdot \mathbf{e}_R \quad (3.43)$$

ve PNG nin tanımından hareketle

$$a_L = \Lambda_\sigma \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\sigma + \Lambda_R \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_R \quad (3.44)$$

elde edilir. GTPNG için, eğer hız açısı sabitse

$$\Lambda_R = nV_{\sigma i} \cdot \sin\gamma \quad \text{ve} \quad \Lambda_\sigma = -nV_{Ri} \cdot \cos\gamma \quad (3.45)$$

yazılabilir, i başlangıç değerini, n ise oransal seyir sabitini göstermektedir.

TPNG için $\gamma = 0$ olduğunda ise

$$\Lambda_R = 0 \quad \text{ve} \quad \Lambda_\sigma = -nV_{Ri} \quad (3.46)$$

ve

$$a_{L(TPN)} = -nV_{Ri} \cdot \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\sigma \quad (3.47)$$

elde edilir.

Daha sonra PPNG dikkate alındığında füze hız vektörüne dik uygulanan ivme $\dot{\alpha}$ füzenin dönme hızı olmak üzere

$$a_{L(PPN)} = \frac{\mathbf{F}}{m} = V_M \dot{\alpha} \cdot \mathbf{e}_\alpha \quad (3.48)$$

olarak bulunur. PNG nin tanımından

$$a_{L(PPN)} = nV_M \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\alpha \quad (3.49)$$

elde edilir ve (3.49) dan

$$\dot{\alpha} = n\dot{\sigma} \quad (3.50)$$

yazılabilir.

(3.50) bağıntısı, LOS dönme hızıyla füzenin dönme hızı arasındaki orana dikkat çeken PPNG nin doğal tanımına karşılık gelmektedir .

Oransal Seyir Güdümünün yukarıda tanımlanan versiyonları dışında dikkate alınacak diğer bir yaklaşım ‘İdeal Proportional Navigation’ (IPN) olmaktadır [55]. Bu uygulamada kumanda ivmesi, füze ve hedef arasındaki bağıl hızla dik olarak uygulanmaktadır. Bu hız ifadesi polar koordinatlarla

$$\mathbf{v} = \mathbf{V}_M - \mathbf{V}_T = v_R \cdot \mathbf{e}_R + v_\sigma \cdot \mathbf{e}_\sigma = \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R + R \cdot \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\sigma \quad (3.51)$$

şeklinde elde edilir. IPN uygulamasında (3.51) le tanımlanan bağıl hızla dik olarak uygulanan kumanda ivmesinin büyüklüğü LOS hızı ve bağıl hızla orantılıdır.

$$\mathbf{e}_z = \mathbf{e}_R \cdot \mathbf{e}_\sigma \quad (3.52)$$

olmak üzere

$$a_L = n \cdot \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_z \cdot \mathbf{v} = n \cdot (-R \cdot \dot{\sigma}^2 \cdot \mathbf{e}_R + \dot{R} \cdot \dot{\sigma} \cdot \mathbf{e}_\sigma) \quad (3.53)$$

IPN kumanda ivmesinin genel bağıntısı olmaktadır. IPN güdüm kuralında manevrasız hedef için bağıl hareket denklemleri aşağıdaki şekilde tanımlanabilir.

$$\ddot{R} - R \dot{\sigma}^2 = -n R \dot{\sigma}^2 \quad (3.54)$$

$$\mathbf{R}.\ddot{\sigma} + 2.\dot{\mathbf{R}}.\dot{\sigma} = n\dot{\mathbf{R}}.\dot{\sigma} \quad (3.55)$$

(3.55) ifadesinin çözümünün

$$\dot{\sigma} = \dot{\sigma}_0.(\mathbf{R}/R_0)^{n-2} \quad (3.56)$$

şeklinde olduğu da bilinmektedir. Buna bağlı olarak gerekli işlemler yapıldığında manevrasız hedef için kumanda ivmesi

$$a_L = n.v.\dot{\sigma} = n.v_0.\dot{\sigma}_0(\mathbf{R}/R_0)^{n-2} \quad (3.57)$$

olarak elde edilir. Manevralı hedef söz konusu olduğunda ise; LOS doğrultusunda dönen bağıl hıza direnç gösterme eğiliminden dolayı hedef manevrasının bağıl hıza dik olduğu kabul edilir. Bu durumda füze ve hedef arasındaki bağıl hareket denklemleri

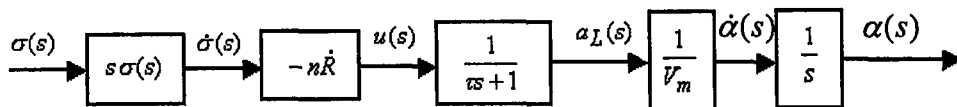
$$\dot{\mathbf{v}} = a_L - a_T = n.\dot{\sigma}.\mathbf{e}_z.v - a_T.\mathbf{e}_z.\mathbf{e}_v \quad (3.58)$$

veya

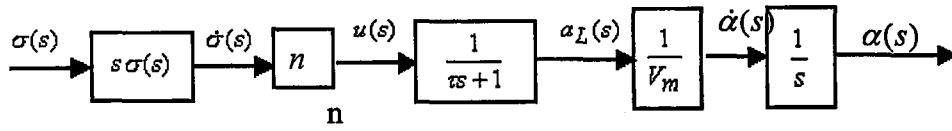
$$\ddot{\mathbf{R}} - \mathbf{R}.\dot{\sigma}^2 = -n.\mathbf{R}.\dot{\sigma} + \frac{a_T}{v}\mathbf{R}.\dot{\sigma} \quad (3.59)$$

$$\mathbf{R}.\ddot{\sigma} + 2.\dot{\mathbf{R}}.\dot{\sigma} = n.\dot{\mathbf{R}}.\dot{\sigma} - \frac{a_T}{v}\dot{\mathbf{R}} \quad (3.60)$$

olarak elde edilir. TPNG ve PPNG nin güdüm kontrol yaklaşımına göre blok diyagramları Şekil 3.9 ve 3.10 da gösterilmektedir.



Şekil 3.9. TPNG Blok Diyagramı



Şekil 3.10. PPNG Blok Diyagramı

Bu diyagramlar , $\dot{a}_L = -\frac{1}{\tau}a_L + \frac{1}{\tau}u$ bağıntısı dikkate alınarak TPNG için

$u = -n\dot{R}\dot{\sigma}$ ve PPNG için $u = n\dot{\sigma}$ kabulüyle elde edilmiştir. Bu bağıntılarda

$$\dot{R} = V_T \cos(\sigma - \beta) - V_m \cos(\sigma - \alpha) \quad (3.61)$$

olarak yaklaşma hızı,

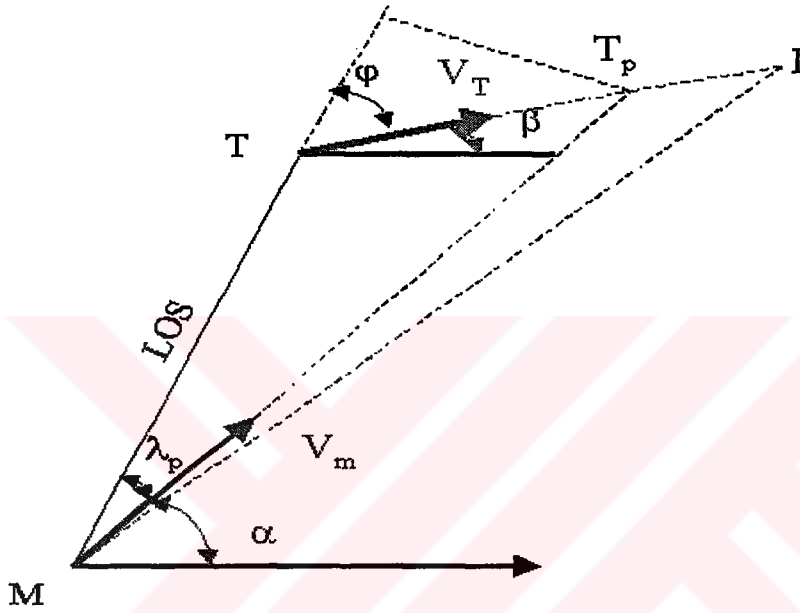
$$\dot{\sigma} = \frac{V_m \sin(\sigma - \beta) - V_T \sin(\sigma - \beta)}{R} \quad (3.62)$$

olarak LOS açısal hızı, R LOS mesafesi ve n oransal seyir sabitidir.

3.4 Öngörmeli Kuyruk İzleme

Tarayıcılı Kuyruk İzleme yönteminin sabit olmayan girişlerdeki sürekli izleme hatası nedeniyle manevralı hedefler karşısında iyi sonuç vermediğinden ilgili bölümde söz edilmişti. Yine belirtildiği gibi, sisteme izleyici eklenmesi durumunda ikinci integral etkiden dolayı bu hatanın giderildiği bilinmektedir. Sürekli izleme hatasını sıfırlayan İzleyicili Kuyruk İzleme yönteminin sakıncası ise integral etkiden gelen izleme gecikmesi olmaktadır. Yakalama zamanındaki gecikme sorunu, Oransal Seyir Güdümü (PNG) uygulamalarında giderilmektedir. Buna karşılık güdüm sistemlerinin kararlılığı üzerine yapılan bazı çalışmalar, Yalın Oransal Seyir Güdümü (PPNG) uygulamasında kararlılık marjının oransal seyir sabiti (n) ile ters orantılı olduğunu, dolayısıyla bu sabit büyüdüğünde kararlılık marjının küçüleceğini, buna karşılık kuyruk izleme yönteminin en yüksek kararlılık marjına sahip olduğunu göstermektedir [70].

Tez çalışmasında önerilen Öngörmeli Kuyruk İzleme, her iki güdüm yönteminin sakıncalarını ortadan kaldırmaya yönelik olup, kararlı bir sistem içinde mümkün olan en kısa yakalama zamanını elde etmeyi amaçlamaktadır. Füzeyi çarpma noktasına yönlendiren Oransal Seyir Güdümü ve füzeyi hedefin o anki konumuna yönlendiren Kuyruk İzleme yöntemine karşılık Öngörmeli Kuyruk İzleme, hedef hızı ve açısının, füzenin ölçülen parametrelerinden tahmin edilmesiyle füze hız vektörünü, hedefin öngörülen konumuna yöneltir. Şekil 3.11 de Öngörmeli Kuyruk İzleme için yakalama geometrisi gösterilmiştir.



Şekil 3.11. Öngörmeli Kuyruk İzleme

Bu yaklaşımın en uç uygulaması çarpışma noktasının öngörülmesidir, diğer bir uygulama hedefin ara konumunun tahminidir. Füzeden yapılan ölçümler kullanılarak, hedef hızı V_T ve açısı β önceden tahmin edilebilir, böylelikle öngörmeli kuyruk izlemenin denklemlerini elde etmek mümkün olur. Öngörme zamanı boyunca $t_p < kalan\ zaman = ttg = \frac{R}{-\dot{R}}$ alınarak hedef hızı ve hedef açısı sabit kabul edilirse, hedef tahmini

$$tg(\lambda_p) = \frac{\sin(\lambda_p)}{\cos(\lambda_p)} = \frac{V_T t_p \sin \varphi}{R + V_T t_p \cos \varphi} \quad (3.63)$$

$$\lambda_p = a \tan\left(\frac{V_T t_p \sin \varphi}{R + V_T t_p \cos \varphi}\right) \quad (3.64)$$

bağıntısıyla gerçekleştirilebilir.

Öngörme zamanının kalan zamana eşit alınması durumunda ($t_p = ttg$),

$$V_T t_p \sin \varphi \cos \lambda_p = (R + V_T t_p \cos \varphi) \sin \lambda_p \quad (3.65)$$

yazılabilir.

(3.61) denklemi

$$V_T \cos \varphi = \dot{R} + V_m \cos \lambda \quad (3.66)$$

şeklinde ve (3.62) denklemi de

$$V_T \sin \varphi = V_m \sin \lambda - R \dot{\sigma} \quad (3.67)$$

olarak düzenlenip (3.64) de yerlerine konursa

$$\lambda_p = a \tan\left(-\frac{R t_p \dot{\sigma}}{R + \dot{R} t_p}\right) \quad (3.68)$$

elde edilir.

(3.63) ün düzenlenmesi durumunda

$$V_T t_p \sin \varphi \cos \lambda_p = (R + V_T t_p \cos \varphi) \sin \lambda_p \quad (3.69)$$

bulunur. Bu bağıntının zamana göre türevi alınır ve $\dot{\lambda}_p$ ye göre düzenlenirse,

$$\dot{\lambda}_p = \frac{1 + \tan \varphi \tan(\lambda_p)}{1 + \tan \varphi \tan(\lambda_p) + \frac{R}{V_T \cos \varphi t_p}} \dot{\sigma} - \frac{\frac{\tan(\lambda_p)}{V_T \cos \varphi t_p}}{1 + \tan \varphi \tan(\lambda_p) + \frac{R}{V_T \cos \varphi t_p}} \dot{R} \quad (3.70)$$

ve $\dot{\sigma}$ ile $(-\dot{R})$ terimlerinin çarpanı olan karmaşık ifadeler c ve d ye atanarak

$$\dot{\lambda}_p = c.\dot{\sigma} + d.(-\dot{R}) \quad (3.71)$$

elde edilir.

Öngörmeli Kuyruk İzleme Kontrol Algoritmasının Oluşumu

- 1) $\hat{R}$, $\hat{\dot{R}}$, $\hat{q}$, $\hat{\lambda}_m$, $\hat{\dot{\lambda}}$, $\hat{\varepsilon}$, $\hat{\dot{\varepsilon}}$, $\hat{V}_m$ değerlerinin ölçülmesi; $t_p = t_{p0}$ in belirlenmesi
- 2) $a = V_T \sin \varphi = \hat{V}_m \sin(\hat{\lambda}_m + \hat{\varepsilon}) - \hat{R}(\hat{\dot{\lambda}}_m + \hat{q} + \hat{\dot{\varepsilon}})$ ve
 $b = V_T \cos \varphi = \hat{\dot{R}} + \hat{V}_m \cos(\hat{\lambda}_m + \hat{\varepsilon})$ değerlerinin hesaplanması

$$3) \quad \tan \lambda_p = \frac{a t_p}{\hat{R} + b t_p} \quad \text{veya} \quad \tan \lambda_p = -\frac{\hat{\dot{R}}(\hat{\dot{\lambda}}_m + \hat{q} + \hat{\dot{\varepsilon}}) t_p}{\hat{R} + \hat{\dot{R}} t_p} \quad \text{den} \quad \tan \lambda_p \text{ nin}$$

hesaplanması

$$4) \quad \tan \varphi = \frac{a}{b} \text{ nin hesaplanması}$$

$$5) \quad \hat{\lambda}_p = a \tan(\tan \lambda_p) \text{ nin hesaplanması}$$

$$6) \quad c \text{ ve } d \text{ nin hesaplanması}$$

7) $\hat{\lambda}_p = c.(\hat{\lambda}_m + \hat{q} + \hat{\varepsilon}) - d\hat{R}$ değerinin hesaplanması

8) Kontrolun hesaplanması

$u(t) = K_p(\lambda_p - \lambda) + K_v(\dot{\lambda}_p - \dot{\lambda})$ ifadesinde ölçülmüş değişkenler kullanılarak

$$u(t) = K_p(\hat{\lambda}_p - (\hat{\lambda}_m + \hat{\varepsilon}) + K_v(\dot{\hat{\lambda}}_p - (\dot{\hat{\lambda}}_m + \dot{\hat{\varepsilon}})) \quad (3.72)$$

elde edilir.

9) t_p nin belirlenmesi

a) $t_p = t_{p0} = ct$

b) $t_p = ttg$

c) $t_p = \frac{ttg}{2}$

10) 1' e geri dön

Öngörmeli Kuyruk İzleme yönteminin en önemli avantajı tek bir parametreye bağlı olarak (öngörme zaman aralığı, t_p) kuyruk izleme ve oransal seyir güdüm yöntemlerinin özelliğini alabilmesidir. Kararlı bir sistemde hızlı cevap niteliğine sahip olması da bu özellikten ileri gelmektedir.

$$t_p = 0 \Rightarrow \lambda_p = 0 \Rightarrow \text{Kuyruk İzleme}$$

$$t_p = ttg \Rightarrow \lambda_p = \lambda_{PNG} \Rightarrow \text{Oransal GÜDÜM}$$

Bu durumda, izleyiciden gelen zaman gecikmesini azaltmak ve füzenin hedefe çabuk yönlenmesini sağlamak amacıyla başlangıçta $t_p = ttg$ alınarak Oransal Seyirle güdüm gerçekleştirilip, füze hedefe yaklaştığında davranışın kararlılığını sağlamak amacıyla $t_p = 0$ koşuluyla Kuyruk İzleme yöntemine dönmek mümkündür.



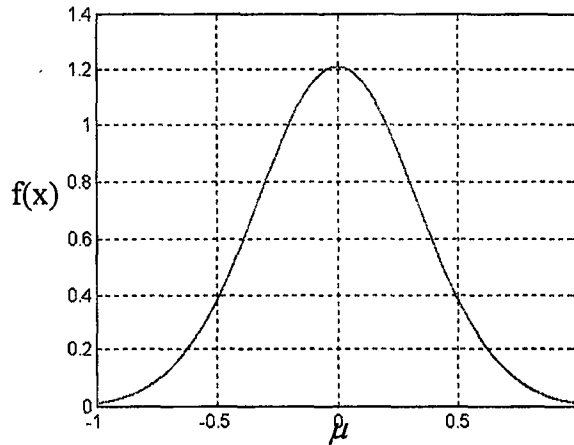
4. BULANIK KONTROL

4.1. İzleme Yakalama Probleminin Bulanık Yapısı

Sistem girişi üzerinde hedeften kaynaklanan gürültü, bozucu etki yaratarak izleme ve yakalama hassasiyetini olumsuz yönde etkilemektedir. Kontrol organı girişi olan hata (ε) değerinin maksimumu olan $\varepsilon_{\max}$, gerçek uygulamalarda gürültü etkisi nedeniyle bu maksimum değerin üzerine çıktığından söz konusu etkiyi filtre edecek bir kontrol sistemi gereksinimi doğmaktadır. Bu koşullar, günümüzde geleneksel kontrol teorisine önemli bir seçenek oluşturan ‘Bulanık Kontrol’ uygulamasına olanak vermektedir. Simülasyon çalışmalarında gürültü, hedefin yakalanabilirliğini dikkate alan Olabilirlik Yoğunluk Fonksiyonuyla modellenmiştir. Bu fonksiyon

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-(x-\mu)^2/(2\sigma^2)} \quad (4.1)$$

şeklinde tanımlanmaktadır.



Şekil 4.1. Gaussian Yoğunluk Fonksiyonu

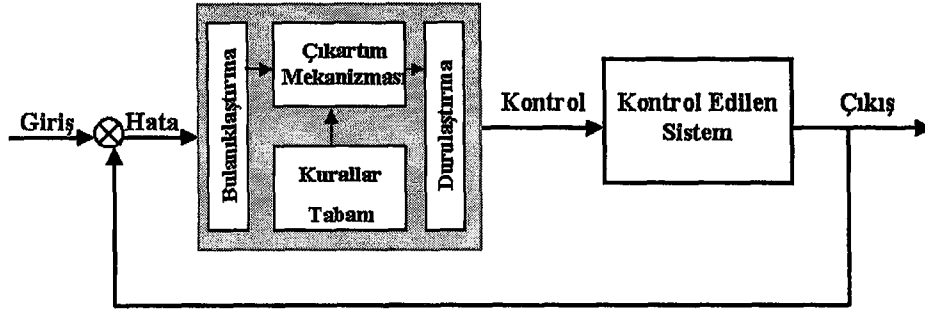
Figure 4.2 is a geometric diagram illustrating the effect of the density function on the trajectory. It shows a circle, a dashed line labeled 'LOS', and various angles and distances labeled with Greek letters and subscripts. The diagram includes a circle on the left, a dashed line labeled 'LOS' extending from the center of the circle, and a solid line labeled α extending from the center of the circle. There are also several other lines and angles labeled with Greek letters and subscripts, including λ , λ_m , α , and α_m .

Şekil 4.2, gürültüyü simgeleyen yoğunluk fonksiyonunun izleme sistemi ile hedef arasında oluşturduğu bozucu etkiyi ve belirsizlik ortamını göstermektedir.

Bulanık kontrol organının aşamaları Şekil 4.3 deki blok diyagramında gösterilmektedir

46

gerçekleştirilir. Bulanık PD Kontrol uygulamalarında giriş büyüklükleri, hata (e) ve hatanın değişimi ($\dot{e}$) değerleri, çıkış büyüklüğü ise kontrol çıkışı (u) olmaktadır.



Şekil 4.3. Bulanık Kontrol Genel Blok Diyagramı

Üyelik fonksiyonları dilsel (linguistic) olarak adlandırılırlar; positive, zero, NM (negative medium) gibi. Verilen örnekte üyelik fonksiyonları, hata (e) değerinin 'positive' değerler kümesine ait olup olmadığını veya ne kadar ait olduğunu göstermektedir.

Üyelik Fonksiyonunun matematiksel ifadesi

$$\mu_{A_i}^{fuz}(x) = \begin{cases} 1 & x = v_i \\ 0 & x \neq v_i \end{cases} \quad (4.2)$$

şeklindedir. $v_i \in V_i$ olacak şekilde, v_i nin V_i davranış uzayındaki bulanık dönüşümü A_i^{fuz} olmaktadır. Bu işlem, F , bulanıklaştırma işlemcisi olmak üzere

$$F(v_i) = A_i^{fuz} \quad (4.3)$$

şeklinde gösterilir.

Kurallar Tabanı (Rule Base): Bu bölüm, kontrol girişlerinin en uygun kontrol çıkışlarını verecek şekilde dilsel (linguistic) olarak yönlendirilmesini sağlar. Bu yönlendirme, IF.....THEN kuralları şeklinde gerçekleştirilir.

IF e is NM (Negative Medium) and $\acute{e}$ is PS (Positive Small) THEN u is NB

bir kural örneği olmaktadır. Bu ifadede THEN terimine kadar olan bölüm 'öncül terimler' (premise terms), sonraki bölüm ise 'sonuç terimi' (consequent term) olarak adlandırılır.

Çıkartım Mekanizması (Inference Mechanism): Üyelik fonksiyonlarının ve oluşturulan 'kurallar tabanı' nın bulanık mantığa göre değerlendirilip uygulamaya konduğu aşamadır. Çıkartım aşamasında üyelik fonksiyonları, oluşturulmuş olan kurallar doğrultusunda, genel olarak 'minimum' veya 'maximum' prensibine göre değerlendirilirler

A_i^1 ve A_i^2 bulanık kümeler olmak üzere

a) Minimum : Üyelik değerlerinin minimumu bulunur. Matematiksel olarak

$$\mu_{A_i^1 \cap A_i^2} = \min\{\mu_{A_i^1}(v_i), \mu_{A_i^2}(v_i) : v_i \in V_i\} \quad (4.4)$$

şeklinde gösterilir.

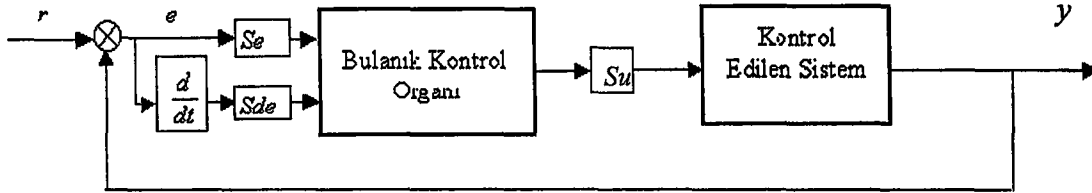
b) Maksimum: Üyelik değerlerinin maksimumunu alır.

$$\mu_{A_i^1 \cup A_i^2} = \max\{\mu_{A_i^1}(v_i), \mu_{A_i^2}(v_i) : v_i \in V_i\} \quad (4.5)$$

Durulaştırma (Defuzzification): Çıkartım Mekanizmasından elde edilen sonuçları, kontrol edilecek sisteme gönderilecek forma dönüştürür. Uygulamalarda kullanılan durulaştırma tekniklerinden Center of Gravity (COG), Center of Area (COA), Max Criterion, Center Average, Mean of Maxima en çok kullanılan yöntemlerdir. Tez çalışmasındaki bulanık kontrol uygulamalarında kullanılan (COG) yöntemiyle kontrol çıkışının kesin değeri

$$u^{kesin} = \frac{\sum i b_i \int \mu_i}{\sum i \int \mu_i} \quad (4.6)$$

bağıntısıyla bulunur. Bu bağıntıda μ_i , herbir üyelik fonksiyonunun benzetim programının T anındaki değerini, b_i de onların merkezini simgelemektedir.



Şekil 4.4. Bulanık Kontrol Genel Blok Diyagramı

Bulanık Mantığın Kontrol alanında kullanılması; hata, hatanın türevi ifadelerinin (Bulanık PD) sistemi tanıyan bir uzman tarafından belirlenen bir ‘davranış uzayı’ sınırları içinde üyelik fonksiyonlarına atanması ve yukarıda işleyişi genel olarak açıklanan Bulanık Kontrol Organına sistem girişleri olarak yollanması ile gerçekleşir. Ancak Şekil 4.4 deki blok diyagramında görüldüğü gibi, kontrol organına girmeden önce Giriş Ölçeklendirme Kazançları (Input Scaling Gains) olarak adlandırılan katsayılar aracılığıyla üyelik fonksiyonlarının ayarı (tuning) gerçekleştirilir. Kontrol organı çıkışının uzman tarafından belirlenen üyelik fonksiyonu da, kontrol büyüklüğü sisteme gönderilecek formunu almadan önce ölçeklendirilir [71].

- $Sde = 1$ alınması halinde üyelik fonksiyonları üzerinde herhangi bir etkisi olmaz
- $Sde < 1$ durumunda üyelik fonksiyonları üzerinde eşformda genişleme etkisi oluşturur
- $Sde > 1$ alındığında üyelik fonksiyonları üzerinde daralma etkisi meydana getirir

Se ölçeklendirme faktörünün etkisi de benzer özellikler göstermektedir. Çıkış ölçeklendirme kazancı olan Su ise

- $Su = 1$ alındığında üyelik fonksiyonları etkilenmez
- $Su < 1$ durumunda çıkış üyelik fonksiyonları üzerinde daraltıcı etki oluşturur, buna bağlı olarak da dilsel ifadelerin nitelemeleri daha küçük rakamlara indirgenir
- $Su > 1$ seçilirse çıkış üyelik fonksiyonları üzerinde genişletici etki oluşur ve dilsel nitelemeler daha büyük rakamlar arasında gerçekleşir.

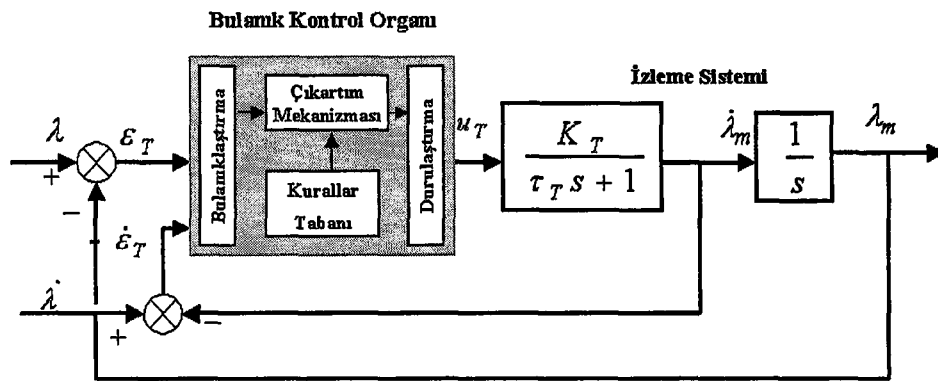
Üyelik fonksiyonları için ‘davranış uzayı’ $[-1,1]$ arasında olursa ‘normalize’ edilmiş demektir. Ölçeklendirme katsayıları, bulanık kontrolü normalize etmek amacıyla da kullanılırlar [72].

Bulanık Kontrol algoritmasının benzetim programı içindeki yazılımı

$Su.u = FLC(Se.e, Sde.de)$ şeklinde olmaktadır.

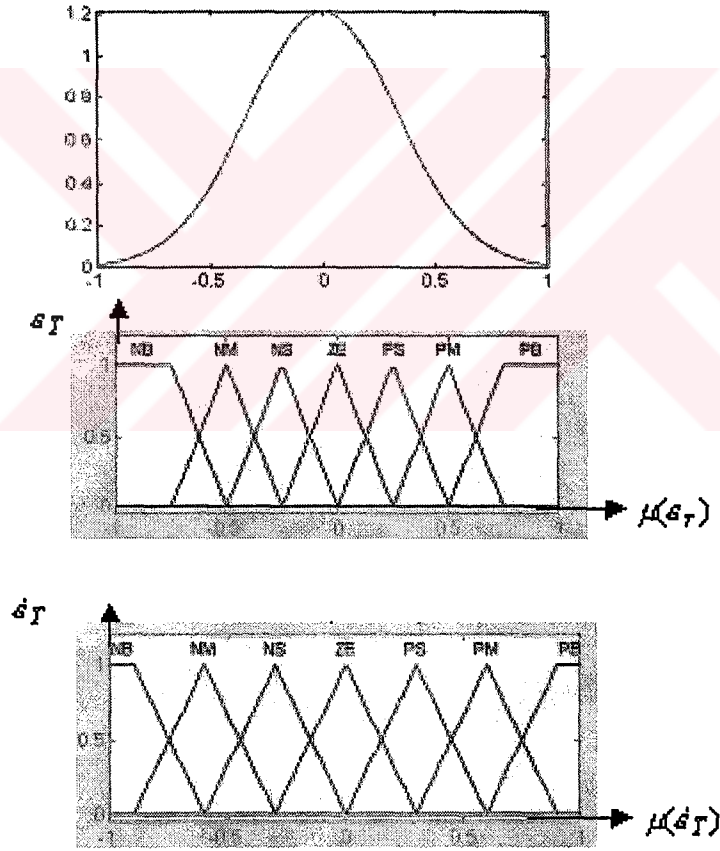
4.3. İzleyici Sistemin Bulanık Kontrolü

İzleme Yakalama sistemlerinde Bulanık Kontrol organı kullanma nedenleri daha önce açıklanmıştı. Bu uygulama, güdüm sistemine en doğru ve hassas λ_m girişinin sağlanması için öncelikle izleme sistemi üzerinde gerçekleştirilmiştir, izleme sisteminin bulanık kontrolü için blok diyagramı Şekil 4.5 de görülmektedir.

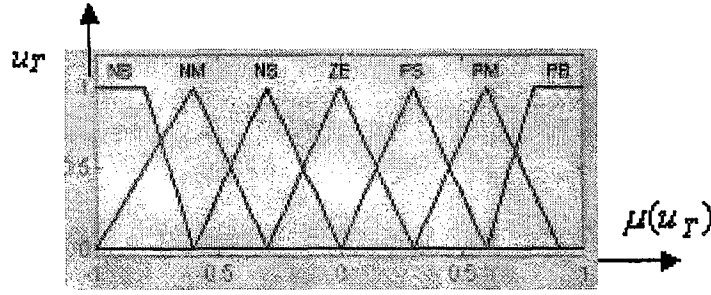


Şekil 4.5. İzleme Sisteminin Bulanık Kontrolü

Bölüm 3.3.2. de izleme sisteminin PD Kontrolü anlatılırken kontrol organı girişleri olarak tanımlanan ε_T (hata) ve $\dot{\varepsilon}_T$ (hatanın değişimi) değerlerinin, çıkış büyüklüğü u_T ile birlikte bulanıklaştırılması kontrol organı dizaynının ilk aşamasını oluşturmaktadır. Giriş ve çıkış değerlerinin üyelik fonksiyonları (Şekil 4.6 ve 4.7), normalize gürültü dağılımı dikkate alınarak belirlenmiş, böylelikle gürültü etkisinin bulanık kontrol organı tarafından değerlendirilmesi sağlanmıştır. İzleme Sistemi bir servomekanizma olduğundan problem bir doğru akım servomekanizmasının bulanık PD kontrolör dizaynı olarak ele alınabilmektedir. Bu tarz bir kontrol organı için oluşturulmuş kurallar tabanı [73] Tablo 4.1 de görülmektedir. Basamak giriş için elde edilen davranışların, klasik PD kontrollarla karşılaştırıldığı sonuçlar Şekil 4.8 ve 4.9 da gösterilmektedir.



Şekil 4.6. Giriş Değerlerinin Bulanıklaştırılması



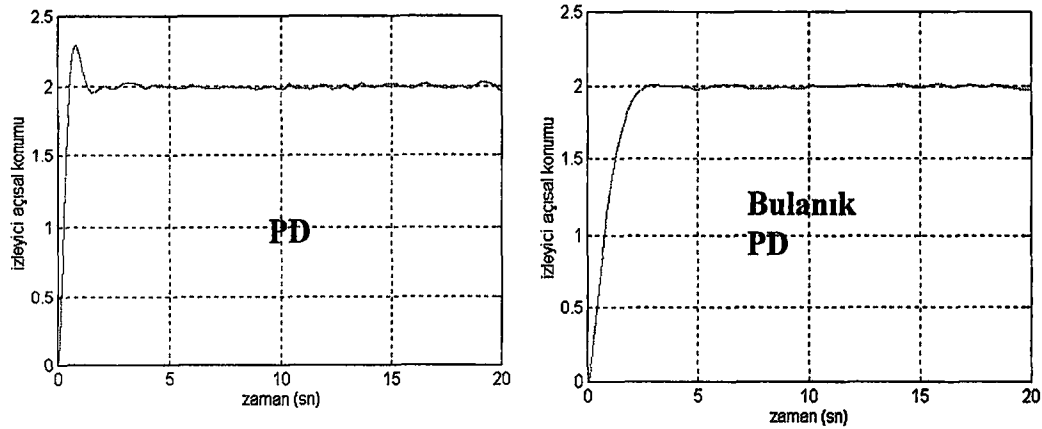
Şekil 4.7. Çıkış Değerinin Bulanıklaştırılması

Tablo 4.1 Bulanık Kontrol Kurallar Tablosu

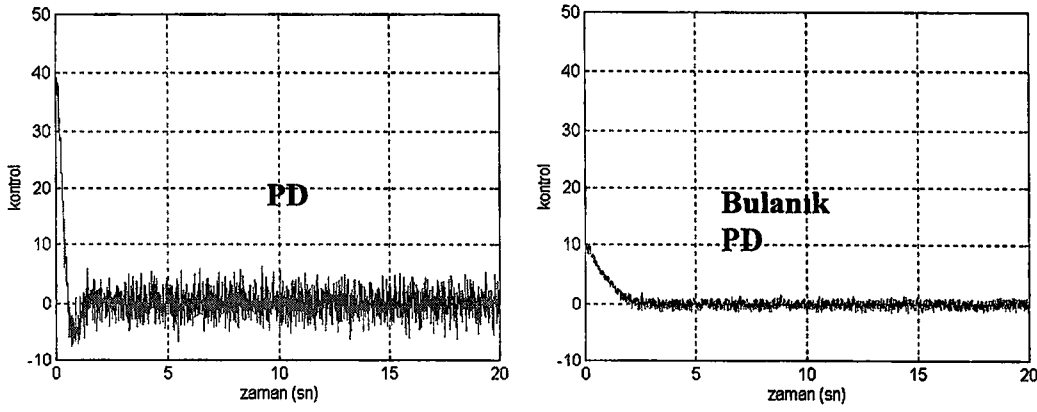
u_T		$\dot{e}_T$							
		NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB	
e_T	NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	ZE	
	NM	NB	NB	NB	NM	NS	ZE	PS	
	NS	NB	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	
	ZE	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB	
	PS	NM	NS	ZE	PS	PM	PB	PB	
	PM	NS	ZE	PS	PM	PB	PB	PB	
	PB	ZE	PS	PM	PB	PB	PB	PB	

Kuralların yorumlanması (çıkartım mekanizması) ‘minimum’ ilkesiyle gerçekleştirilmiştir, durulaştırma işleminde ise sağladığı daha iyi süreklilik nedeniyle Center of Gravity yöntemi kullanılmıştır [12] .

Sonuçların Karşılaştırılması:



Şekil 4.8. Açısal Konumların Karşılaştırılması

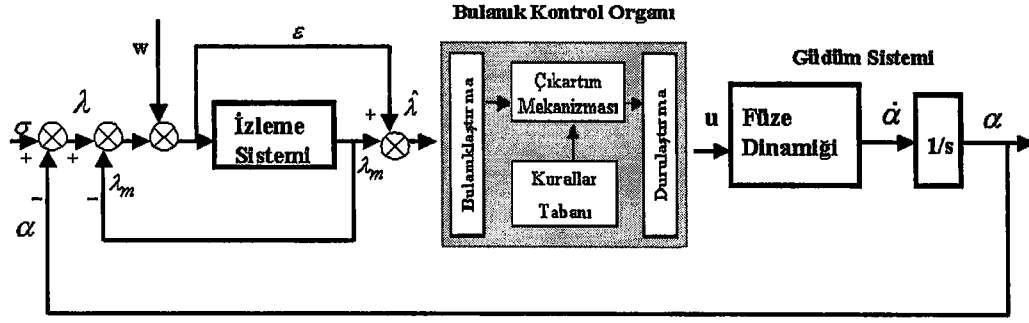


Şekil 4.9. Kontrol Davranışlarının Karşılaştırılması

Şekil 4.8 incelendiğinde Bulanık Kontrol uygulamasında izleyici servomekanizmanın referans konuma daha geç ulaşmakla birlikte, PD Kontrol uygulamasında görülen aşmayı ve salınımları giderdiği görülmektedir. Bunun nedeni, Şekil 4.9 dan da görülebileceği gibi Bulanık Kontrol organının gürültü etkisini büyük oranda sönümlemesidir, böylelikle güdüm sisteminin girişine gönderilen λ_m değeri gürültü etkisinden bu sönümleme miktarı kadar arınmış olmakta ve izleyicinin hedefi yakalaması için gerekli ön kontrol koşulları ilk uygulamaya göre daha hassas olarak sağlanmış bulunmaktadır. Benzetim çalışmalarında da izleyicinin bulanık kontrolü esas alınarak güdüm algoritmaları geliştirilmiştir.

4.4. Güdüm Sisteminin Bulanık Kontrolü

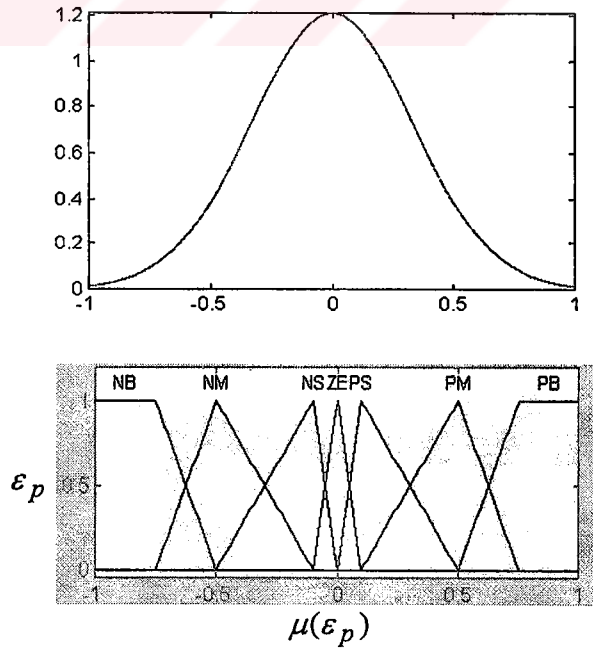
Tarayıcı kuyruk izleme yönteminde sabit olmayan girişlerde oluşan izleme hatası nedeniyle tez çalışmalarında izleyicili yöntem dikkate alınmıştır. Bulanık Kontrolün oluşturulma aşamaları ‘İzleyicinin Bulanık Kontrolü’ na benzerlik göstermektedir. İzleyicili sistemde bulanık kontrol organı girişleri 3.2.2 bölümünde elde edilen (3.33) ve (3.34) bağıntılarıdır. Sistemin blok diyagramı Şekil 4.10 da görülmektedir. Bu blok diyagramında yer alan izleme sistemi de bulanık denetleyiciyle kontrol edilmektedir.



Şekil 4.10. Güdümlü Sistemin Bulanık Kontrolü

4.5. Öngörmeli Bulanık Kuyruk İzleme

Bu kontrol türünün kullanılmasından amaç, mümkün olan en kısa sürede en kararlı güdümlü yöntemi bozucu gürültü etkisinden olabildiğince arındırılmış olarak sisteme uygulamaktır. Öngörmeli kuyruk izlemenin PD Kontrol yorumu anlatılırken elde edilen hata ve hata değişimi bağıntıları öngörmeli bulanık kontrol organının giriş büyüklükleri olmaktadır. Burada, önceki uygulamalardan farklı olan, hatanın sıfır çevresindeki değişimlerine bağlı olarak hata değerinin üyelik fonksiyonlarının dizaynıdır (Şekil 4.11).



Şekil 4.11. Bulanıklaştırma

Tablo 4.2 Kurallar Tablosu

kontrol		hata değişimi						
		NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
hata	NB	NB	NS	PS	PB	PB	PB	PB
	NM	NB	NM	ZE	PM	PM	PB	PB
	NS	NB	NM	NS	PS	PM	PB	PB
	ZE	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
	PS	NB	NB	NM	NS	PS	PM	PB
	PM	NB	NB	NM	NM	ZE	PM	PB
	PB	NB	NB	NB	NB	NS	PS	PB

Kurallar tabanı, Tablo 4.2 de oluşturulan ve Bulanık PD kontrol uygulamalarında geçerliliği bilinen 49 kuraldan meydana gelmektedir [71]. Gerek izleyicili güdüm sisteminde gerekse öngörmeli kuyruk izleme uygulamalarında bu kurallar geçerli olmuştur. ıkartım aşamasında, hesaplama kolaylığı ve bulanıklaştırılmış girişlerin her tekil kurala uygun olarak etki ettirilmesi özelliğinden dolayı ‘Mamdani Tipi Minimum’ ilkesi uygulanmıştır. Durulaştırma işleminde ise, önceki uygulamalarda olduğu gibi Center of Gravity (COG) yöntemi kullanılmıştır.

5. BASİT FÜZE - HEDEF MODELİNİN BENZETİMİ VE KONTROLU

5.1. Üç Boyutlu Davranış Modeli

Bu tez kapsamındaki benzetim çalışmalarının tümü iki boyutlu davranış modeli üzerinden gerçekleştirilmiş olmakla birlikte bu bölümde izleme-yakalama modelinin üç boyutlu davranışı incelenerek denklemleri çıkartılmıştır. Başlangıç füzeye üzerinde bulunan (R, θ, ϕ) silindirik koordinatları ele alındığında; r , füzeyle hedef arasındaki bağıl mesafe, θ ve ϕ ise azimut açıları olmaktadır [45]. $(\mathbf{e}_R, \mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)$ vektör üçlüsü ise koordinat eksenleri üzerindeki birim vektörlerdir. Şekil 5.1 de gösterilen üç boyutlu geometrinin kinematik ilkelerinden hareketle ikinci derece nonlinear ivme denklemleri elde edilmiştir.

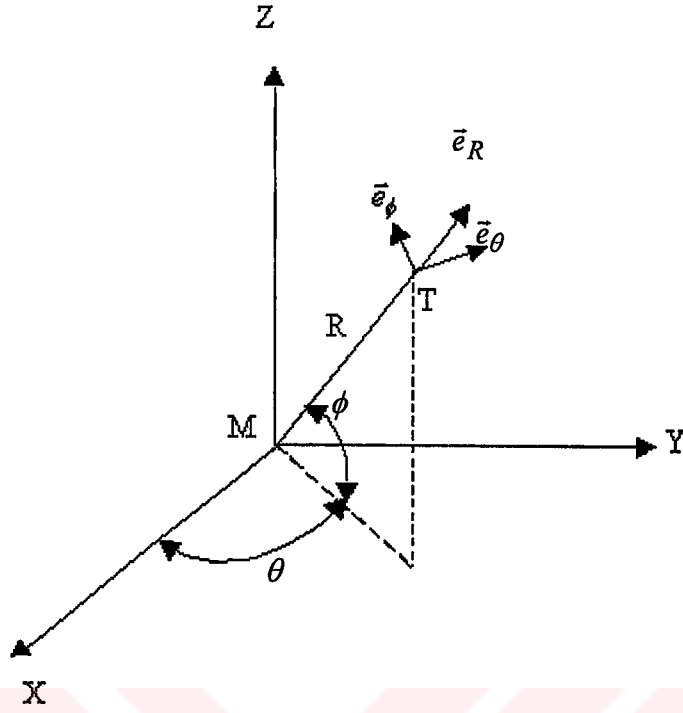
$$\ddot{R} - \dot{R}\dot{\phi}^2 - R\dot{\theta}^2 \cos^2 \phi = a_{T_R} - a_{M_R} \equiv a_R \quad (5.1)$$

$$R\ddot{\theta} \cos \phi + 2\dot{R}\dot{\theta} \cos \phi - 2R\dot{\phi}\dot{\theta} \sin \phi = a_{T_\theta} - a_{M_\theta} \equiv a_\theta \quad (5.2)$$

$$R\ddot{\phi} + 2\dot{R}\dot{\phi} + R\dot{\theta}^2 \cos \phi \sin \phi = a_{T_\phi} - a_{M_\phi} \equiv a_\phi \quad (5.3)$$

Yukarıdaki bağıntılarda $(a_{T_R}, a_{T_\theta}, a_{T_\phi})$ hedefe ait ivme bileşenleri, $(a_{M_R}, a_{M_\theta}, a_{M_\phi})$ ise füzenin ivme bileşenleri olmaktadır. Bu nonlinear bağıntılar incelendiğinde, füze-hedef bağıl hareketinin birim açısal momentumu (h) bulunur.

$$h = R \cdot \dot{R} \quad (5.4)$$



Şekil 5.1. Üç Boyutlu Yakalama Geometrisi

Eğer söz konusu bağıl hareket sabit bir düzlemde meydana geliyorsa, R ve $\dot{R}$ yakalama sürecinde aynı düzlemde bulunurlar, dolayısıyla h nın doğrultusu da sabit kalır. Fakat (h) nın doğal hareketi sabit düzlemdeki bağıl hareketten ayrılma yönündedir.

R ve $\dot{R}$ silindirik birim vektörlerle aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\mathbf{R} = R \cdot \mathbf{e}_R \quad (5.5)$$

$$\dot{\mathbf{R}} = \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R + R \dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\theta + R \dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.6)$$

Açısal momentumun büyüklüğü

$$h = R^2 \sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\theta}^2 \cdot \cos^2 \phi} \quad (5.7)$$

ve h doğrultusu üzerindeki birim vektör

$$\mathbf{e}_h = (R^2 / h)(-\dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\theta + \dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\phi) \quad (5.8)$$

olmak üzere (5.5) ve (5.6) denklemleri (5.4) de yerine konduğunda

$$\mathbf{h} = h \cdot \mathbf{e}_h = R^2(-\dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\theta + \dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\phi) \quad (5.9)$$

elde edilir. $\mathbf{e}_h$ birim vektörü, $\mathbf{e}_R$ vektörüne dik olarak tanımlanmaktadır, her ikisine de dik olan başka bir birim vektör $\mathbf{e}_h^\perp$ ise

$$\mathbf{e}_h^\perp = (R^2 / h)(\dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\theta + \dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\phi) \quad (5.10)$$

olarak tanımlanır. $(\mathbf{e}_R, \mathbf{e}_h^\perp, \mathbf{e}_h)$ vektör üçlüsüyle tanımlanan bu yeni koordinat sistemi, üç boyutlu davranış modelini tanımlamak için silindirik koordinat sistemine göre daha uygun olmaktadır. Yeni koordinat sisteminin bileşenleri geliştirildiğinde

$$\ddot{\mathbf{R}} = a_R \cdot \mathbf{e}_R + a_\theta \cdot \mathbf{e}_\theta + a_\phi \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.11)$$

bağıl ivme olmak üzere

$$\frac{dh}{dt} = \mathbf{R} \cdot \ddot{\mathbf{R}} \quad (5.12)$$

elde edilir. (5.5) ve (5.11) denklemlerinin kullanımıyla, (5.12) bağıntısının sağ tarafı

$$\mathbf{R} \cdot \ddot{\mathbf{R}} = (-R \cdot a_\phi) \cdot \mathbf{e}_\theta + (R \cdot \mathbf{e}_\theta) \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.13)$$

ve sol tarafı

$$\frac{d}{dt}(h) = \dot{h} \cdot \mathbf{e}_h + h \cdot \dot{\mathbf{e}}_h \quad (5.14)$$

olarak yazılabilir.

$$w = \dot{\theta} \cdot \sin \phi \cdot \mathbf{e}_R - \dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\theta + \dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.15)$$

açısal hız olmak üzere h ve $\mathbf{e}_h$ ifadelerinin türevlerinden

$$\dot{\mathbf{e}}_R = w \cdot \mathbf{e}_R \quad \dot{\mathbf{e}}_\theta = w \cdot \mathbf{e}_\theta \quad \dot{\mathbf{e}}_\phi = w \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.16)$$

bağıntıları elde edilir.

İki boyutlu davranış modelinde True-PNG, füzenin dönme hızıyla (LOS) dönme hızı $\dot{\sigma}$ ve yaklaşma hızı $\dot{R} \cdot \mathbf{e}_R$ arasındaki orantıyla tanımlanmıştır. Üç boyutlu davranışta ise

$$\dot{\sigma} = (R \cdot \dot{R}) / R^2 = h / R^2 = -\dot{\phi} \cdot \mathbf{e}_\theta + \dot{\theta} \cdot \cos \phi \cdot \mathbf{e}_\phi \quad (5.17)$$

olmak üzere

$$a_L = n \cdot \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R \cdot \dot{\sigma} = n \cdot \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R \cdot (h / R^2) = -n \cdot (h \cdot \dot{R} / R^2) \cdot \mathbf{e}_h^\perp \quad (5.18)$$

şeklinde TPNG bağıntısı elde edilir. İdeal Proportional Navigation (IPN) için hedef kumanda ivmesi

$$\begin{aligned} a_T &= -n_T \cdot \dot{R} \cdot \mathbf{\Omega}_{M/T} = n_T \cdot \dot{R} \cdot (h / R^2) \\ &= n_T \cdot (h^2 / R^3) \cdot \mathbf{e}_R - n_T \cdot (h \cdot \dot{R} / R^2) \cdot \mathbf{e}_h^\perp \end{aligned} \quad (5.19)$$

Bu denklemde n_T hedefin seyir sabiti ve $\mathbf{\Omega}_{M/T}$ de LOS un hedeften gözlenen açısal

hızı olmaktadır. Bağlıdaki (-) işaret hedef performansının LOS hızını artırdığı anlamına gelmektedir. Benzer yaklaşımla füze kumanda ivmesi

$$\begin{aligned} a_M &= n_M \cdot \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R \cdot \Omega_{T/M} = n_M \cdot \dot{R} \cdot \mathbf{e}_R \cdot (h/R^2) \\ &= -n_M \cdot (h \cdot \dot{R} / R^2) \cdot \mathbf{e}_h^\perp \end{aligned} \quad (5.20)$$

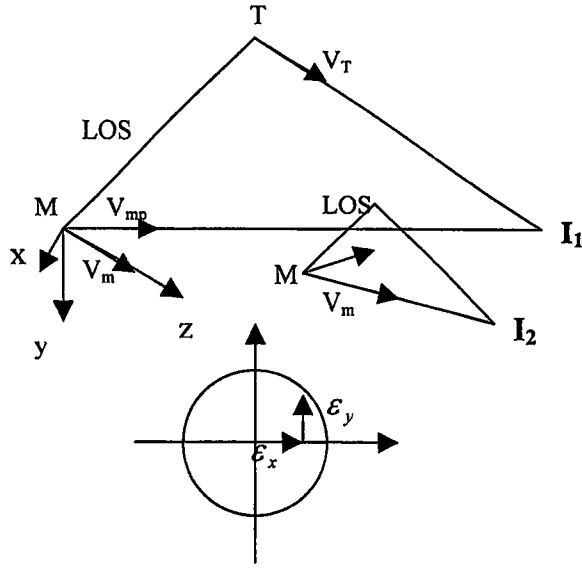
Bu ifadedeki n_M füzenin seyir sabiti ve $\Omega_{T/M}$ ise füzeden gözlenen LOS hızını simgelemektedir. Füze performansı LOS hızını düşürme yönünde etki gösterir. (5.19) ve (5.20) karşılaştırıldığında (IPN) nin ek serbestlik dereceli kumanda ivmesi elde edilmiş olur. Böylelikle bağlı ivme

$$\begin{aligned} a &= a_T - a_M \\ &= n_T \cdot (h^2 / R^3) \cdot \mathbf{e}_R + (n_M - n_T) (h \cdot \dot{R} / R^2) \mathbf{e}_h^\perp \end{aligned} \quad (5.21)$$

şeklinde elde edilir.

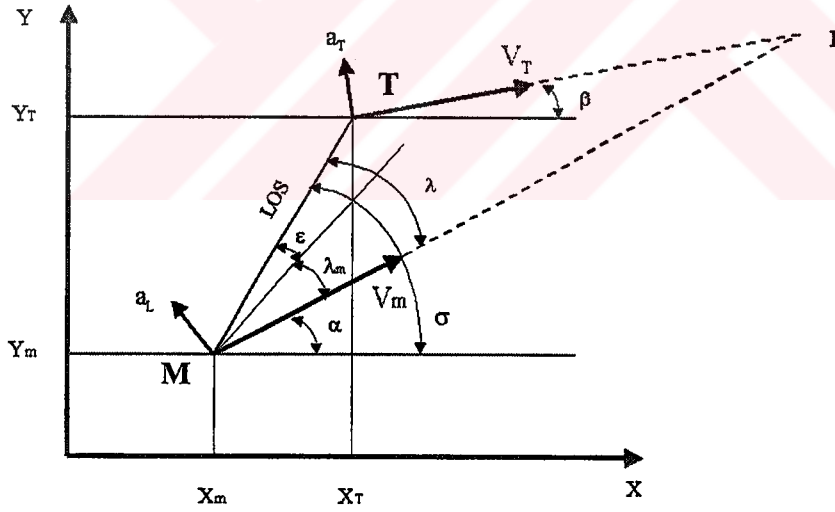
5.2. Düzlemsel Davranış Modeli

Kinematik davranış, esas itibarı ile LOS ile hedef hızı V_T nin belirlediği düzlem içinde oluşur (Şekil 5.2). Kumanda da gerçekte yön kumandasıdır ve yatay yönde oluşan ε_x sapmasına göre belirlenir. Eğer füze eksenini LOS ile hedef hızının belirlediği düzlemde sapar veya düzlem V_T nin yer değişimi nedeniyle dönerek füze ekseninden sapsa izleme sisteminde düşey yönde görülen ε_y sapması oluşur. Doğrudan sıfır ε_y etrafında çalışacak basit bir regülatör sistemiyle füze yunuslama kumandalarını kullanarak, füze hız vektörü LOS ile hedef hızının belirlediği düzlem üzerinde tutulabilir ve bu kumanda yön kumandasından bağımsız biçimde gerçekleştirilebilir. Bu nedenle tez çalışmasında düzlemsel izleme yöntemlerine ağırlık verilmiştir.



Şekil 5.2. Düzlemsel Davranış Modeli

Güdümlü kontrol yöntemleri öncelikle füze dinamiğinin ihmal edildiği basitleştirilmiş model üzerinde uygulanmıştır. Bu modelin yakalama geometrisi Şekil 5.3.de görülmektedir.



Şekil 5.3 Basit Modelde Yakalama Geometrisi

Şekil 5.3. üzerinde sistemin kinematiği incelendiğinde aşağıdaki denklemler elde edilir, bu bağıntılarda ' R ' görüş çizgisi (LOS) mesafesini, ' $\dot{R}$ ' ise onun değişimini

simgelemektedir, $\dot{R}$ ifadesi aynı zamanda yaklaşma hızı (closing velocity) olarak da tanımlanmaktadır.

$$e_x = x_T - x_M \quad (5.22)$$

$$e_y = y_T - y_M \quad (5.23)$$

ifadeleri füzenin hedefe göre hata bağıntıları olmaktadır. Zamana göre türevleri alındığında

$$\dot{e}_x = \dot{x}_T - \dot{x}_M = V_T \cdot \cos \beta - V_M \cdot \cos \alpha \quad (5.24)$$

$$\dot{e}_y = \dot{y}_T - \dot{y}_M = V_T \cdot \sin \beta - V_M \cdot \sin \alpha \quad (5.25)$$

bağıntıları elde edilir.

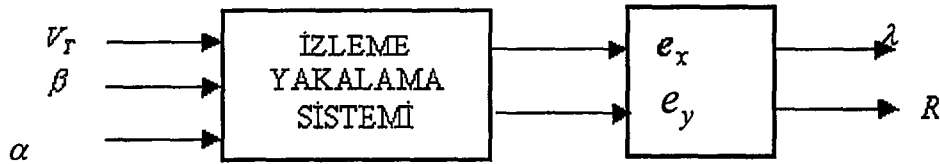
Modelde kullanılan diğer denklemler

$$R = \sqrt{e_x^2 + e_y^2} \quad (5.26)$$

$$\dot{R} = V_T \cdot \cos(\beta - \lambda) - V_M \cos(\alpha - \lambda) \quad (5.27)$$

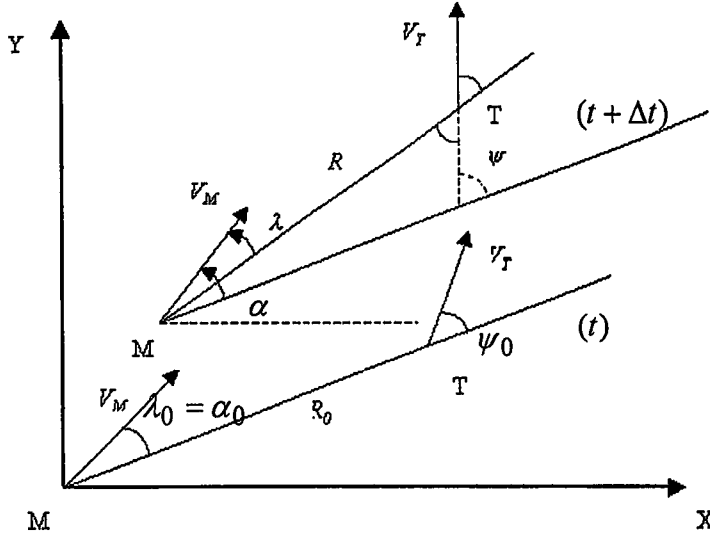
$$\dot{\lambda} = [V_T \cdot \sin(\beta - \lambda) - V_M \sin(\alpha - \lambda)] / R \quad (5.28)$$

İzleme Yakalama sisteminin kumanda girişi α , bozucu girişleri V_T ve β , çıkış büyüklükleri ise R ve λ kabul edildiğinde Şekil 5.4 deki gibi basit bir işlevsel diyagram çizilebilir.



Şekil 5.4. İzleme Yakalama Sisteminin Fonksiyonel Diyagramı

Basit bir kaçış senaryosu Şekil 5.3 deki düzlemsel modele uygulandığında Şekil 5.5 deki geometri elde edilir.



Şekil 5.5. Basit Kaçış Senaryosu

(5.27) ve (5.28) bağıntılarının Şekil 5.5 e göre yorumu

$$\dot{R} = V_T \cdot \cos \theta - V_M \cdot \cos \lambda \quad (5.29)$$

$$\dot{\lambda} = (V_T \cdot \sin \theta - V_M \sin \alpha) / R \quad (5.30)$$

yine şekilden

$$\theta = \psi - (\alpha - \lambda) \quad (5.31)$$

olmaktadır.

Kütlesi m olan füzenin dinamiği

$$m \cdot \dot{V}_M = F_{itme} - F_{rüzgar} \quad (5.32)$$

şeklindedir ve buradan

$$\dot{V}_M = \frac{F_{itme}}{m} - \frac{k}{m} V_m^2 \quad (5.33)$$

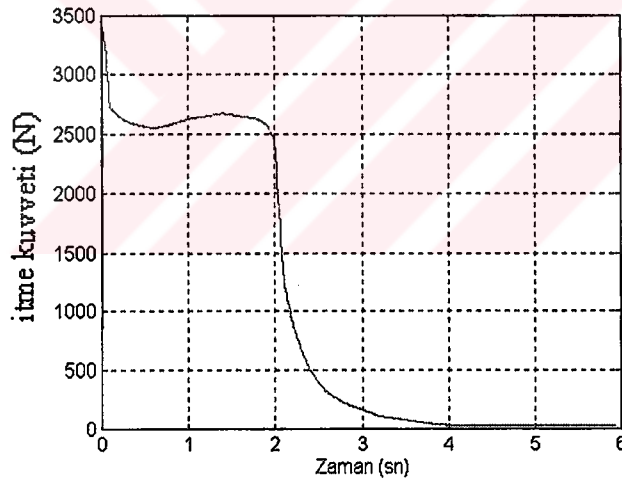
olarak bulunur. İtme kuvveti sona erdikten sonra ivme bağıntısı, $k_D = \frac{k}{m}$ alınarak

$$\dot{V}_M = -k_d \cdot V_M^2 \quad (5.34)$$

şeklinde elde edilir. Benzetim çalışmalarında ise basit modelin dinamik modelle koşutluğunu sağlamak açısından itme kuvveti dikkate alınmıştır. Bu durumda (5.34) bağıntısı T itme kuvveti (*Newton*) olmak üzere

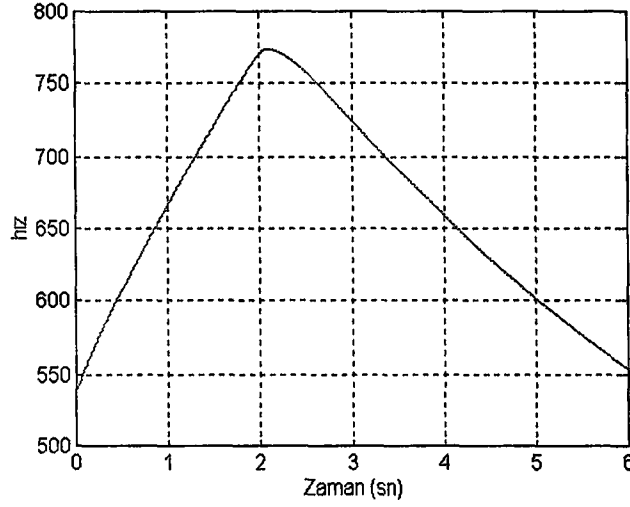
$$\dot{V}_M = -k_d \cdot V_M^2 + \frac{T}{m} \quad (5.35)$$

olarak elde edilir. Tablolanmış katsayılar arasında bulunan itme kuvvetinin, zamana bağlı olarak davranışı Şekil 5.6 da gösterilmektedir.



Şekil 5.6. İtme Kuvveti

(5.35) bağıntısına göre elde edilen hız profili ise Şekil 5.7 de gösterilmiştir.



Şekil 5.7. İtme Kuvveti Etkisi Altında Hız Değişimi (m/sn)

τ otopilot gecikme zaman sabiti ve u kumanda girişi olmak üzere yanıl ivme

$$\dot{a}_L = -\frac{1}{\tau} a_L + \frac{1}{\tau} u \quad (5.36)$$

biçiminde yazılabilir. Bu durumda izleme-yakalama sisteminin basit füze modeli esaslı durum denklemleri (5.37) de görüldüğü gibi elde edilmektedir

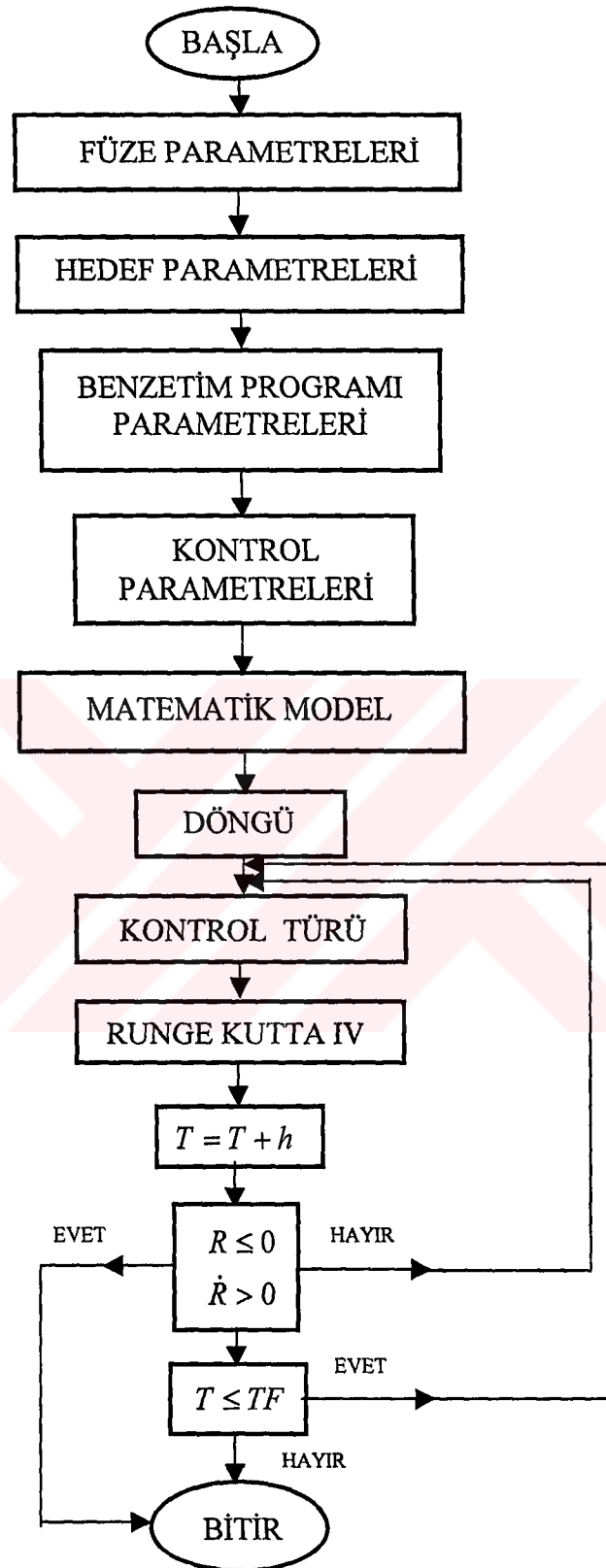
Bu modelde a_T , modeldeki kaçış senaryosu girişini oluşturan hedef yanıl ivmesine, füze yanıl ivmesi a_L ye etkiyen u terimi ise, izleme ve yakalama sisteminin ürettiği otopilot kontrol girişine karşılık gelmektedir. Ayrıca α füzenin hız vektörü açısı, β hedef açısı, k_D sürtünme (drag) katsayısı, V_M füze hızı, V_T de hedef hızı olmaktadır. X_M, Y_M füzenin, X_T, Y_T ise hedefin yere bağlı koordinatlarını göstermektedir. Bu denklemler, aşağıdaki tanımlarla birlikte füze ve hedefin ortak durum modelini temsil etmektedir.

Durum Değişkenlerinin Atanması ve Durum Denklemleri

$$\begin{array}{llll} X_1 = X_m & X_2 = Y_m & X_3 = X_T & X_4 = Y_T \\ X_5 = \alpha & X_6 = \beta & X_7 = a_L & X_8 = V_m \end{array}$$

$$\begin{array}{ll} \dot{X}_1 = X_8 \cdot \cos(X_5) & X_1(0) = 0 \\ \dot{X}_2 = X_8 \cdot \sin(X_5) & X_2(0) = 3000 \, m \\ \dot{X}_3 = V_T \cdot \cos(X_6) & X_3(0) = 1000 \, m \\ \dot{X}_4 = V_T \cdot \sin(X_6) & X_4(0) = 8000 \, m \\ \dot{X}_5 = \frac{X_7}{X_8} & X_5(0) = \sigma - \lambda \\ \dot{X}_6 = -\frac{a_T}{V_T} & X_6(0) = 0 \\ \dot{X}_7 = -\frac{1}{\tau} \cdot X_7 + \frac{1}{\tau} \cdot u & X_7(0) = 0 \\ \dot{X}_8 = -k_d \cdot X_8^2 + \frac{T}{m} & X_8(0) = 540 \, m / sn \end{array} \quad (5.37)$$

Doğrusal olmayan bu durum modelinin benzetimi için oluşturulan programın akış diyagramı Şekil 5.8 de verilmiştir.



Şekil 5.8. Benzetim Programı Akış Şeması

Basit Füze - Hedef modelinin benzetimi (simülasyonu) Bölüm 5.2 de tanımlanan durum denklemlerinin, Matlab 4.2 programlama dili aracılığıyla Runge Kutta IV sayısal integrasyon yöntemi tarafından çözümü sonucu gerçekleştirilmiştir. Benzetim programının yapısı Şekil 5.8 deki akış şemasında görülmektedir.

5.3. Temel Kaçış Senaryoları

5.3.1. Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Hedef ivmesi $a_T = 60 \text{ m/sn}^2$, hedef hızı $V_T = 270 \text{ m/sn}$ alınarak $\dot{\beta} = -\frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla hedefin sağ yönde kaçışı sağlanmıştır, hedef açısı başlangıçta $\beta(0) = 0^\circ$ alınmıştır.

5.3.2. Hedef Kaçışı Sola Doğru

Aynı sayısal değerlerle hedef açısı $\dot{\beta} = \frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla değiştirilerek sol yönde kaçış gerçekleştirilmiştir. Bu kaçış senaryolarıyla yönlendirilen hedefi yakalamak amacıyla füze güdüm sistemine, 3. Bölümde ayrıntılı olarak açıklanmış olan izleme yakalama yöntemleri uygulanmıştır.

Başlangıç koşulları

$$\begin{aligned} V_{m(0)} &= 540 \text{ m/sn} & V_{T(0)} &= 270 \text{ m/sn} & X_{m(0)} &= 0 \\ Y_{m(0)} &= 3000 & X_{T(0)} &= 1000 \text{ m} & Y_{T(0)} &= 8000 \text{ m} \end{aligned}$$

olmak üzere bütün uygulamalarda aynıdır. Basit modelde kumanda büyüklüğü yanal ivme olduğundan kontrol birimi m/s^2 olmaktadır.

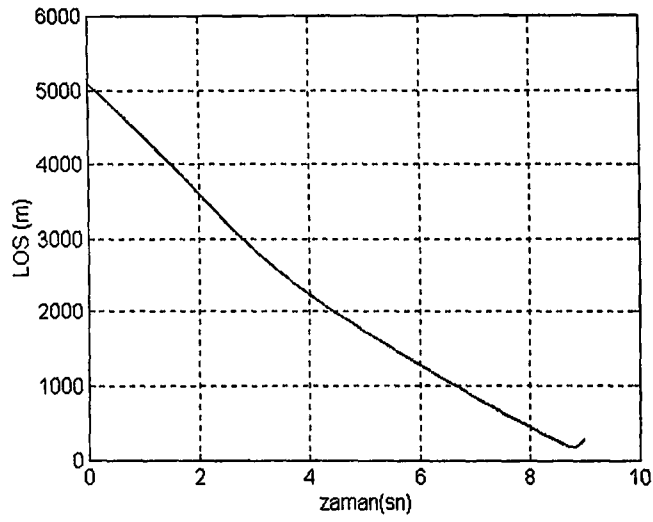
5.4. Sonuçların Değerlendirilmesi

Tarayıcı kuyruk izleme, bu yöntemin orta menzilli ve manevralı hedefler karşısındaki performansını görmek açısından uygulanmıştır. Tarayıcı sistemde LOS davranışını gösteren Şekil A.1 de (EK. A) hedefin kaçırıldığı görülmektedir. Bunun nedeni, Bölüm 3.2.1 de ayrıntılı olarak açıklandığı gibi, tarayıcı kuyruk izlemede sabit olmayan girişler karşısında görülen sürekli izleme hatası olmaktadır.

Basit modele daha sonra izleyicili kuyruk izleme, klasik PD ve Bulanık PD yorumlarıyla uygulanarak aralarında karşılaştırma yapılmıştır. Hedef kaçıışı sağ yönde gerçekleştirilmiştir. Bölüm 3.2.2 deki açıklamalar doğrultusunda tarayıcıli sistemdeki sürekli izleme hatasının ortadan kalktığı ve yakalamanın gerçekleştiği, EK A da Şekil A.2 de gösterilen yakalama yörüngeleri ve Şekil A.4 de verilen LOS davranışlarından anlaşılmaktadır. Yakalama zamanı klasik PD ve bulanık PD kontrol uygulamalarında aynı olup 6.2 sn. dir. Şekil A.3 deki kontrol davranışları incelendiğinde ise bulanık kontrolün gürültü etkisini büyük ölçüde filtre ettiği görülmektedir.

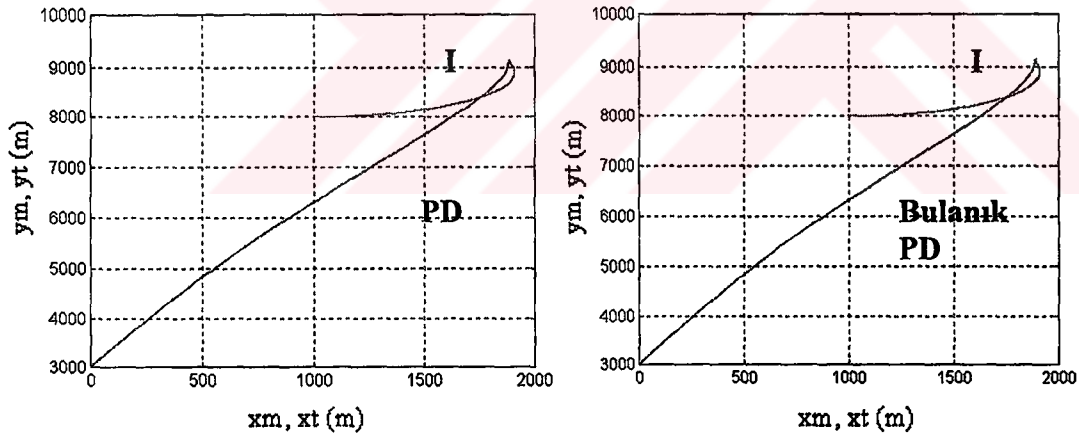
Hedef kaçışının sağ yönde olduğu öngörmeli kuyruk izleme senaryolarında yakalamanın PD ve bulanık PD yorumlarında aynı zamanda (6 sn.) gerçekleştiği EK A da bulunan Şekil A.12 deki yakalama yörüngelerinden ve Şekil A. 14 deki LOS davranışlarından anlaşılmaktadır. Şekil A.13 deki kontrol davranışları da bulanık PD denetleyicinin filtre özelliğini açıkça ortaya koymaktadır. Hedef kaçıışı sağ yöndeyken yakalama zamanı açısından EK A Şekil A.7 de gösterilen oransal seyir LOS davranışlarıyla bir karşılaştırma yapıldığında, oransal seyir uygulamalarının hedefi daha kısa sürede yakaladığı görülmektedir. Bu güdüm yönteminin füzeyi çarpma noktasına yönlendirdiği dikkate alındığında elde edilen sonuç normaldir. Ancak öngörmeli yaklaşımın, 6.2 sn. de hedefe ulaşan izleyicili kuyruk izleme yönteminden daha kısa sürede yakalamayı gerçekleştirdiğini belirtmekte yarar vardır. Bu sonuç, önerilen güdüm yönteminin, kararlı bir sistemde mümkün olan en kısa sürede hedefe ulaşma amacına uygun olmaktadır.

Hedefin sola kaçış senaryolarında, kabul edilen başlangıç koşullarıyla hedef yakalanamadığından (Şekil 5.9) füzeye ikinci itme etkisi uygulanmıştır. Bunu yapmaktaki amaç ikinci itme etkisinin sisteme başarıyla uygulanabileceğini göstermektir, gerçekte uygun başlangıç koşullarıyla bu etkiyi uygulamadan da hedefi yakalamak mümkündür .

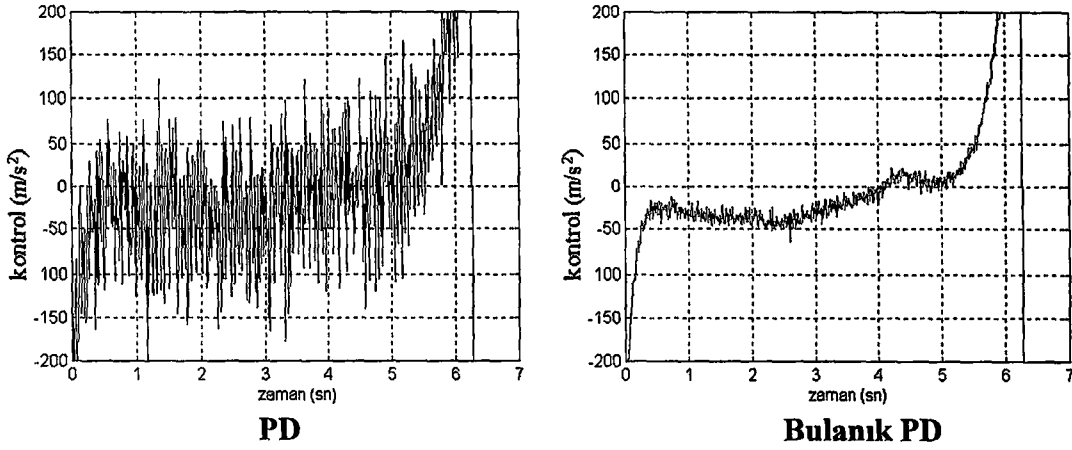


Şekil 5.9. İkinci İtmenin Olmadığı Davranış

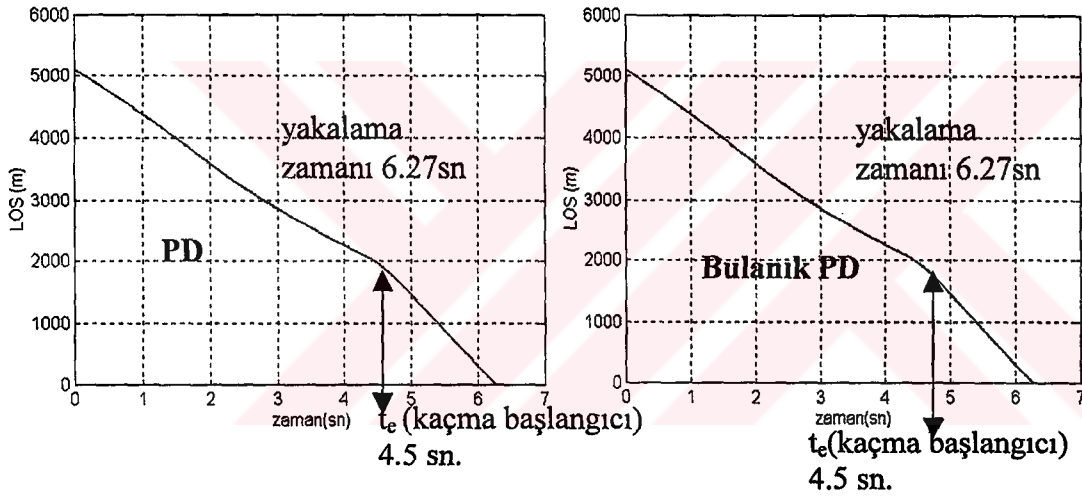
Sola kaçış senaryosunda hedefi yakalamak için uygulanan ikinci itme etkisi ve bu etkiye bağlı hız profili değişimi EK A Şekil A.8 de görülmektedir. İkinci itme etkisinin kullanıldığı öngörmeli kuyruk izleme sonuçları ise aşağıda verilmiştir.



Şekil 5.10. Yakalama Yörüngeleri



Şekil 5.11. Kontrol Davranışları



Şekil 5.12. LOS Davranışları

Şekil 5.10, 5.12, hedefin her iki kontrol algoritmasıyla da aynı sürede (6.27 sn.) yakalandığını göstermektedir. Şekil 5.11 de ise bulanık denetleyicinin gürültüyü sönümleme etkisini, önceki uygulamalarda olduğu gibi görmek mümkündür. Basit modelden elde edilen bu sonuçlar, bulanık kontrolün, yakalama zamanında herhangi bir gecikmeye neden olmadan kendisinden beklenen filtre özelliğini gösterdiğini ortaya koymaktadır. Oysa aynı etkiyi, güdüm sistemlerinde pratikte en fazla kullanılan PD kontrolden elde etmek için, EK A da verilmiş olan oransal katsayı değerini düşürmek gerekmektedir ki, bu katsayıyı optimal değerinin altında almak yakalama zamanında çok önemli zaman gecikmesine yol açmaktadır.

Hedefin sola kaçış senaryosunda, öngörmeli kuyruk izleme yöntemiyle elde edilen yakalama zamanının (6.27 sn.), EK A Şekil A.11 deki oransal seyir LOS davranışlarında belirlenen zamandan (6.4 sn.) daha kısa olması da vurgulanması gereken bir sonuçtur. Yukarıda belirtildiği gibi, hedefin sağa kaçışında söz konusu olmayan bu durum, öngörme özelliğinin hedef uzaklaştıkça daha etkin hale geldiği şeklinde yorumlanabilir.

Öngörmeli bulanık kuyruk izleme algoritmasıyla gerçekleştirilen bir diğer uygulama, bu yöntemin Bölüm 3.4 de açıklanan esneklik özelliğiyle ilgilidir. Öngörme zamanı kalan zamana (time to go) göre benzetim programı süresince değiştirilerek sistem davranışı incelenmiştir. Başlangıçta benzetimin belli bir anına kadar $t_p = ttg$ alınarak füzenin hedefe oransal güdümlle yönlendirilmesi sağlanmış, füze hedefe yaklaştığında ($t = 5.9sn$) $t_p = 0$ koşuluyla kuyruk izleme yöntemine dönmüştür. Bu yaklaşım ile, kuyruk izleme yöntemleri arasında en kısa yakalama zamanı (6.18 sn.) elde edilmiştir (EK. A Şekil A.15 ve A.16).

Normal Kuvvet

$$C_N = FCNA.\alpha - FCNF.\delta_z \quad (6.4)$$

$$FCNA = FCNA(M, \alpha)$$

$$FCNF = FCNF(M)$$

FCNA: Füze hızı ve hücum açısına (M, α) bağlı olarak normal kuvvet eğim katsayısı (normal force slope coefficient)

FNCF: Füze hızına (M) bağlı olarak normal kuvvet etkinliği (normal force effectiveness)

Eksenel Kuvvet

$$C_C = FACF + FFRIC(H - 6.096) / 3.048 + FBASE(1 - \alpha_e / \alpha_b) \quad (6.5)$$

$$FACF = FACF(\alpha, M)$$

$$FFRIC = FFRIC(M)$$

$$FBASE = FBASE(M)$$

FACF: Füze hızı ve hücum açısına bağlı olarak eksenel kuvvet katsayısı (axial force coefficient)

FFRIC: Füze hızına bağlı olarak sürtünme katsayısı (friction drag coefficient)

FBASE: Füze hızına bağlı olarak taban sürtünme katsayısı (base drag coefficient)

Moment

$$C_m = (FCNA.(X_{cg} - FXCP)) / L_R.\alpha + (FCMF - FCNF(X_{cg} - X_{cb})) / L_R.\delta_z \quad (6.6)$$

$$FXCP = FXCP(\alpha, M)$$

$$FCNF = FCNF(M)$$

$$FCMF = FCMF(M)$$

$$FCMQ = FCMQ(M)$$

FXCP: Füze hızı ve hücum açısına bağlı olarak basınç merkezinin baş kısma göre konumu (center of pressure location from nose)

FCMF: Füze hızına bağlı olarak yön moment etkinliği (pitching moment effectiveness)

FCMQ: Füze hızına bağlı olarak yön sönüm moment etkinliği (pitching damping moment effectiveness)

İtme Kuvveti

$$FTHR = FTHR(t)$$

FTHR: Roket motoru itme etkisinin zamana bağlı değişimi (rocket motor thrust)

Füze kütlesi ve eylemsizlik momentinin, 2.2 sn. süren itme etkisi boyunca doğrusal olarak değiştiği varsayılmakta ve bu iki değişken aşağıdaki bağıntılarla hesaplanarak model içinde değerlendirilmektedir. Bu bağıntılarda yer alan mo , füzenin yanma öncesindeki, mb ise yanma sonundaki kütlesi olmaktadır. Benzer şekilde yo , füzenin yanma öncesi ağırlık merkezi, yb ise yanma sonundaki ağırlık merkezidir ve sayısal değerleri aşağıda verilmiştir.

$$mm = (mo - mb) / tb \quad (6.7)$$

$$X_{cgb} = (cg - gb) / tb \quad (6.8)$$

$$m = (mo - (mm.tb.T)) / g \quad (6.9)$$

$$yd = (yo - yb) / tb \quad (6.10)$$

$$I_y = (yo - (yd.T)) / g \quad (6.11)$$

$$m_o = 120.57 \text{ kg} \quad m_b = 92.97 \text{ kg}$$

$$c_g = 1.278 \quad g_b = 1.166$$

$$y_o = 70.06 \quad y_b = 57.41$$

$$S_R = 0.0275 \text{ m}^2 \quad L_R = 0.1626 \text{ m}$$

$$T = \text{benzetim süresi} \quad t_b = \text{booster süresi} (2.2 \text{ sn})$$

Durum Değişkenlerinin Atanması

$$\begin{aligned} X_1 &= \gamma & X_2 &= V_m & X_3 &= q & X_4 &= \theta & X_5 &= \delta_{zd} & X_6 &= \delta_z \\ X_7 &= \beta & X_8 &= X_m & X_9 &= Y_m & X_{10} &= X_T & X_{11} &= Y_T \end{aligned}$$

Durum Denklemleri

$$\begin{aligned} \dot{X}_1 &= \frac{1}{m \cdot X_2} (q_D \cdot C_L + f \cdot h \cdot r \cdot \sin \alpha) & X_1(0) &= 75^\circ \\ \dot{X}_2 &= \frac{1}{m} (f \cdot h \cdot r \cdot \cos \alpha - q_D \cdot C_D) & X_2(0) &= 1.1M \\ \dot{X}_3 &= q_D \frac{L_R}{I_y} (C_m + \frac{L_R}{X_2} C_{mq} \cdot X_3) & X_3(0) &= 0 \\ \dot{X}_4 &= X_3 & X_4(0) &= 75^\circ \\ \dot{X}_5 &= -\frac{1}{\tau_g} X_5 + K_q \dot{X}_3 & X_5(0) &= 0 \\ \dot{X}_6 &= -\frac{1}{\tau_s} X_6 - \frac{1}{\tau_s} X_5 + \frac{1}{\tau_s} \delta_{zel} & X_6(0) &= 0 \\ \dot{X}_7 &= -\frac{a_T}{V_T} & X_7(0) &= 0 \\ \dot{X}_8 &= X_2 \cos X_4 & X_8(0) &= 0 \\ \dot{X}_9 &= X_2 \cos X_4 & X_9(0) &= 3000m \\ \dot{X}_{10} &= V_T \cos X_7 & X_{10}(0) &= 1000m \\ \dot{X}_{11} &= V_T \sin X_7 & X_{11}(0) &= 8000m \end{aligned} \quad (6.12)$$

6.2 Sistem Yapısı ve Blok Diyagramı

Güdümlü sisteminin blok diyagramı Şekil 6.2 de görülmektedir. Kapalı çevrimi oluştururken füze kontrolü için konum, hız ve ivme ölçümlerinin dikkate alınması gerekmektedir. Konum jiroskobu (position gyro), hız jiroskobu (rate gyro), ivmeölçer (accelerometer) gibi aygıtlar sistem içindeki ölçme elemanlarını oluşturmaktadırlar.

Kanatçık Hareket Servosu (Flipper Actuation Servo) dikkate alındığında hız jiroskobu, yukarı-aşağı hareketin açısal hızını ölçmek amacıyla kullanılır. Flipper Actuation Servo, Laplace domeninde yazıldığında

$$\delta_z(s) = \frac{1}{\tau_s s + 1} \delta_{zs} \quad (6.21)$$

olarak bir zaman sabiti elemanı elde edilir. (6.21) ifadesinde

$$\delta_{zs} = \delta_{zel} - \delta_{zd} \quad (6.22)$$

Hız Jiroskobu ifadesi Laplace domeninde

$$\delta_{zd} = \frac{K_q \cdot \tau_g s}{\tau_g s + 1} \quad (6.23)$$

olarak elde edilir. (6.21) ve (6.23) bağıntılarının ters Laplace dönüşümlerinden

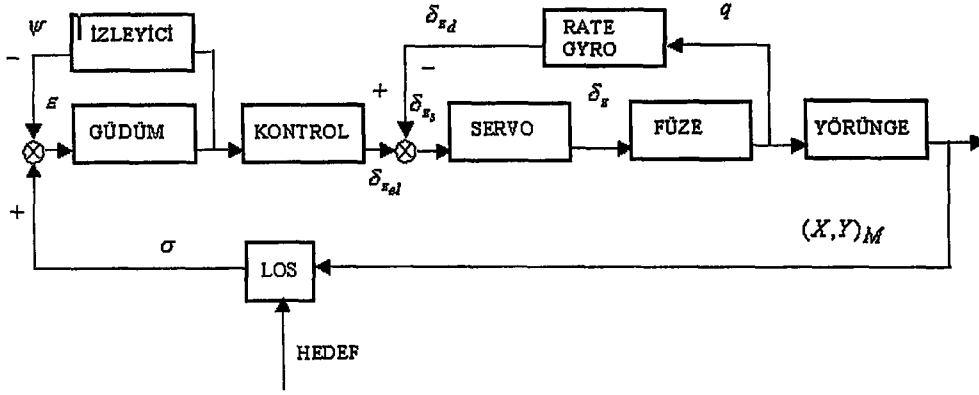
$$\dot{\delta}_z = -\frac{1}{\tau_s} \delta_z + \frac{1}{\tau_s} \delta_{zs} \quad (6.24)$$

$$\dot{\delta}_{zd} = \frac{1}{\tau_g} \delta_{zd} + K_q \cdot \dot{q} \quad (6.25)$$

(6.22) ve (6.24) denklemlerinin birleştirilmesiyle

$$\dot{\delta}_z = -\frac{1}{\tau_s}(\delta_z + \delta_{zd} - \delta_{zel}) \quad (6.26)$$

elde edilir.



Şekil 6.2. GÜDÜM Sistemi Blok Diyagramı

(6.25) ve (6.26) bağıntıları, benzetim programında kullanılan ve (6.12) denklemleriyle verilen matematik modelde durum $(X_5 = \delta_{zd} \quad X_6 = \delta_z)$ değişkenleriyle simgelenmektedir. Yukarıdaki bağıntılarda τ_s : servo zaman sabiti, τ_g : rate gyro zaman sabiti, δ_{zel} : kontrol sinyali olmaktadır.

Füze Dinamik Modelinde uygulanan Oransal Seyir güdümü, Yalın Oransal Seyir (PPNG) güdümleri kuralının artırılmış şekli olmaktadır, α (hücum açısı) mümkün olduğunca küçük tutulması istenen bir değerdir. Bunun nedeni, hücum açısının artması durumunda füzenin aerodinamik etkinliğinin azalması olmaktadır. $P_\alpha < 0$ olmak üzere ilave edilen ikinci terim, füze performansında önemli bir düşüş olmadan α nın küçük değerde kalmasını sağlamaktadır.

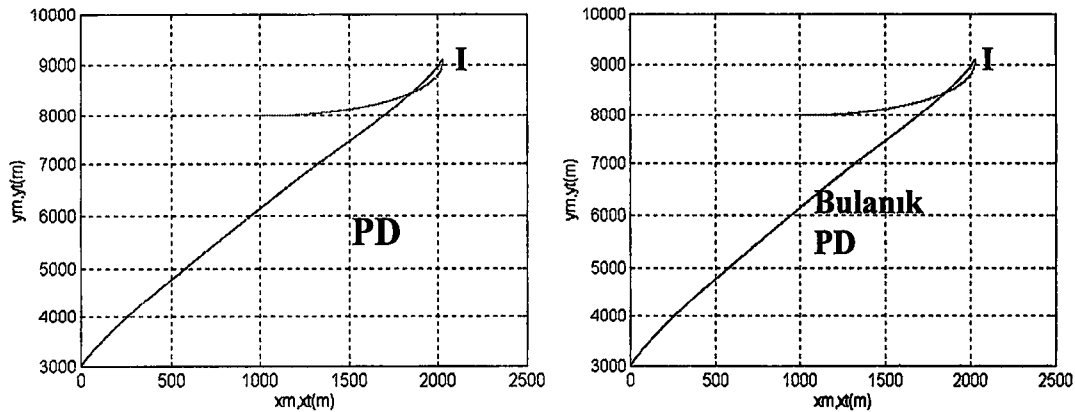
Kontrol Algoritması

$$u = N.\dot{\sigma} + P_\alpha.\dot{\alpha} \quad \dot{\alpha} = \dot{\theta} - \dot{\gamma} \quad (6.27)$$

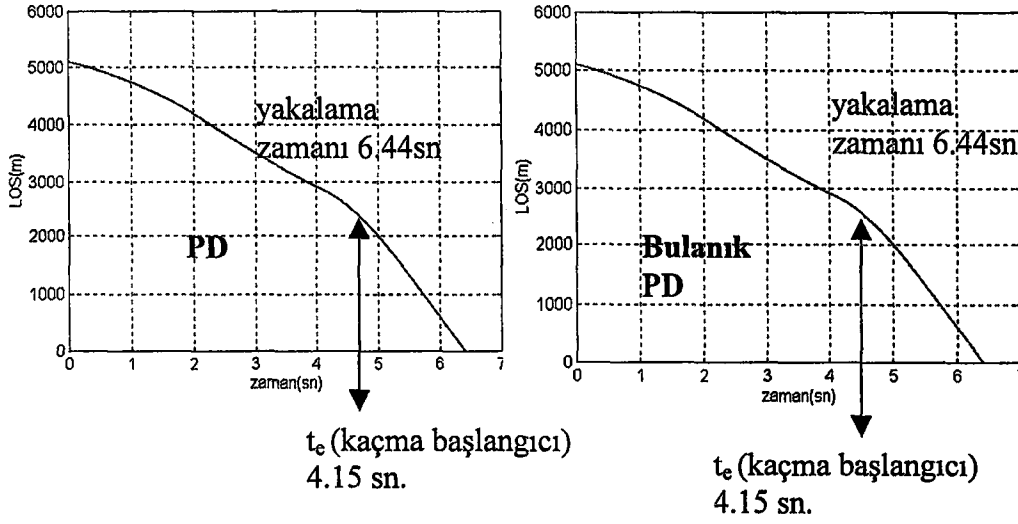
6.3. Sonuçların Değerlendirilmesi

Füze Dinamik Modeli içinde yer alan ve EK B de değişimleri verilen aerodinamik katsayılar, benzetim programının her adımında interpolasyon yöntemiyle değiştirilerek kullanılmışlardır. Böylelikle, katsayıların gerçeğe uygun olarak değiştirildiği özgün bir matematik model üzerinde çalışma yapmak mümkün olmuştur. Bu modelde kontrol, kanatçık hareket servosundan güdüm sistemine yollanan elektriksel gerilim şeklinde gerçekleştiğinden kontrol birimi (volt) olmaktadır.

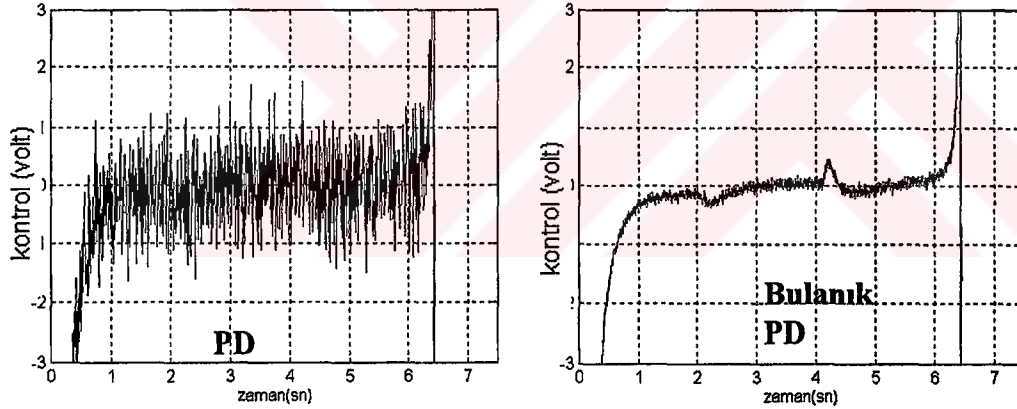
Şekil 6.2 deki blok diyagramında da görüldüğü gibi, gerçek sistemin basitleştirilmiş modelden farklı yönlerinden biri, ölçme elemanlarının ve kanatçık hareket servosunun dinamiklerinin de dikkate alınıyor olmasıdır. Gerçek modelde, güdüm sisteminden gelen kontrol sinyali δ_{zeI} doğrudan füzeye gönderilmemekte, füzenin açısall konumunu giriş alan hız jiroskobunun çıkışı δ_{zd} ile karşılaştırılarak kanatçık hareket servosuna iletilmektedir. Bu nedenlerle, gerçek model uygulamasında gürültü etkisinin bu elemanlar üzerinde de söz konusu olduğu ve doğru ölçüm yapılması için bu etkinin olabildiğince filtre edilmesi gereğinden hareketle, bulanık kontrolün hız jiroskobu ve hareket servosu üzerindeki etkisi de incelenmiştir. Bu belirlemeler doğrultusunda, hedefin sola doğru manevra yaptığı senaryo için öngörmeli kuyruk izleme sonuçları aşağıda gösterilmiştir.



Şekil 6.3. Yakalama Yörüngeleri



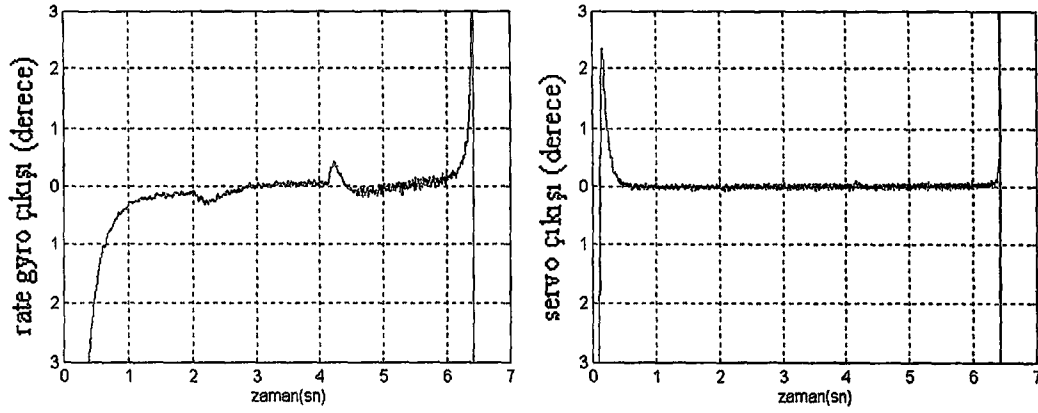
Şekil 6.4. LOS Davranışları



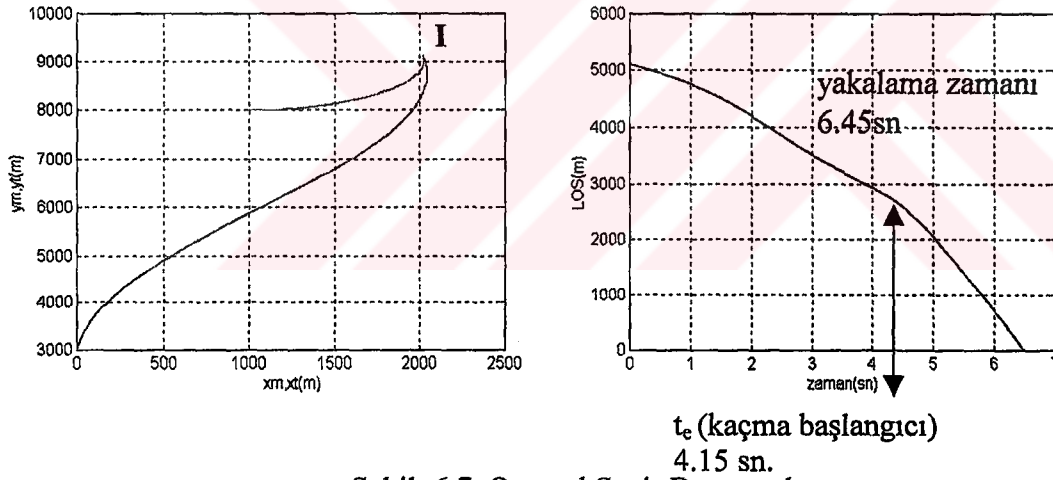
Şekil 6.5. Kontrol Davranışları

Öngörmeli kuyruk izleme yönteminin klasik ve bulanık PD yorumlarının gerçek füze modeline uygulanması sonucunda yukarıdaki sonuçlar elde edilmiştir. Şekil 6.3, 6.4 ve 6.5 birlikte incelendiğinde bulanık PD denetleyicinin, basit modelde olduğu gibi, yakalama zamanında herhangi bir gecikmeye neden olmaksızın gürültü etkisini filtre ettiği anlaşılmaktadır. Gerçekçi bir model incelendiği dikkate alındığında elde edilen bu sonuçlar bulanık kontrolün güdüm sistemlerinde önemli bir seçenek oluşturması açısından önem taşımaktadır.

Bulanık PD denetleyicinin filtre etkisi Şekil 6.6 da verilmiş olan Rate Gyro ve Servo Çıkış grafiklerinde de net olarak görülmektedir.



Şekil 6.6. Rate Gyro ve Servo Çıkışı



Şekil. 6.7. Oransal Seyir Davranışları

Sola kaçış senaryosunda oransal seyirle elde edilen sonuçlarda yakalamanın 6.45 sn. de gerçekleştiği görülmektedir (Şekil 6.7). Öngörmeli bulanık kontroldaki yakalama zamanının (6.44 sn.) gerçek modelde de oransal seyirden daha kısa olduğu görülmektedir. Bu sonuç, öngörmeli algoritmanın hedef uzaklaştıkça daha etkin duruma geldiği şeklinde, basit model benzetim çalışmaları sonunda yapılan yorumu desteklemesi açısından ilginçtir.

Hedefin sağı doğru manevra yaptığı senaryoda, en kısa yakalama zamanı (6.13 sn.) oransal seyir uygulamasında elde edilmiştir (EK C Şekil C.6). Öngörmeli kuyruk izlemede bu süre 6.2 sn. (EK C Şekil C.16), klasik kuyruk izleme yönteminde ise 6.26 sn. (EKC Şekil C.5) olmaktadır. Ancak, Şekil C.17 deki kontrol davranışlarından da anlaşılabacağı gibi gürültü üzerindeki filtre etkisi nedeniyle bu senaryoda da öngörmeli bulanık kontrolün gerçek uygulamalarda daha üstün performans göstereceğı söylenebilir.

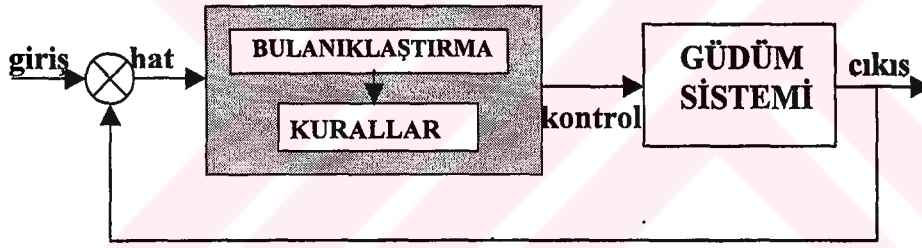
Tüm sonuçlar incelendiğinde, öngörmeli kuyruk izlemenin güdüm sistemlerinin kontroluna getirdiğı kararlı bir sistemde en kısa yakalama zamanı amacına ulaştığı, hatta hedefin sola manevra yaptığı senaryolarda en kısa yakalama zamanını gerçeklediğı görölmektedir. Bulanık kontrolla birlikte dikkate alındığında gürültü etkisini sönümleme özelliğı de söz konusu olduğundan, öngörmeli bulanık kontrolün klasik güdüm yöntemlerine ciddi bir seçenek oluşturduğu, gerçekçi bir füze dinamik modeli benzetim çalışmaları sonucunda da ortaya çıkmaktadır.

Söz konusu füze dinamik modelinin diğ er sistem parametrelerinin benzetim programı süresince değı şim grafikleri, farklı senaryolar için EK C de verilmiştir.

7. KURAL TEMELLİ ÖNGÖRMELİ KONTROL

7.1. Giriş

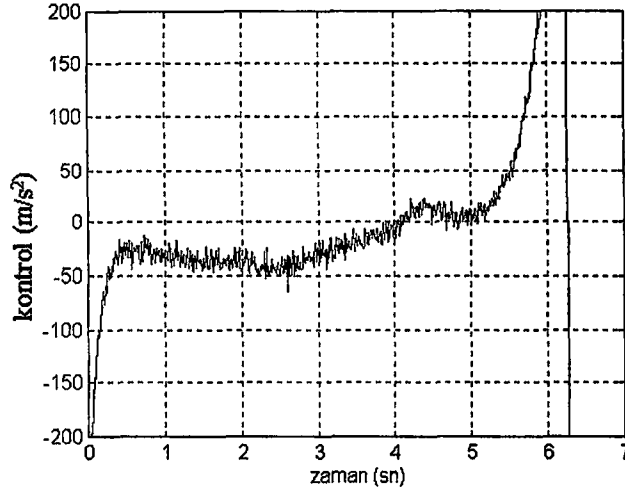
Tez çalışmasının bu bölümünde, öngörmeli bulanık kontrol sonuçlarından hareketle, bu algorithmadan elde edilen kontrol davranışı temel alınarak yeniden kurallar oluşturulmuş ve bulanık kontrol modülü devreden çıkartılarak da benzer sonuçların daha basit bir kontrol yasasıyla elde edilip edilemeyeceği araştırılmıştır. Bu araştırmanın amacı, çıkartım mekanizması ve durulaştırma fazlarında kullanılan mikroişlemcileri sistemden çıkararak mümkün olduğunca basit bir yöntemle izleme yakalama kontrolünü gerçekleştirmektir.



Şekil 7.1. Kural Temelli Kontrol Blok Diyagramı

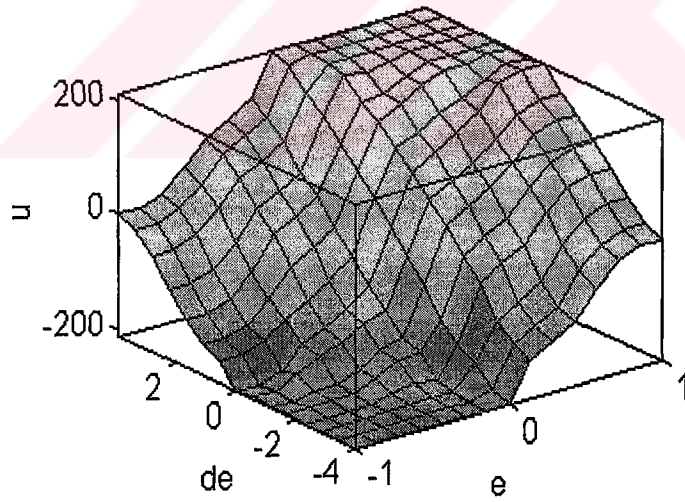
7.2. Basit Füze Modeli İçin Uygulama

Basit modelde öngörmeli bulanık kontrol algoritmasıyla elde edilen ve ilgili bölümde grafiği verilmiş olan kontrol davranışı bu bölümde de, kural temelli algoritmanın oluşumunda oynadığı rol nedeniyle Şekil 7.2. de verilmiştir. Kontrol değişkeninin alabileceği değer aralıkları bu grafik üzerinden belirlenmiştir. Hata ve hata değişimi aralıkları ise bulanık kontrolün giriş ve çıkış yüzeysel dağılımları üzerinden belirlenmiştir.



Şekil 7.2. Öngörmeli Bulanık Kontrol Davranışı

Şekil 7.3. de bulanık kontrol organı girişleri olan hata (e) ve hata değişimi (de) değerleriyle, çıkış büyüklüğü olan kontrol (u) değeri arasındaki yüzeysel dağılım görülmektedir.



Şekil 7.3. Giriş ve Çıkış Değerlerinin Yüzeysel Dağılımı

Şekil 7.2. ve 7.3. den giriş ve çıkış değerlerinin hangi aralıklarda hangi değerleri alabileceği belirlenebilmektedir. Bu olanaktan hareketle tek bir kontrol değeri; giriş değerlerinin belli aralığındaki sürekli kontrol değerine karşılık gelecek şekilde kurallar oluşturulmuştur. Hata (e) ve hata değişimi (de) girişlerinin alabileceği aralıklar aşağıdaki gibidir.

$$-1 \leq e < -0.6 \quad e \Rightarrow NS$$

$$-0.6 \leq e < -0.2 \quad e \Rightarrow N$$

$$-0.2 \leq e \leq 0.2 \quad e \Rightarrow Z$$

$$0.2 \leq e < 0.6 \quad e \Rightarrow P$$

$$0.6 \leq e \leq 1 \quad e \Rightarrow PS$$

$$-0.5 \leq de < -0.2 \quad de \Rightarrow NS$$

$$-0.2 \leq de < -0.1 \quad de \Rightarrow N$$

$$-0.1 \leq de \leq 0.1 \quad de \Rightarrow Z$$

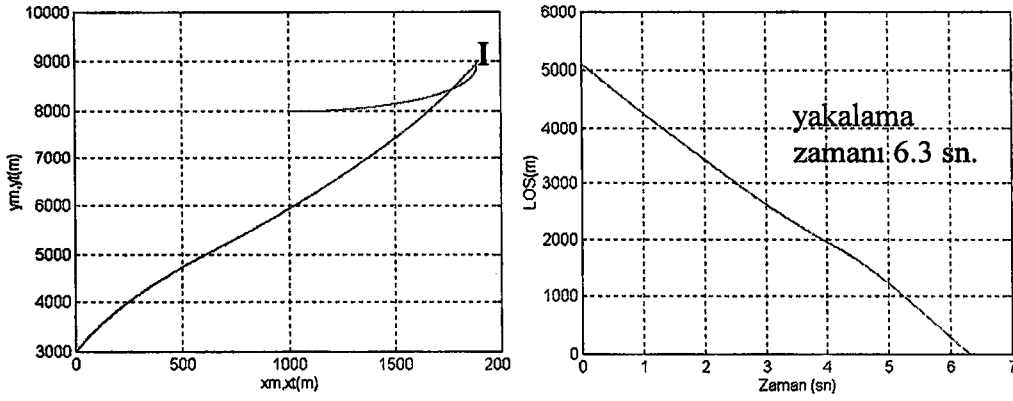
$$0.1 \leq de < 0.3 \quad de \Rightarrow P$$

$$0.3 \leq de \leq 0.5 \quad de \Rightarrow PS$$

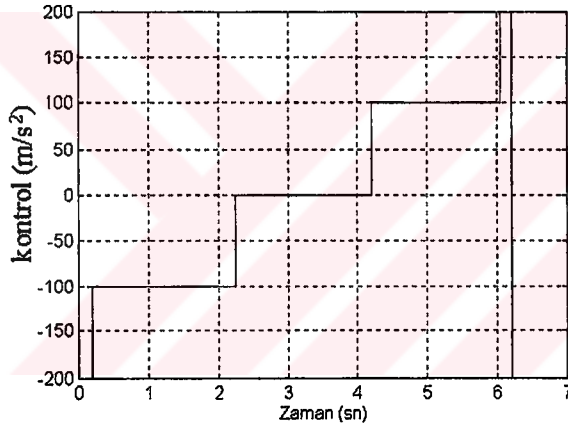
Tablo 7.1. Basit Model İçin Kural Tablosu

		e				
		NS	N	Z	P	PS
Kontrol(m/sn²)						
de	NS	200	200	100	100	0
	N	200	100	100	0	0
	Z	0	0	0	0	-100
	P	100	0	-100	-100	-200
	PS	0	-100	-100	-200	-200

Tablo 7.1 kullanılarak elde edilen kural temelli algoritma, bulanık kontrol organının yerine kullanılarak Şekil 7.4. ve 7.5 deki sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 7.4. Kural Temelli Kontrol Davranışları

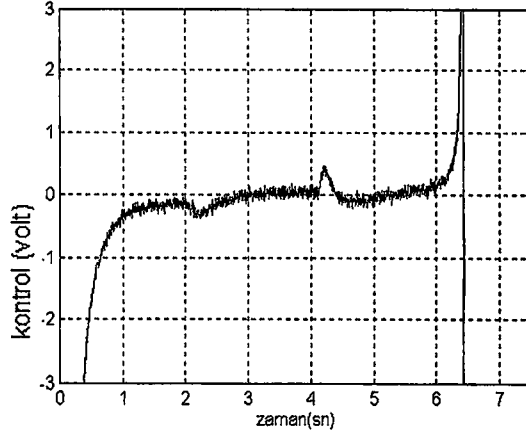


Şekil 7.5. Kontrol Davranışı

Şekil 7.4 incelendiğinde; kural temelli kontrol uygulamasıyla bulanık kontrol uygulamasından daha kısa bir süre olan 6 sn de hedefin yakalandığı görülmektedir. Bu sonuca göre, basit modelde öngörmeli bulanık kontrolden yola çıkarak elde edilen kuralların oluşturduğu süresiz kontrollerle yakalamanın gerçekleştiği anlaşılmaktadır. Bu sonuç kural temelli kontrolün basitleştirilmiş füze modelinde kullanılabileceğini göstermektedir.

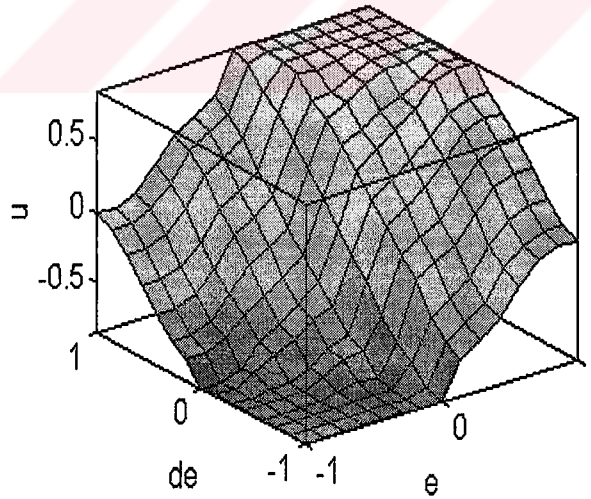
7.3. Gerçek Füze Dinamik Modeli İçin Uygulama

Öngörmeli bulanık kontrol uygulamasıyla füze dinamik modeli için elde edilen kontrol davranışı Şekil 7.6. da gösterilmiştir.



Şekil 7.6. Öngörmeli Bulanık Kontrol Davranışı

Füze dinamik modelinde bulanık kontrol organının giriş ve çıkış değerlerinin yüzeysel dağılımı Şekil 7.7 de gösterilmektedir.



Şekil 7.7. Giriş ve Çıkış Değerlerinin Yüzeysel Dağılımı

Hata (e) ve hata değişimi (de) girişlerinin alabileceği aralıklar grafiklerden aşağıdaki gibi belirlenmiştir.

$$-1 \leq e < -0.6 \quad e \Rightarrow NS$$

$$-0.6 \leq e < -0.2 \quad e \Rightarrow N$$

$$-0.2 \leq e \leq 0.2 \quad e \Rightarrow Z$$

$$0.2 \leq e < 0.6 \quad e \Rightarrow P$$

$$0.6 \leq e \leq 1 \quad e \Rightarrow PS$$

$$-0.18 \leq de < -0.08 \quad de \Rightarrow NS$$

$$-0.08 \leq de < 0.08 \quad de \Rightarrow N$$

$$0.08 \leq de \leq 0.04 \quad de \Rightarrow Z$$

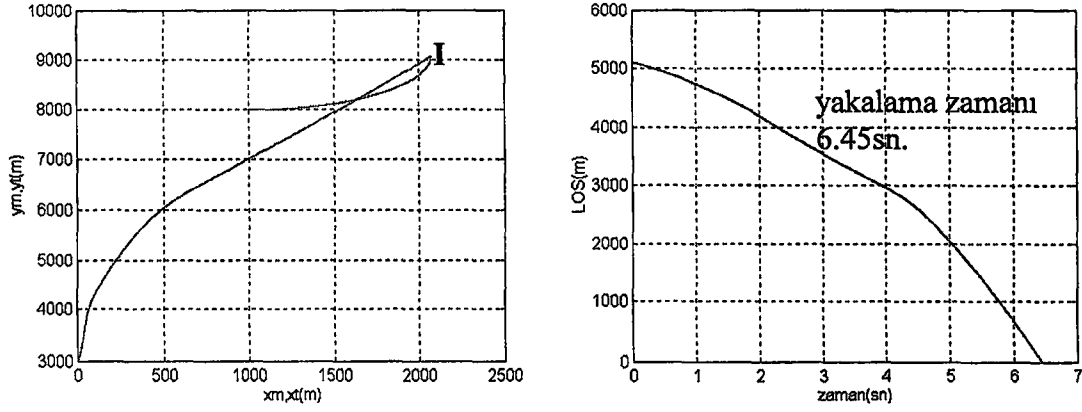
$$0.04 \leq de < 0.03 \quad de \Rightarrow P$$

$$0.03 \leq de \leq 0.18 \quad de \Rightarrow PS$$

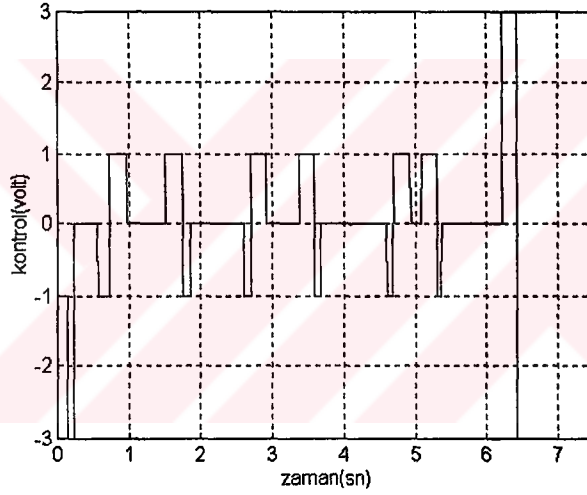
Tablo 7.2. Dinamik Model İçin Kural Tablosu

Kontrol(volt)		e				
		NS	N	Z	P	PS
de	NS	3	3	1	1	0
	N	3	1	1	0	0
	Z	0	0	0	0	-1
	P	1	0	-1	-1	-3
	PS	0	-1	-1	-3	-3

Tablo 7.2.den yararlanarak oluşturulan kural temelli kontrol algoritmasıyla alınan sonuçlar Şekil 7.8. ve 7.9 daki diyagramlarda görülmektedir. Şekil 7.9 daki üç düzeyli kontrol algoritmasıyla yakalamanın 6.45 sn. de gerçekleştiği görülmektedir. Bu süre, öngörmeli bulanık kontrollla elde edilen ve Şekil 6.4 de gösterilen 6.44 sn. lik yakalama zamanına oldukça yakındır. Bu sonuç doğrultusunda, kural temelli denetleyicinin füze dinamik modelinde de kullanılabilirliği ortaya çıkmaktadır.



Şekil 7.8. Yakalama Geometrisi ve LOS Davranışı



Şekil 7.9. Kontrol Davranışı

7.4. Sonuçların Değerlendirilmesi

Bu bölümde incelenen Kural Temelli Algoritma, tez kapsamında ayrıntılı olarak irdelenen Bulanık Kontrol uygulamalarından esinlenerek ortaya çıkarılmış özgün bir uygulamadır. Bu yöntem oluşturulurken çıkış noktası olarak ele alınan sonuçlar, Öngörmeli Bulanık Kontrol karakteristiği ile bu kontrol organının giriş ve çıkış değerlerinin yüzeysel dağılımı olmuştur. Her iki diyagram, kontrol büyüklüğünün ve hata değerlerinin davranış sınırlarını belirlemek açısından birbirini tamamlamaktadır.

Hata, hata deęiřimi ve kontrol deęerlerinin daęılımı, grafiklerde belirlenen aralıklar arasında kalmak kořuluyla sistemden en iyi sonucu alana kadar deęiřtirilerek basit fűze modeli için Tablo 7.1. de, Fűze Dinamik modeli içinse Tablo 7.2. de verilen kurallar oluřturulmuřtur. Bu alıřma sonucu elde edilen kural temelli algoritma, benzetim programı içine bir kontrol modűlű olarak bulanık kontrol organı devreden çıkartılarak yerleřtirilmiřtir. Bu iřlemi gerçekleřtirmekteki amaç, bűlűműn giriřinde de deęinildięi gibi, gerçek sistemler űzerinde yapılacak uygulamalarda bulanık kontrolun yapısında bulunan mikroiřlemcileri devreden çıkartarak, daha basit ve dűřűk maliyetli bir kontrol sisteminin izleme-yakalama problemine özűm olup olamayacaęını arařtırmaktır.

Kural temelli kontrol, tezin genel yaklařımına uygun olarak űnce basit fűze daha sonra da fűze dinamik modeline uygulanmıřtır. Her iki modelden elde edilen sonuçlara bakıldıęında, ű kademeli basit bir sűreksiz kontrol yűntemiyle, dikkate alınacak bir zaman gecikmesi olmaksızın yakalama gerçekleřmektedir. Bu sonuç, űzellikle dűřűk maliyetli kontrol modűllerine gereksinim duyan izleme-yakalama sistemlerinde kural temelli algoritmanın kullanılabileceęini gűstermektedir. Ancak, bu basit kontrol yűnteminin sadece yakalama zamanı açısından analiz edildięini belirtmekte yarar bulunmaktadır. Bulanık kontrolun sonuçlarından tűretilmiř fakat gűrűltű etkisinin algoritma içinde yer almadıęı bir yaklařım sűz konusu olduęundan, bu etkinin sonuçları sistem davranıřı űzerinde gűzlenememektedir. Oysa, ilgili bűlűmde tanımlanan ve izleme yakalama sistemi űzerindeki bozucu karakteri bilinen gűrűltűnűn filtre edilme gereksinimi, bulanık kontrol kullanımının temel nedenini oluřtırmaktaydı. Bu bűlűmden elde edilen sonuçlar ise, her ne kadar zaman açısından dikkate deęer bir gecikme olmaksızın kural temelli yaklařımın uygulanabilirlięini gűsterse de, bulanık kontrol kullanımını gerekli kılan kořullar açısından bir yorumda bulunmak műmkűn olmamaktadır. Dolayısıyla, kural temelli kontrol uygulamalarında gűrűltű etkisine de algoritma içinde yer verilerek ne řekilde filtre edileceęinin irdelenmesi, gűdűm sistemlerinin kontrolu konusunda bundan sonra yapılacak çalıřmalar için űnemli bir ilgi alanı oluřtırmaktadır.

8. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tezde yapılan çalışmalar, giriş bölümünde belirtilen amaçlar doğrultusunda gerçekleştirilmiştir. Bu amaçlar, bulanık kontrolün izleme ve güdüm sistemi üzerindeki performansını incelemek, 'öngörmeli kuyruk izleme' nin geleneksel yöntemlere yapacağı katkılarının araştırılması ve bulanık kontrolden hareketle elde edilecek kural temelli algoritmanın güdüm sistemine uygulanması şeklinde özetlenebilir.

Üçüncü bölümde ayrıntılı olarak açıklanan izleme ve güdüm yöntemlerinin irdelenmesi sonucunda, sabit olmayan girişlere karşı sürekli izleme hatası saptanan geleneksel tarayıcı kuyruk izlemenin, bu negatif özelliği nedeniyle ancak kısa menzildeki manevrasız hedefleri yakalayabileceği fakat orta menzildeki manevralı hedeflere karşı başarılı olamayacağı belirtilmiş ve benzetim çalışmalarında da bir örnekle hedefi yakalayamadığı gösterilmiştir. Orta menzil uygulamalarındaki güdüm koşulları nedeniyle sisteme eklenmesi zorunlu hale gelen 'izleyici', içerdiği ikinci integratör etkisi nedeniyle söz konusu izleme hatasını sıfırladığı için manevralı hedeflere karşı izleyicili kuyruk izleme kullanılması gerekliliği vurgulanmıştır.

Güdüm yöntemleri açıklanırken geleneksel kuyruk izleme metodları yanında oransal seyir güdümü de değişik yorumlarıyla birlikte ayrıntılı olarak incelenmiş ve ilgili bölümde referans verilen bir çalışmada bu güdüm sisteminin, seyir sabitine bağlı olarak kararsız davranış gösterebileceğinin saptandığı belirtilmiştir. Bu tespit, tez çalışmasında önerilen özgün bir yöntem olan 'öngörmeli kuyruk izleme' nin çıkış noktasını oluşturmaktadır. Amacı, kararlı bir sistemde mümkün olan en hızlı yakalama zamanını gerçeklemek olan ve füzenin ölçülebilir parametrelerinden hedef davranışının tahmin edilmesine dayanan öngörmeli yaklaşım, tek bir parametreye bağlı esnek özelliği ile geleneksel güdüm yöntemlerine seçenek olarak sunulmuştur.

Bulanık kontrolün , izleme sistemi üzerinde hedeften kaynaklanarak oluşan ve güdüm sisteminin de performansını olumsuz etkileyen gürültüyü filtreleme etkisi bu tezin önde gelen araştırma konularından biri olmuştur. Bulanık PD denetleyici, hata ve hata değişiminin ölçülebildiği kuyruk izleme yöntemlerine uyarlanarak, güdüm kontrol sistemlerinde en çok kullanılan klasik PD denetleyiciyle performans karşılaştırması yapılmıştır. Bu uygulama önce izleme sistemi üzerinde gerçekleştirilmiş ve bulanık PD denetleyicinin gürültü etkisini büyük ölçüde giderdiği belirlenmiştir. Meydana gelen zaman gecikmesinin kabul edilebilir sınırlar içinde olması da izleme sisteminde bulanık kontrol kullanımını tercih edilebilir konuma getirmektedir, çünkü aynı filtre etkisini geleneksel PD denetleyiciyle elde etmek için oransal katsayıyı optimal değerinin oldukça altına düşürmek gerekmekte, bu da çok daha önemli zaman gecikmesine neden olmaktadır.

Oluşturulan güdüm kontrol algoritmaları, öncelikle füze dinamiğinin ve aerodinamik katsayıların dikkate alınmadığı basit bir noktasal kütle modeli üzerinde denenmiştir. Ancak, bu basit füze modeli oluşturulurken, gerçek modele yakınlığını sağlamak açısından itme etkisi sisteme ilave edilerek, güdüm kontrol yöntemlerinin, gerçek modelle benzerlik taşıyan fakat simüle edilmesi daha kolay bir model üzerinde sınanabilirliği ortaya konmuştur. Orta menzilde oluşturulan bir manevralı hedef uygulamasında sadece tarayıcının bulunduğu kuyruk izleme yöntemiyle güdüm, yapılan benzetim deneylerinden ilkidir. Elde edilen sonuçlar hedefin kaçırıldığını göstermiş, böylelikle bu yöntemin manevralı hedefler karşısında bazı koşullarda yetersiz olabilirliği deneysel olarak da gösterilmiştir. Füzeye izleyicinin eklenmesiyle söz konusu sürekli rejim hatasının ortadan kalktığı, hedefin yakalandığını gösteren sonuçlarla ortaya çıkmaktadır. Bu sonuçlarda ayrıca bulanık PD kontrolün geleneksel PD ye kıyasla yakalama zamanında hiçbir gecikmeye neden olmadan (6.2 sn.) gürültü etkisini büyük ölçüde giderdiğini görmek mümkündür. Öngörmeli kuyruk izleme uygulamalarında da bulanık kontrolün filtre etkisi net olarak görülmekte ve sağa kaçış senaryosunda hedef, gerek PD gerekse bulanık PD algoritmalarıyla 6 sn. de, izleyicili kuyruk izlemeden daha kısa bir sürede yakalanmaktadır. Oransal seyir yönteminde bu sürenin daha kısa olduğu belirlenmekle birlikte bu güdüm yönteminin daha önce vurgulanmış olan kararsızlık

sorunu dikkate alındığında, öngörmeli kuyruk izleme yönteminin, kararlı bir sistemde mümkün en kısa yakalama zamanını gerçekleştirebileceğini söylemek mümkündür.

Tez çalışmasında öngörülen bir diğer yeni uygulama güdüm sistemlerinde ikinci itme etkisinin uygulanması olmuştur. Bu etkiyi kullanmaktaki amaç, sisteme uygulandığında vurma başarısını artırabileceğini göstermektir. Hedefin sola doğru manevra yaptığı senaryoda, ikinci itme etkisi olmadan yakalamanın gerçekleşmediği başlangıç koşulları seçilerek benzetim deneyleri yapılmış ve söz konusu etki kullanıldığında hedefin öngörmeli kuyruk izleme ile 6.27 sn. de yakalandığı belirlenmiştir. Üstelik bu yakalama zamanı, füzeyi çarpma noktasına yönlendirdiği için daha hızlı bir yöntem olan oransal seyir güdümü ile, ikinci itme etkisi kullanılarak yapılan uygulamadan elde edilen yakalama zamanından (6.4 sn.) daha kısadır. Bu sonucu, öngörme özelliğinin hedef uzaklaştıkça daha etkin hale gelip sistem performansını artırdığı şeklinde yorumlamak mümkündür. Benzetim çalışmalarında ayrıca, öngörme zamanı kalan zamana göre benzetim programı süresince değiştirilerek öngörmeli kuyruk izlemenin ilgili bölümde ayrıntılı biçimde açıklanan esneklik özelliği sınanmıştır. Yapılan deney sonunda füzenin başlangıçtan belli bir ana kadar hızlı davranış elde etmek için hedefe oransal seyirle yönlendirilmesi sağlanmış, füze hedefe yaklaştığında ise kararlı davranışı sağlamak için kuyruk izleme yöntemine dönmüştür. Bu yaklaşım ile, bütün yöntemler arasında en kısa yakalama zamanının elde edilmesi, öngörmeli kuyruk izlemenin uyarılma özelliğinin arzulanan sonucu verdiğini göstermektedir.

Basit modele uygulanan güdüm senaryolarının daha sonra füze dinamiğinin ve bu dinamiğe etki eden aerodinamik katsayıların içinde bulunduğu gerçekçi bir füze modeline uygulanması tezin özgün yanlarından biri olmuştur. Bu modelde bulanık kontrolün gürültü üzerindeki etkisi kontrol davranışlarının yanı sıra ölçme elemanlarının dinamikleri üzerinde de incelenmiştir. Öngörmeli kuyruk izlemenin geleneksel ve bulanık PD yorumlarının dinamik füze modelinde denenmesi sonucunda da, bulanık PD denetleyicinin, basitleştirilmiş modeldeki sonuçlara benzer şekilde, yakalama zamanında herhangi bir gecikmeye neden olmaksızın gürültüyü önemli ölçüde sönümlediği görülmüştür. Gerçekçi bir model incelendiği

dikkate alındığında elde edilen bu bulgu, bulanık kontrolün güdüm sistemlerinde önemli bir seçenek oluşturabileceğini göstermektedir. Öngörmeli bulanık kuyruk izlemenin, hedefin sola manevra yaptığı senaryoda, yakalamayı bu modelde de oransal seyirden az da olsa daha kısa sürede gerçekleştirmesi, bu güdüm yönteminin öngörme özelliğinin hedef uzaklaştıkça etkinliğinin arttığı şeklinde daha önce yapılan yorumu desteklemektedir.

Tezde buraya kadar yapılan çalışmalar sonucunda, gerek izleyici gerekse güdüm kontrolunda gösterdiği başarılı performans nedeniyle, izleme yakalama sistemlerinin gürültü nedeniyle oluşan belirsiz koşullar altındaki denetimi için bulanık kontrol kullanımı önerilmektedir. Ayrıca, tezde önerilen öngörmeli kuyruk izlemenin geleneksel güdüm yöntemlerine göre içerdiği uyarılama özelliği deneysel benzetim sonuçlarıyla da belirlenmiştir. Bu nedenle, bu güdüm yönteminin bulanık denetleyiciyle birlikte kullanımı bu alanda önemli bir seçenek oluşturacaktır. Benzetim çalışmalarındaki diğer bir özgün uygulama, hedefin sola kaçış senaryolarında ilk etkinin sona erdiği anda füzeye ikinci itme etkisi vererek hedefin kaçırılma olasılığını ortadan kaldırmak ve daha kısa sürede yakalanmasını sağlamak olmuştur.

Tezde önerilen kural temelli algoritma, bulanık kontrol uygulamalarından hareketle ortaya çıkarılmış özgün bir uygulamadır. Tezin genel yaklaşımı doğrultusunda önce basit modele daha sonra da gerçekçi füze dinamik modeline uygulanmış ve alınan sonuçlar incelendiğinde, üç kademeli basit bir süreksiz kontrol yöntemiyle, çok önemli bir zaman gecikmesi olmadan hedefin yakalandığı belirlenmiştir. Bu sonuç, genellikle basit kontrol modüllerine gereksinme duyan güdüm sistemlerinde kural temelli algoritmanın kullanılabileceğini göstermektedir. Ancak söz konusu yöntem, bulanık kontrol sonuçlarından türetilmiş olmakla birlikte, gürültü etkisinin algoritma içinde doğrudan yer almadığı dilsel bir yaklaşım içerdiğinden, bu etkinin sonuçları sistem davranışı üzerinde gözlenememekte, inceleme sadece yakalama zamanı açısından yapılmaktadır. Bu nedenle, konuyla ilgili bundan sonra yapılacak çalışmalarda kural temelli algoritmanın, gürültü etkisini de kapsayacak yönde geliştirilmesi ve bulanık denetleyici kullanımını gerekli kılan koşullar açısından da irdelenmesi önerilmiştir.

KAYNAKLAR

- [1] Microsoft Encarta Encyclopedia 1996
- [2] **Safgönül B.**, 1978. Sıvı Yakıcı -Yakıtlı Roket Motorları, İTÜ Mühendislik ve Mimarlık Fakültesi, Yayın No. 128
- [3] **Garnell P. , East D.J.**, 1977. Guided Weapon Control Systems, Royal Military College of Science, Shrivenham, Swindon, England,
- [4] **Mamdani E.H.**, 1974. Applications of Fuzzy Algorithms for Simple Dynamic Plant, Proc. IEE , Vol.12, 1585-1588
- [5] **Mamdani E.H. , Assilian S.**, 1975. An Experiment in Linguistic Synthesis with a Fuzzy Logic Controllers, Int. J. Man. Mach. Studies, Vol. 7, No. 1, 1-13
- [6] **Mamdani E.H.**, 1976. “Advances in the Linguistic Synthesis of Fuzzy Controllers” Int. J. Man.Mach. Studies, Int. J. Man. Mach. Studies, Vol.8, No.6, 669-678
- [7] **Yonekara M.**, 1968. Fuzzy Algorithm, Informat. Control Vol.12, 94-102
- [8] **Kalman R. E. , DeClaris N.**, 1971. Toward a theory of Fuzzy Systems, In Aspects of Network System Theory, Rinehart and Winston, 469-490
- [9] **Zadeh L.**, 1972. A Rational for Fuzzy Control, Trans. ASME, J. Dynam. Syst. Measur. Cont. Vol.94, 3-4
- [10] **Zadeh L.**, 1973. Outline of a New Approach to the Analysis Complex systems and Decision Processes, IEEE Trans. Sys. Man. Sybern., Vol. SMC-3, 28-44
- [11] **Lee C.C.**, 1990. Fuzzy Logic in Control in Control Systems: Fuzzy Logic Controller-Part I, IEEE Trans. On Syst. Man and Cybernetics, Vol.20, No.2, 405-418
- [12] **Lin C.L. , Chen Y.Y.**, 2000. Design of Fuzzy Logic Guidance Law Against High Speed Target, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.23, No.1, 17-25

- [13] **Montesinos M.A.F., Schram G. and Mulder J.A.**, 1999. Windshear Recovery Using Fuzzy Logic Guidance and Control, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 22, No.1, 178-180
- [14] **Geng Z.J. , McCullough C.L.**, 1997. Missile Control Using Fuzzy Cerebellar Model Arithmetic Computer Neural Networks, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol.20, No.3, 557-565
- [15] **Singh P. , Bailey W.H.**, 1997. Fuzzy Logic Applications to Multisensor-Multitarget Correlation, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol 33 No.3, 752-768
- [16] **Mishra S.K., Sarma I.G. and Swamy K.N.**, 1994. Performance Evaluation of Two Fuzzy Logic Based Homing Guidance Schemes, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 17, No.6., 1389-1391
- [17] **Kim B., Kim M.J. and Kwon W.H.**, 2000. Receding Horizon Guidance Laws with No Information on the Time-to-Go, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol.23. No.2, 193-199
- [18] **Best R.A., Norton J.P.**, 2000. Predictive Missile Guidance, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 23, No.3, 539-547
- [19] **Cho H. , Ryoo C.K.**, 1999. Implementation of Optimal Guidance Laws Using Predicted Missile Velocity Profiles, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 22, No.4, 579-587
- [20] **Zhou, Mu and Xu**, 1999. Adaptive Sliding Mode Guidance of a Homing Missile, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 22, No.4, 589-594
- [21] **Gitizadeh R., Yaesh I.**, 1999. Discrete Time Optimal Guidance, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 22, No. 1, 171-174
- [22] **Lee H., Tahk M.J.**, 1999. Generalized Input Estimation Technique for Tracking Maneuvering Targets, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol. 35, No.4, 1388-1401
- [23] **Song E.J., Tahk M.J.**, 1998. Real Time Midcourse Guidance with Intercept Point Prediction, *Control Engineering Practice*, Vol.6, 957-967
- [24] **Asher B., Yaesh I.**, 1997. Optimal Guidance with Reduced Sensitivity to Time-to-Go Estimation Errors, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol 20, No.1, 158-163
- [25] **Zhu J.J., Mickle M.C.**, 1997. Missile Autopilot Design Using a New Lineer Time-Varying Control Technique, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol.20, No.1, 150-157

- [26] **William, Fiedland and Madiwale**, 1987. Modern Control Theory for Design of Autopilots for Bank-to-Turn Missiles, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 10, No.4, 1987, 378-385
- [27] **Fu, Chang, Yang and Kuo**, 1997. Adaptive Robust Bank-to-Turn Missile Autopilot Design Using Neural Networks, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 20, No.2, 346-354
- [28] **Kim M.J., Kwon W.H., Kim Y.H., and Song C.**, 1997. Autopilot Design for BTT Missiles Using Receding Horizon Predictive Control Scheme, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.20, No.6, 1248-1254
- [29] **Gitizadeh R., Yaesh I., and Asher B.**, 1998, Discrete Time Optimal Guidance, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 22, No.1, 171-174
- [30] **Yang S.M.**, 1996. Analysis of Optimal Midcourse Guidance, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol.32, No.1
- [31] **Song T.L., Um T.Y.**, 1996. Practical Guidance for Homing Missiles with Bearings Only Measurements, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol. 32, No.1, 434-442
- [32] **Kumar R.R., Seywald H. and Cliff E.M.**, 1995. Near-Optimal Three Dimensional Air-to-Air Missile Guidance Against Maneuvering Target, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.18, No.3, 457- 464
- [33] **Hough M.E.**, 1995. Optimal Guidance and Nonlinear Estimation for Interception of Accelerating Targets, Vol.18, Journal of Guidance Control and Dynamics, No.5, 959-968
- [34] **Idan M.I., Golan O.M. and Guelman M.**, 1995. Optimal Planar Interception with Terminal Constraints , Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 18, No.5, 1273-1279
- [35] **Yang C.D., Yang C.C.**, 1997. Optimal PPNG for Maneuvering Targets , IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol.33, No.3, 949-957
- [36] **Wu W.R., Cheng P.P.**, 1994. A Nonlinear IMM Algorithm for Maneuvering Target Tracking, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol. 30, No.3, 875-886
- [37] **Delisle G.Y., Wu H.**, 1994. Moving Target Imaging and Trajectory Computation Using ISAR, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol.30, No.3, 887-899
- [38] **Hull D.G., Radke J.J. and Mack R.E.**, 1991. Time to Go Prediction for Homing Missiles Based on Minimum Time Intercepts, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.14, No.5, 865-871

- [39] **Lee G.K.F.**, 1985. Estimation of the Time to Go Parameter for Air-to-Air Missiles, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol.8, No.2, 262-266
- [40] **Kim Y.S., Cho H.S. and Bien Z.**, 1985. A New Guidance Law for Homing Missiles, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 8, No.3, 402-404
- [41] **Duflos E., Penel P. and Van Heeghe P.**, 1999. 3D Guidance Law Modeling, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol. 35, No.1, 72-83
- [42] **Ha J.H.**, 1999. Capturability of the 3D PPNG Law, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol. 35, No.2, 491-502
- [43] **Chiou L., Kuo C.**, 1998. Geometric Approach to 3D Missile Guidance Problem, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol.21, No.2, 335-341
- [44] **Takehira T., Vinh N.X. and Kabamba P.T.**, 1998. Analytical Solution of Missile Terminal Guidance, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 21, No.2, 342-348
- [45] **Yang C.C., Yang C.D.**, 1996. Analytical Solution of 3D Realistic True Proportional Navigation, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 19, No.3, 342-348
- [46] **Babu K.R., Sarma I.G. and Swamy K.N.**, 1994. Switched Bias Proportional Navigation for Homing Guidance Against Highly Maneuvering Targets, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 17, No.6, 1357-1362
- [47] **Bezick S., Rusnak I. and Gray W.S.**, 1995. Guidance of a Homing Missile via Nonlinear Geometric Control Methods, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 18, No.3, 441-448
- [48] **Kumar R.R., Seywald H. and Cliff E.M.**, 1995. Three Dimensional Air-to-Air Missile Trajectory Shaping, *Journal of Guidance, Control and Dynamics* Vol. 18, No.3, 449-456
- [49] **Ohlmeyer E.J.**, 1996. Root Mean Square Miss Distance of Proportional Navigation Missile Against Sinusoidal Target, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 19, No.3, 563-568
- [50] **Cottrell R.G., Vincent T.L. and Sadati S.H.**, 1996. Minimizing Interceptor Size Using Neural Network for Terminal Guidance Law Synthesis, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 19, No.3, 557-562
- [51] **Chakravarthy A., Ghose D.**, 1996. Capturability of Realistic GTPNG, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 32, No.1, 407-417

- [52] **Ghose D.**, 1994. The Proportional Navigation with Maneuvering Target, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 30, No.1, 229-237
- [53] **Baba Y., Yamaguchi M., and Howe R.M.**, 1993. Generalized Guidance Law for Collision Courses, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 16, No.3, 511-516
- [54] **Yuan P.J., Chern J.S.**, 1992. Analytical Study of Biased Proportional Navigation, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol. 15, No.1, 185-190
- [55] **Yuan P.J., Chern J.S.**, 1992. Ideal Proportional Navigation, Journal of Guidance Control and Dynamics, No.5, 1161-1165
- [56] **Shukla U.S., Mahapatra P.R.**, 1990. The Proportional Navigation Dilemma - Pure or True?, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol. 26, No.2, 382-392
- [57] **Shukla U.S., Mahapatra P.R.**, 1989. Optimization of Biased Proportional Navigation, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol. AES-25, No.1,
- [58] **Alpert P.**, 1998. Miss Distance Analysis for Command Guided Missiles, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.11, No.6, 481-487
- [59] **Yang C.D., Yeh F.B. and Chen J.H.**, 1987. The Closed Form Solution of Generalized Proportional Navigation, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.10, No.2, 216-218
- [60] **Nesline F.W., Zarchan P.**, 1985. Line of Sight Reconstruction for Faster Homing Guidance, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.8, No.1, 3-8
- [61] **Schumacher C., Khargonekar P.P.**, 1998. Stability Analysis of a Missile Control System with a Dynamic Inversion Controller, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.21, 508-514
- [62] **Guelman M.**, 1990. The Stability of Proportional Navigation Systems, AIAA Paper, Control and Dynamics, Vol. 21, 85-90
- [63] **Gurfil P., Joderkovsky M. and Guelman M.**, 1998. Finite Time Stability Approach to PNG Systems, Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol 6, 853-861
- [64] **Yang S.M., Huang N.H.**, 1996. Application of H^∞ Control to Pitch Autopilot of Missiles, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol.32, 426-433
- [65] **Raw D.Y., Tahk M.J. and Cho H.**, 1996. Short-Time Stability of PNG, IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems, Vol. 32, 1107-1114

- [66] **Lin C.F., Cloutier J.R. and Evers J.H.**, 1995. High Performance Robust Bank to Turn Missile Autopilot Design, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 6, 853-861
- [67] **Song S.H., Ha I.J.**, 1994. A Lyapunov-Like Approach of PPNG, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol. 30, 238-247
- [68] **Bierley S.D., Longchamp R.**, 1990. Application of Sliding Mode Control to Air to Air Interception Problem, *IEEE Trans. Aerospace and Elc. Systems*, Vol. 26, 306-325
- [69] **Lin C.F., Lee S.P.**, 1985. High Performance Robust Bank to Turn Missile Autopilot Design, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 8, 498-507
- [70] **Acar Ş.U., Özgören K.**, 1996. Hedef İzleyici GÜdüm Kuralları İle Yörünge Takibi, *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK' 96*, 281-288
- [71] **Passino K.M., Yurkovich S.**, 1998. *Fuzzy Control*, Addison Wesley Longman, Inc., California
- [72] **Filev D.P., Yager R.R.**, 1994. On the Analysis of Fuzzy Logic Controller, *Fuzzy Sets and Systems*, Vol. 68, No.1, 40-66
- [73] **Huy H.L., Hamdi M.**, 1993. Control of a Direct-Drive DC Motor by Fuzzy Logic, *IEEE Industry Applications Society*, Vol. 6, 732-738

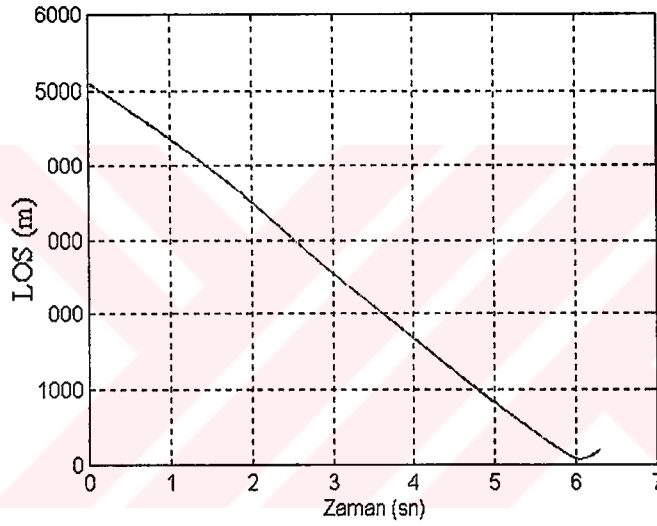
EK A

Basit Model İçin Benzetim Programı Sonuçları

Tarayıcı (Seeker) İle Kuyruk İzleme

Başlangıç Koşulları:

$$\begin{aligned} V_{m(0)} &= 540m/sn & V_{T(0)} &= 270m/sn & X_{m(0)} &= 0 \\ Y_{m(0)} &= 3000 & X_{T(0)} &= 1000m & Y_{T(0)} &= 8000m \end{aligned}$$



Şekil A.1. LOS Davranışı

İzleyici (Tracker) İle Kuyruk İzleme

Başlangıç koşulları:

$$\begin{aligned} V_{m(0)} &= 540m/sn & V_{T(0)} &= 270m/sn & X_{m(0)} &= 0 \\ Y_{m(0)} &= 3000 & X_{T(0)} &= 1000m & Y_{T(0)} &= 8000m \end{aligned}$$

PD Kontrol

$$\text{Kontrol Katsayıları : } K_p = 202 \quad K_v = 10$$

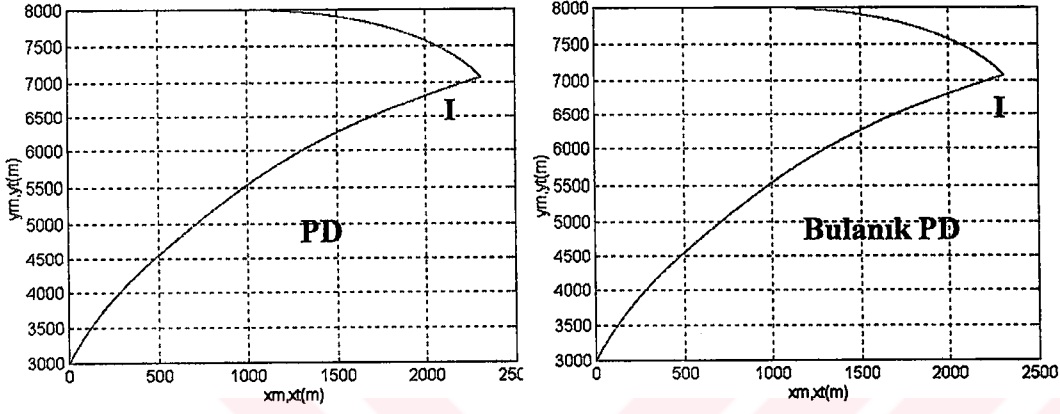
Bulanık PD Kontrol

Ölçeklendirme Kazançları:

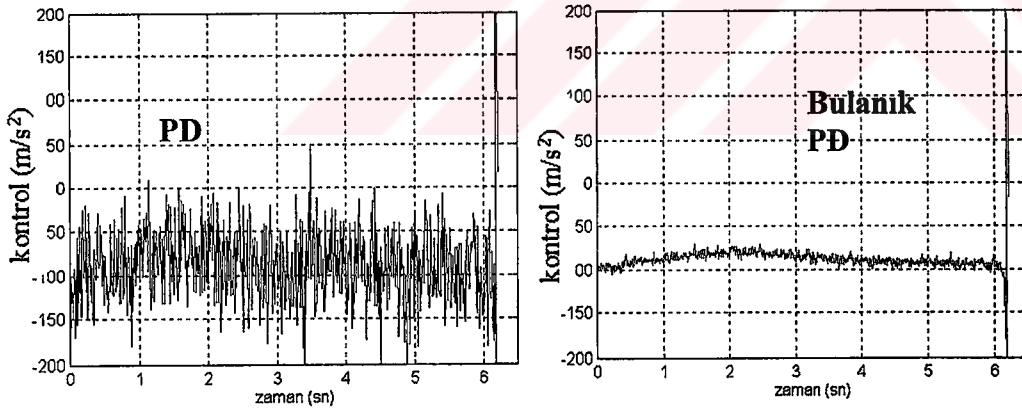
$$Su = 0.000285 \quad S\varepsilon_T = 0.2 \quad S\dot{\varepsilon}_T = 0.02$$

Kaçış Parametreleri (Hedef Kaçışı Sağa Doğru)

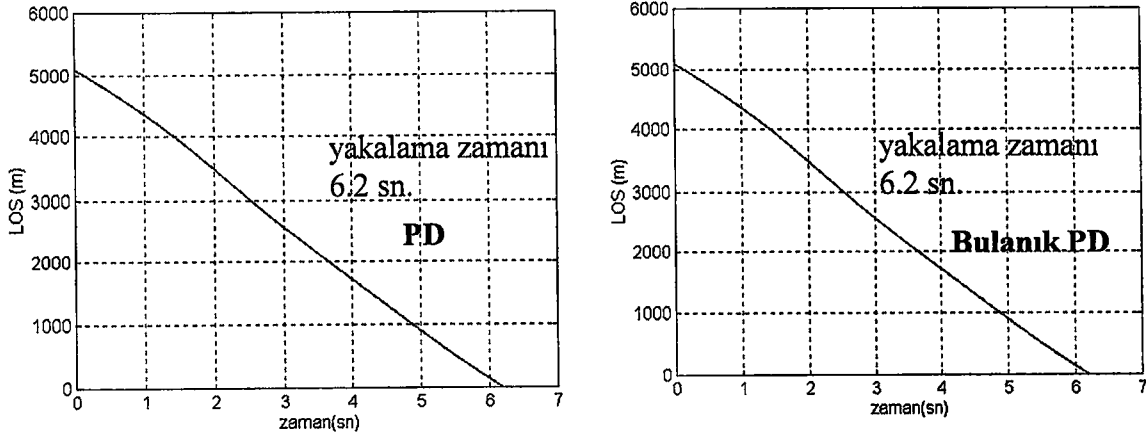
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m/sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



Şekil A.2. Yakalama Yörüngeleri



Şekil A.3. Kontrol Davranışları



Şekil A.4. LOS Davranışları

Oransal Seyir (Proportional Navigation Guidance)

Başlangıç koşulları:

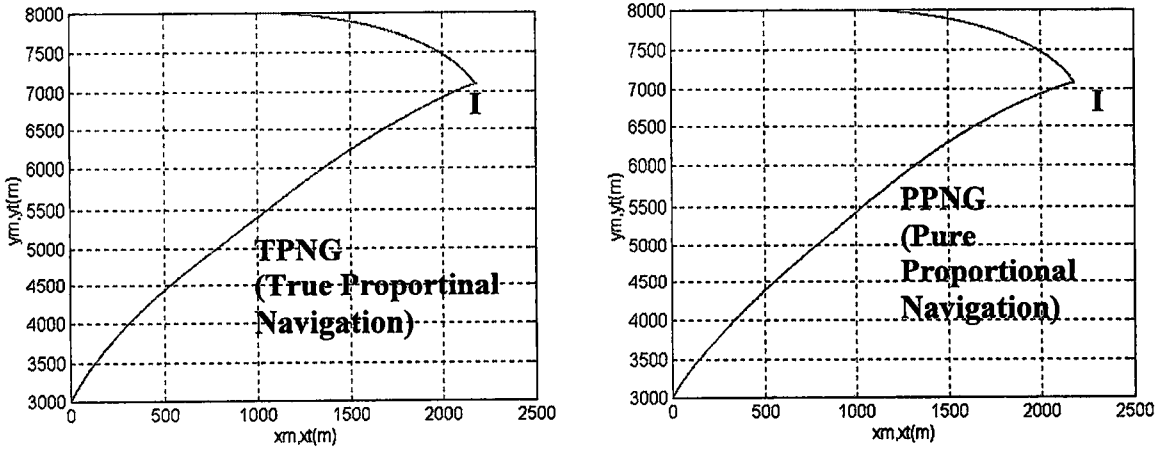
$$V_{m(0)} = 540m/sn \quad V_{T(0)} = 270m/sn \quad X_{m(0)} = 0$$

$$Y_{m(0)} = 3000 \quad X_{T(0)} = 1000m \quad Y_{T(0)} = 8000m$$

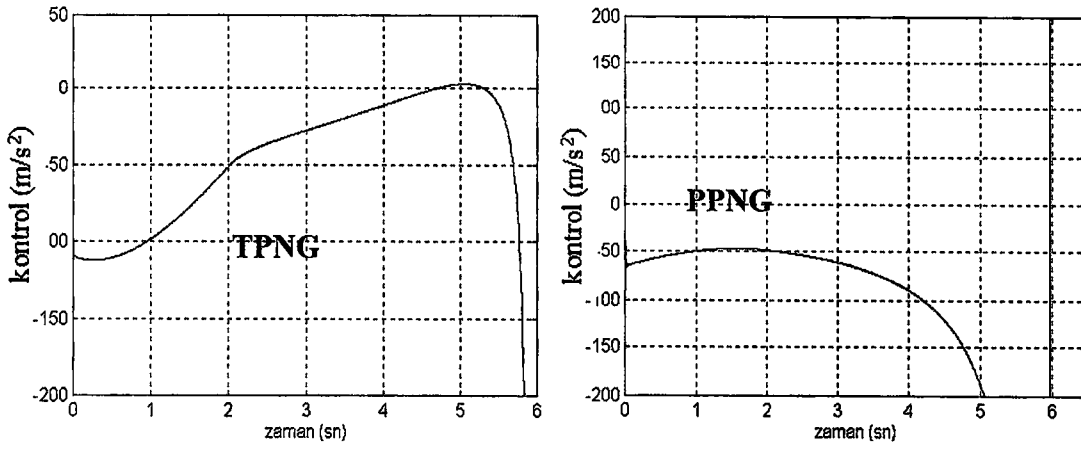
Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Kaçış Parametreleri

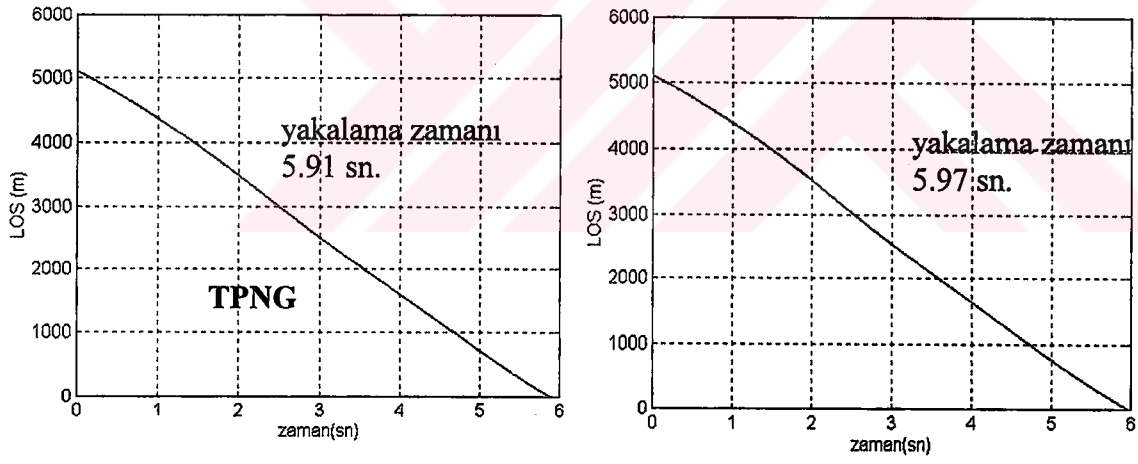
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m/sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



Şekil A.5. Yakalama Yörüngeleri



Şekil A.6. Kontrol Davranışları

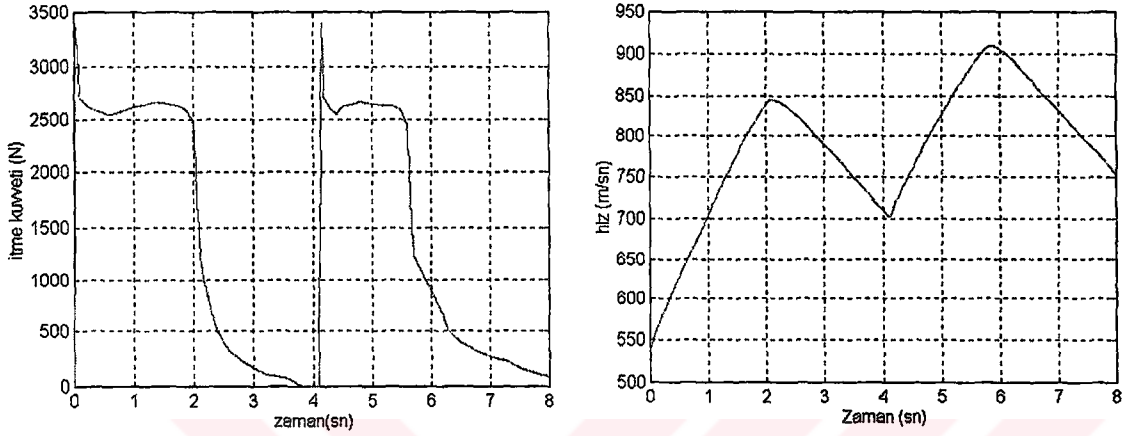


Şekil A.7. LOS Davranışları

Hedef Kaçışı Sola Doğru

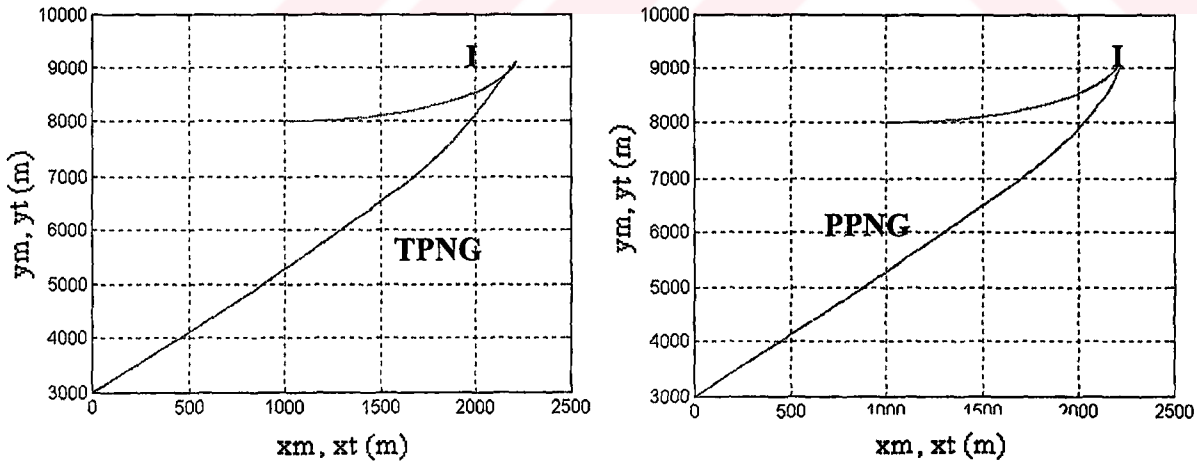
Kaçış Parametreleri

Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m/sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$

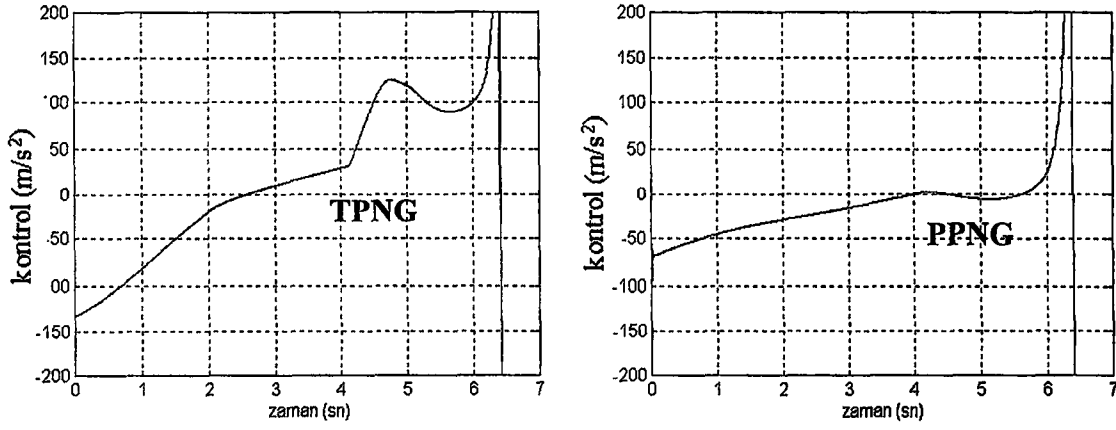


Şekil A.8. İkinci İtme Kuvveti Etkisi ve Hız Değişimi

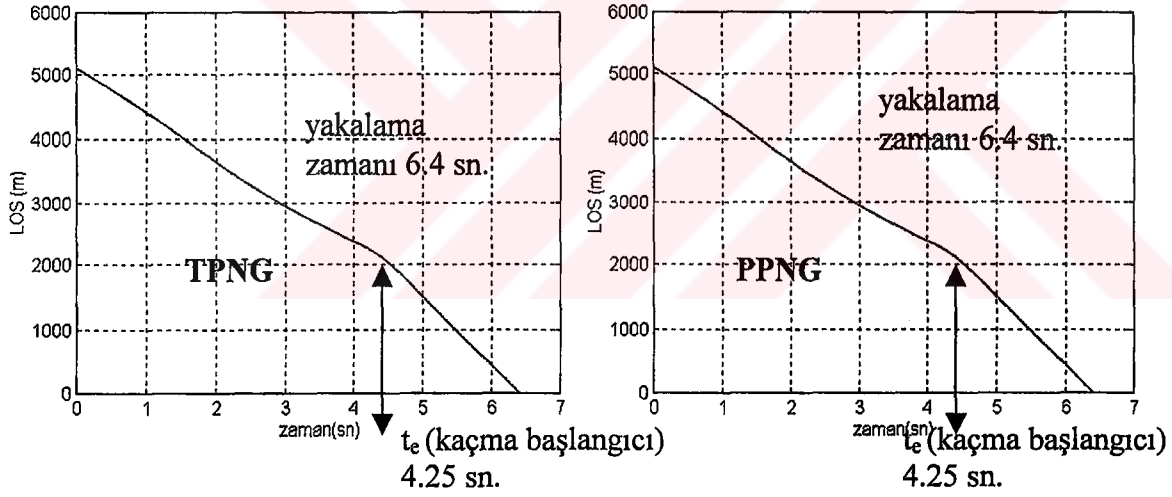
İkinci İtme Etkisinde Alınan Sonuçlar



Şekil A.9. Yakalama Yörüngeleri



Şekil A.10. Kontrol Davranışları



Şekil A.11. LOS Davranışları

Öngörmeli Kuyruk İzleme

Başlangıç koşulları:

$$V_{m(0)} = 540 \text{ m/sn} \quad V_{T(0)} = 270 \text{ m/sn} \quad X_{m(0)} = 0$$

$$Y_{m(0)} = 3000 \quad X_{T(0)} = 1000 \text{ m} \quad Y_{T(0)} = 8000 \text{ m}$$

PD Kontrol

$$\text{Kontrol Katsayıları : } K_p = 1500 \quad K_v = 50$$

Bulanık PD Kontrol

Ölçeklendirme Kazançları :

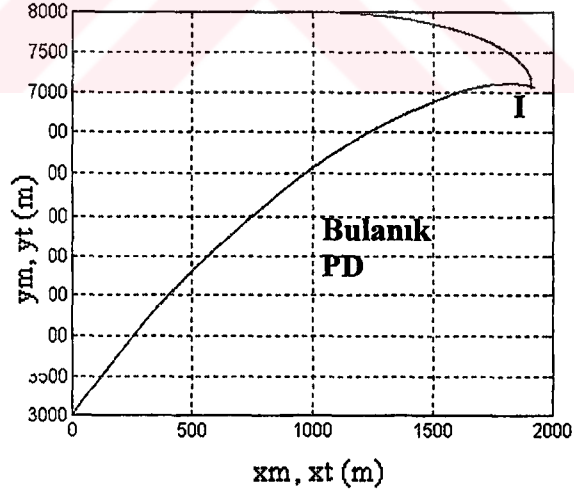
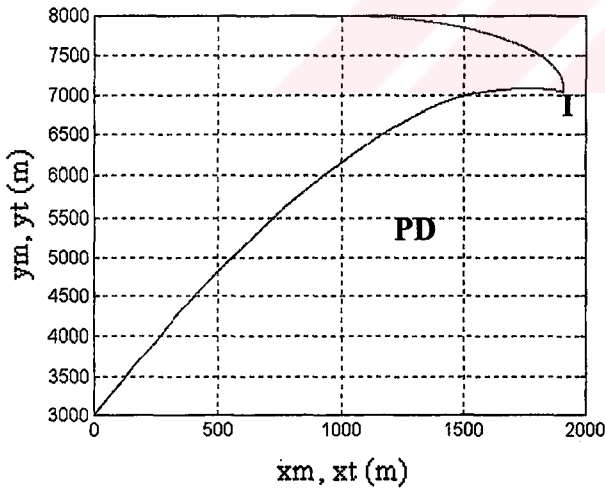
$$S_u = 0.005 \quad S_{\varepsilon_p} = 0.1 \quad S_{\dot{\varepsilon}_p} = 0.01$$

$$t_p = ttg / 2 \quad (\text{öngörme zamanı})$$

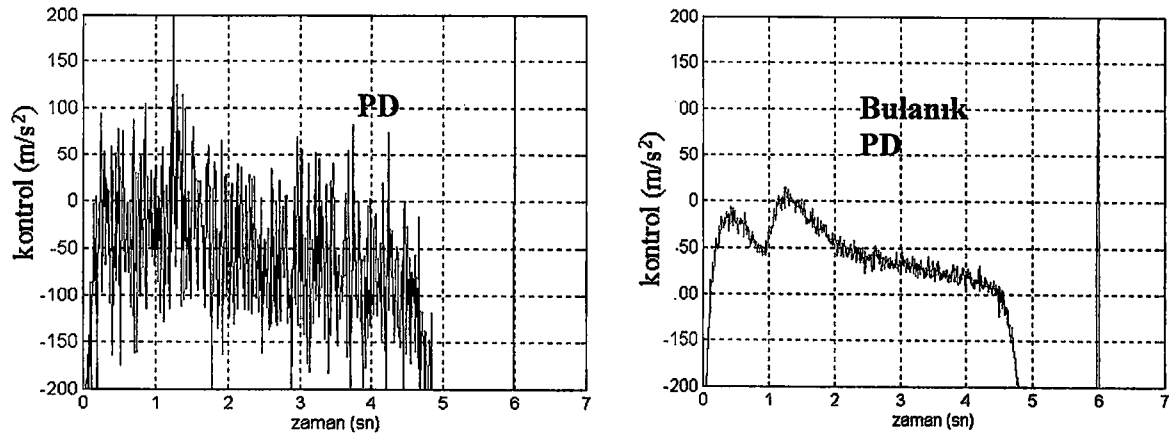
Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Kaçış Parametreleri

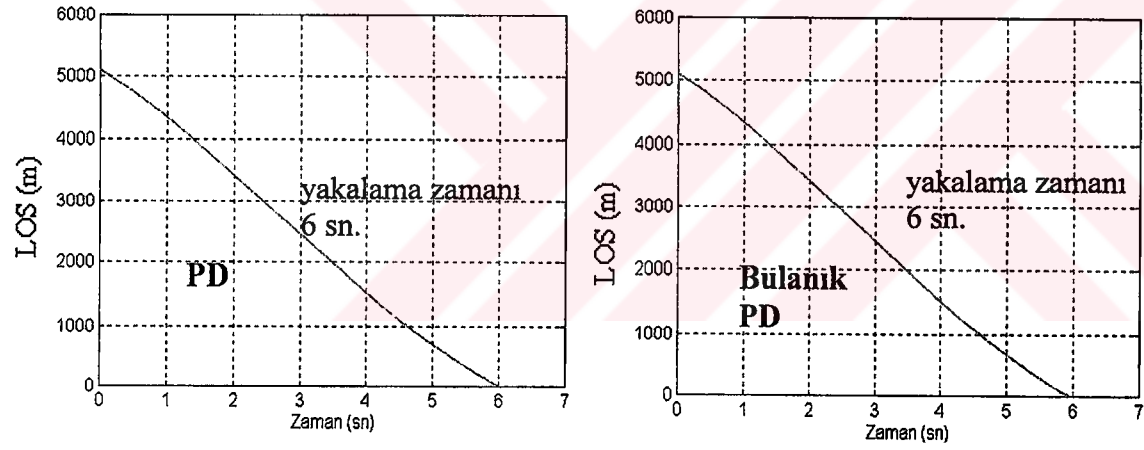
$$\text{Hedef Hızı } V_T = 0.8M, \text{ Hedef İvmesi } a_T = 60 \text{ m/sn}^2, \beta(0) = 0^\circ$$



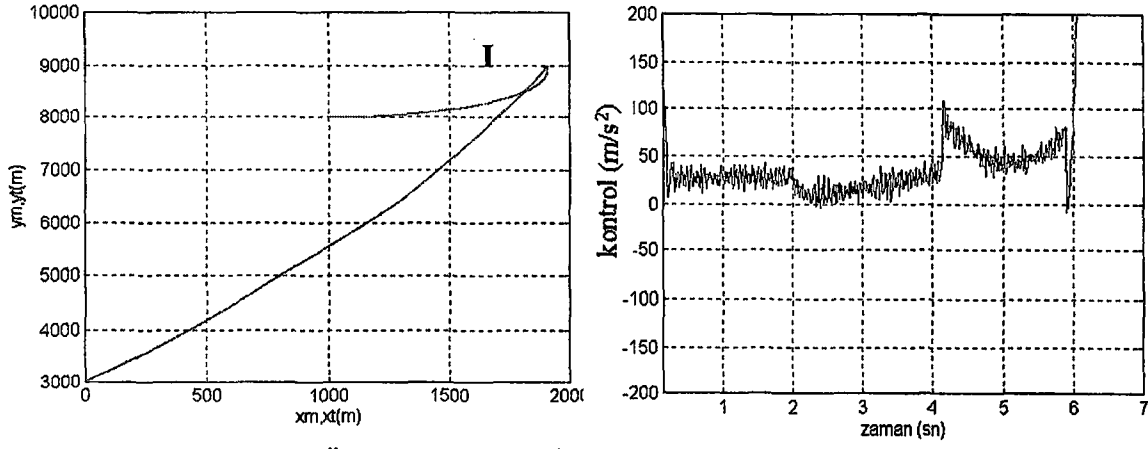
Şekil A.12. Öngörmeli Kuyruk İzleme Yakalama Yörüngeleri



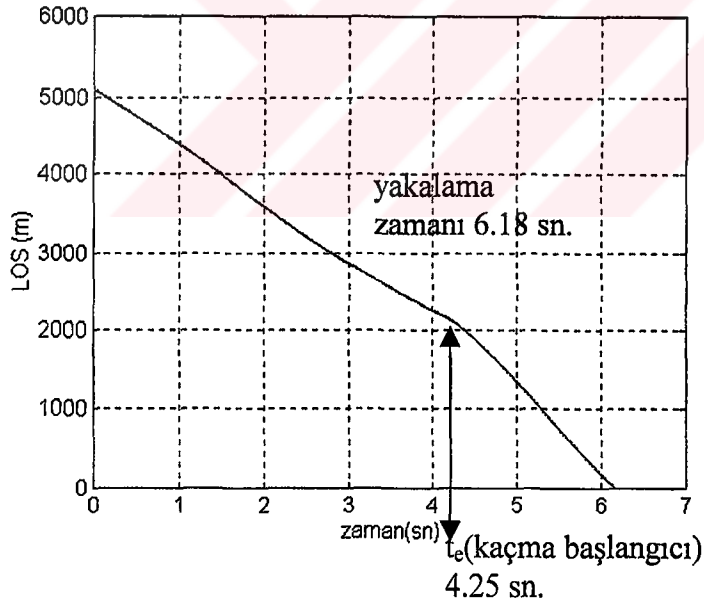
Şekil A.13. Kontrol Davranışları



Şekil. A.14. LOS Davranışları



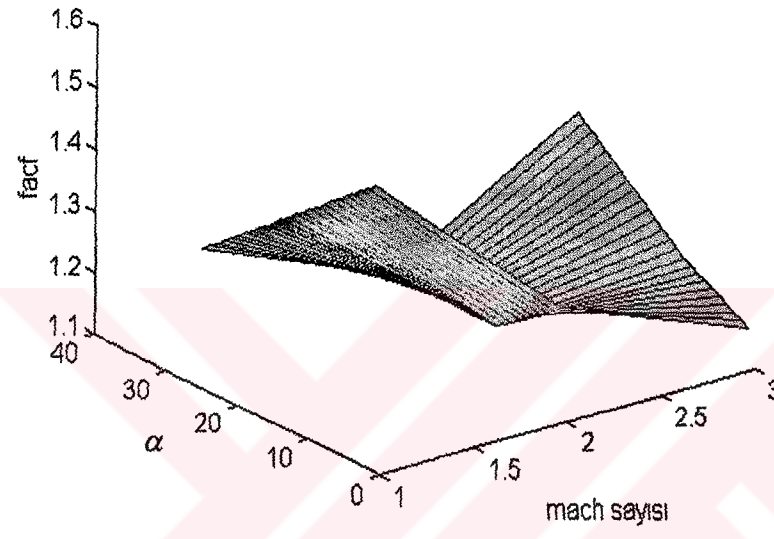
Şekil A.15. Değişken Öngörme Zamanı İçin Yakalama Yörüngesi ve Kontrol Davranışı



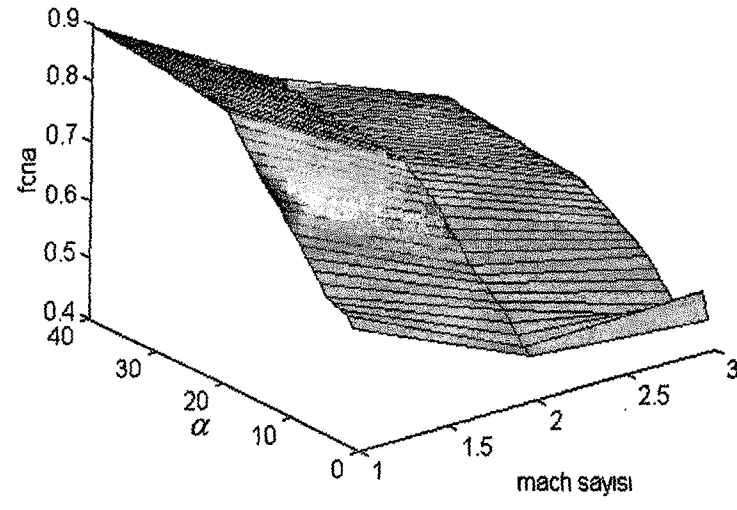
Şekil A.16. Değişken Öngörme Zamanı İçin LOS Davranışı

EK B

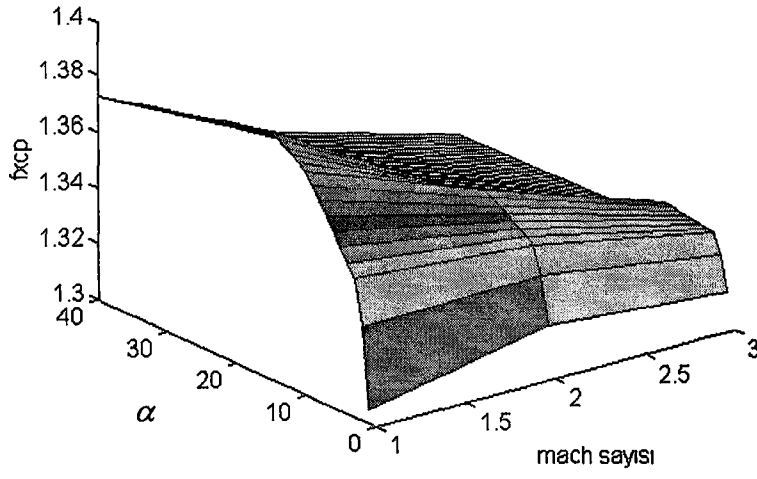
Tablolanmış Katsayıların Grafikleri



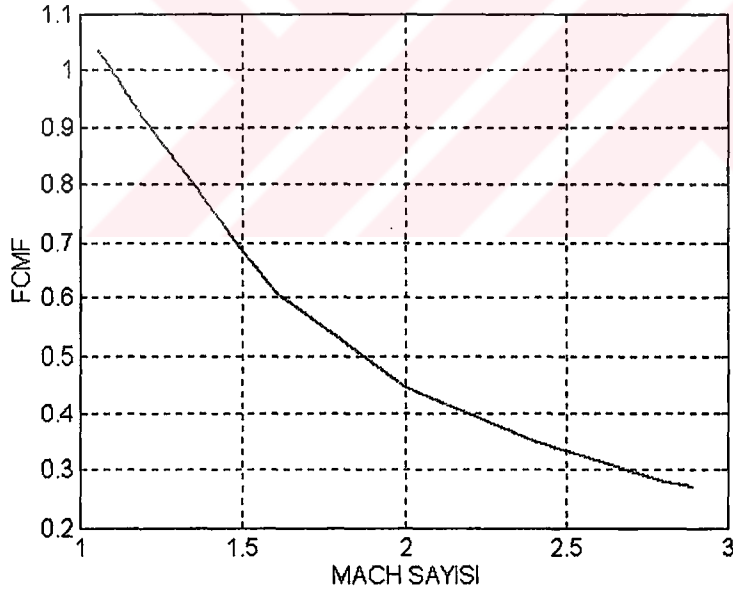
Şekil B.1. FACF Katsayısının Değişimi



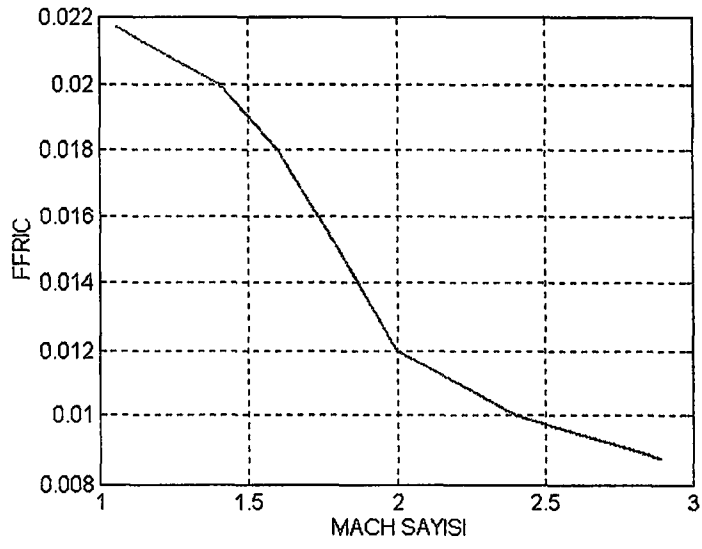
Şekil B.2. FCNA Katsayısının Değişimi



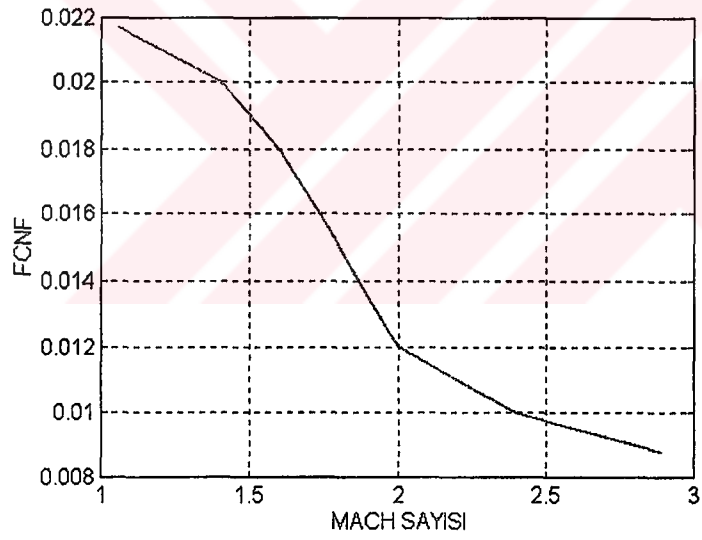
Şekil B.3. FXCP Katsayısının Değişimi



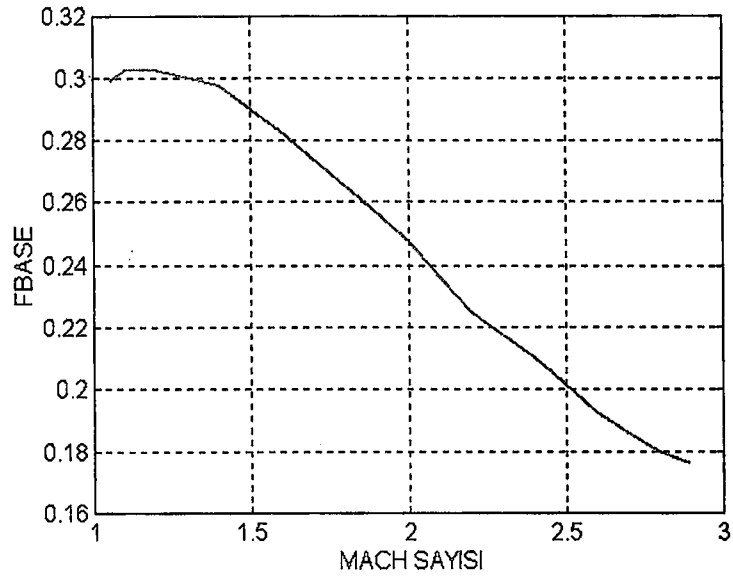
Şekil B.4. FCMF Katsayısının Değişimi



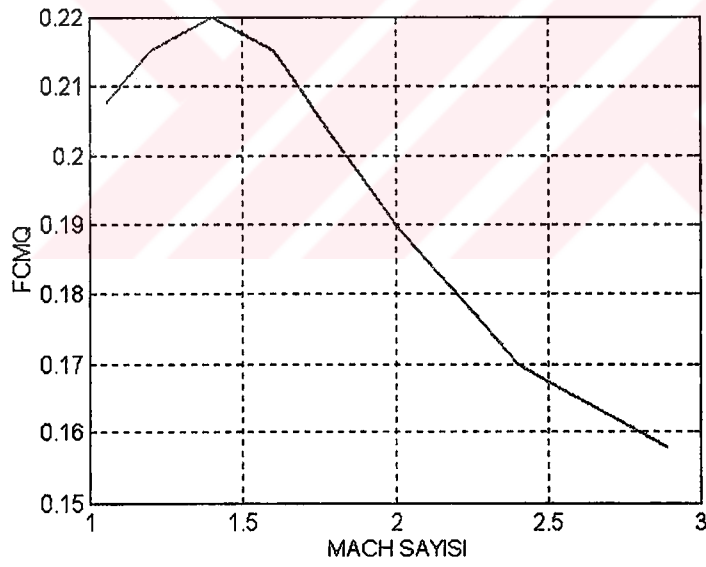
Şekil B.5. FFRIC Katsayısının Değişimi



Şekil B.6. FCNF Katsayısının Değişimi



Şekil B.7. FCMQ Katsayısının Değişimi



Şekil B.8. FBASE Katsayısının Değişimi

EK C

Gerçek Model Benzetim Sonuçları

PD Etkili İzleyicili Kuyruk İzleme

Kontrol katsayıları : $K_p = 20$ $K_v = 3$

Başlangıç Şartları

$$V_{m(0)} = 1.1 M \quad V_{T(0)} = 0.8 M \quad X_{m(0)} = 0 \quad Y_{m(0)} = 3 km \quad X_{T(0)} = 1 km \quad Y_{T(0)} = 8 km$$

Bulanık PD Etkili İzleyicili Kuyruk İzleme (Başlangıç Şartları Aynı)

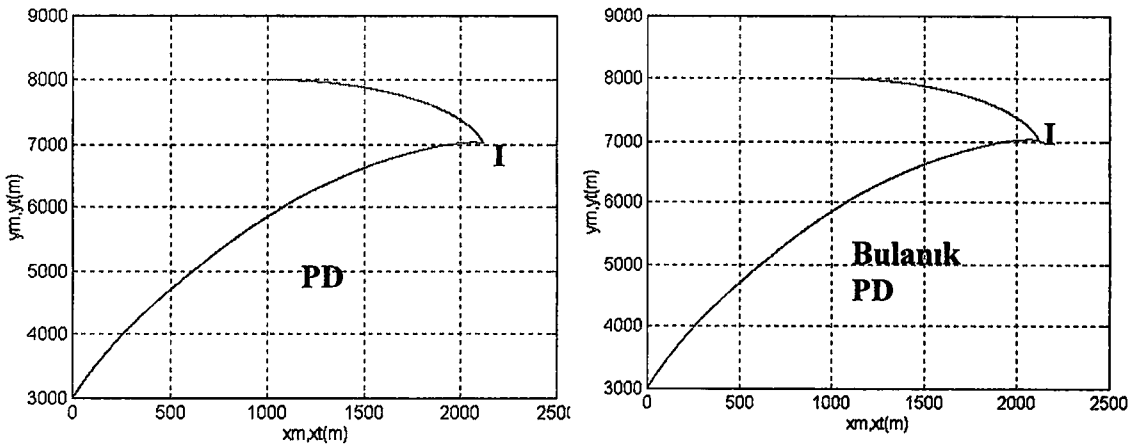
Ölçeklendirme Kazançları

$$Su = 0.00025 \quad Se = 0.1 \quad Sde = 0.01$$

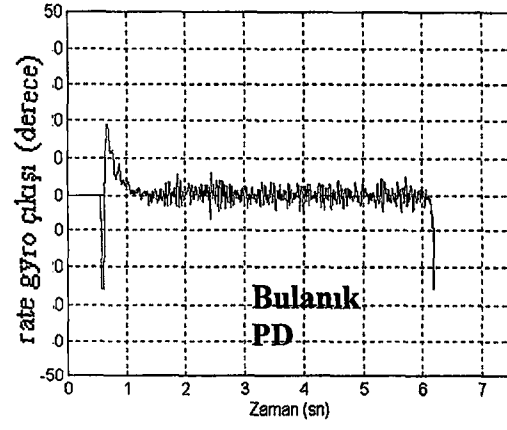
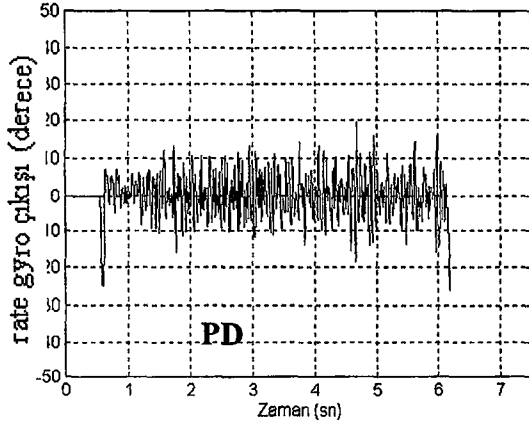
Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Kaçış Parametreleri

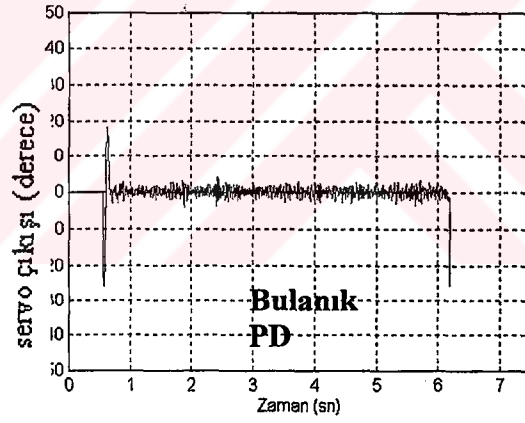
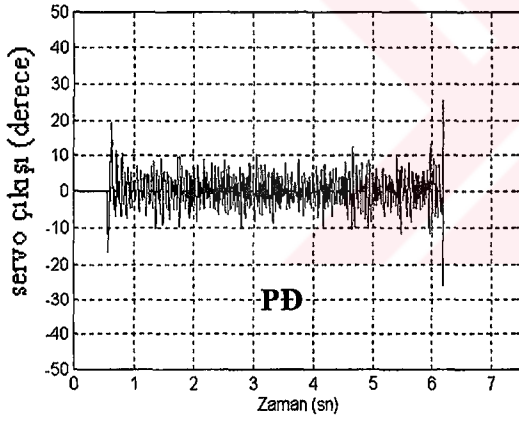
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m / sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



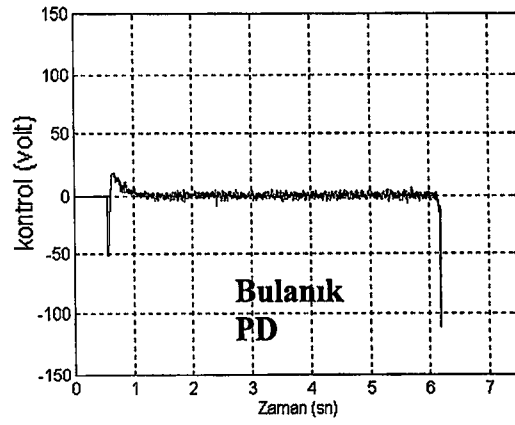
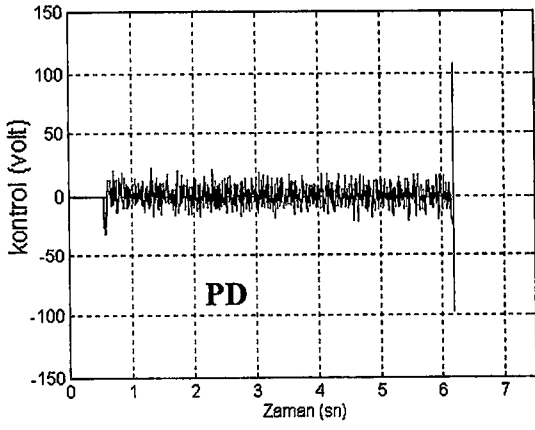
Şekil C.1. Yakalama Yörüngeleri



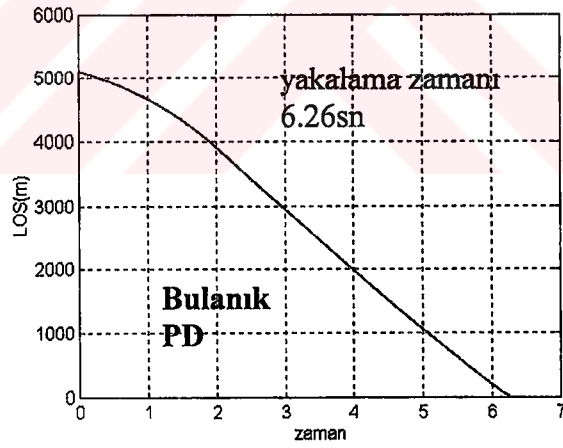
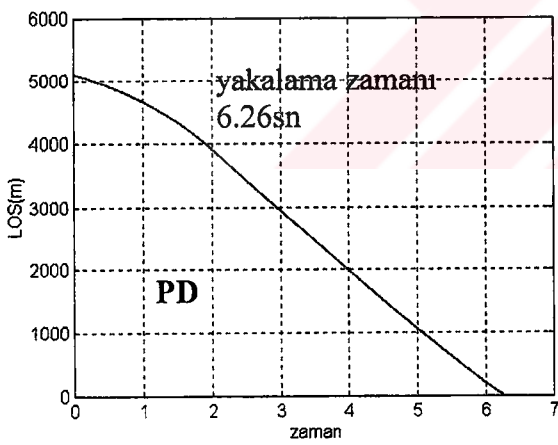
Şekil C.2. Rate Gyro Çıkışı



Şekil C.3. Servo Çıkışı



Şekil C.4. Kontrol Davranışları



Şekil C.5. LOS Davranışları

Oransal Seyir (Proportional Navigation)

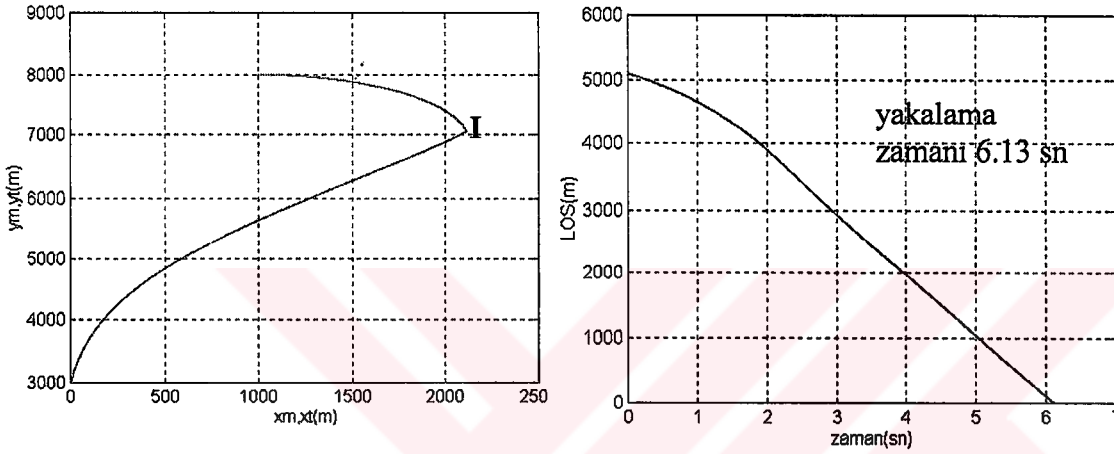
Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Kaçış Senaryosu

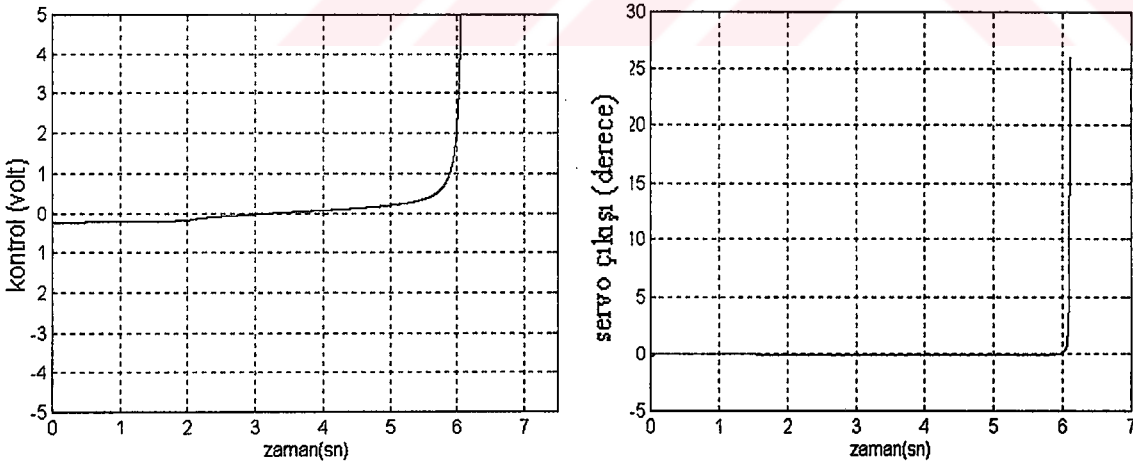
Hedef açısı β nın $\dot{\beta} = -\frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla değiştirilmesi sonucu gerçekleştirilmiştir.

Kaçış Parametreleri

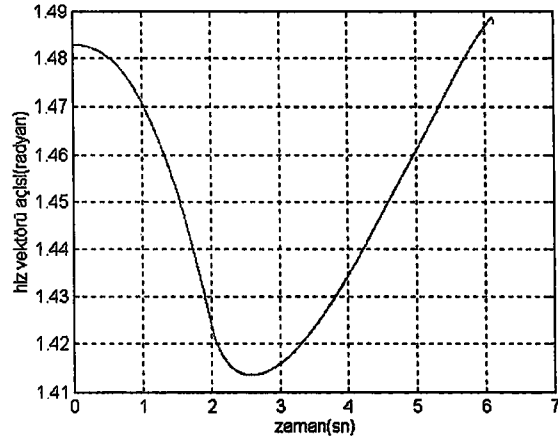
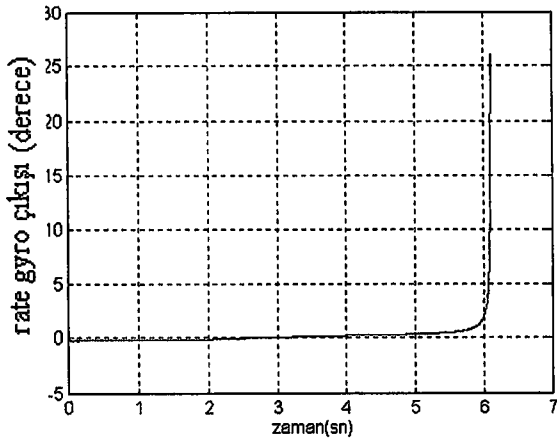
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m/sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



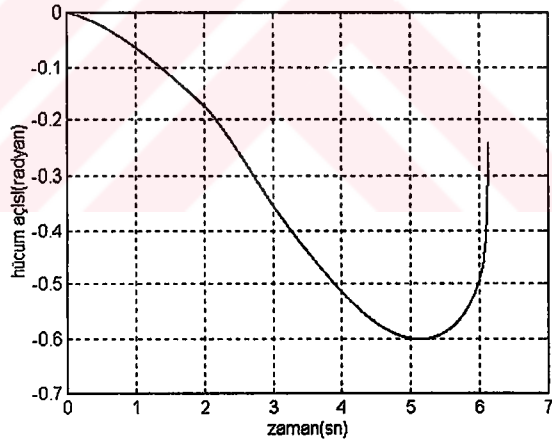
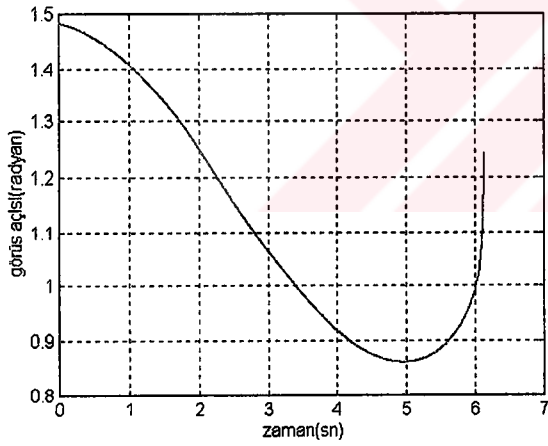
Şekil. C.6 Yakalama Yörüngesi ve LOS Davranışı



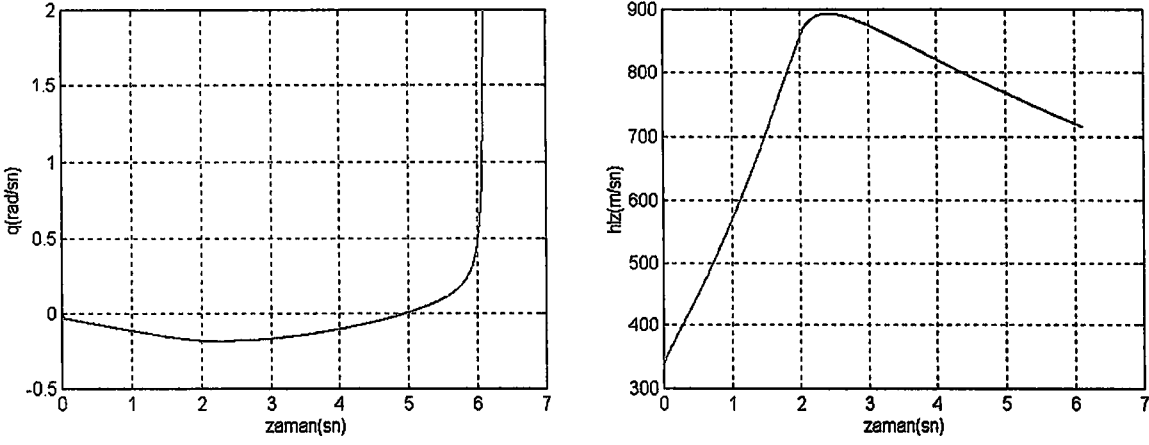
Şekil. C.7 Kontrol Davranışı ve Servo Çıkışı



Şekil. C.8. Rate Gyro Çıkışı ve Hız Vektörü Açısı (γ) Davranışı



Şekil. C.9. Görüş Açısı (θ) ve Hücum Açısı (α) Davranışları



Şekil. C.10. Yön Hızı (Pitch Rate) ve Füze Hızı Davranışları

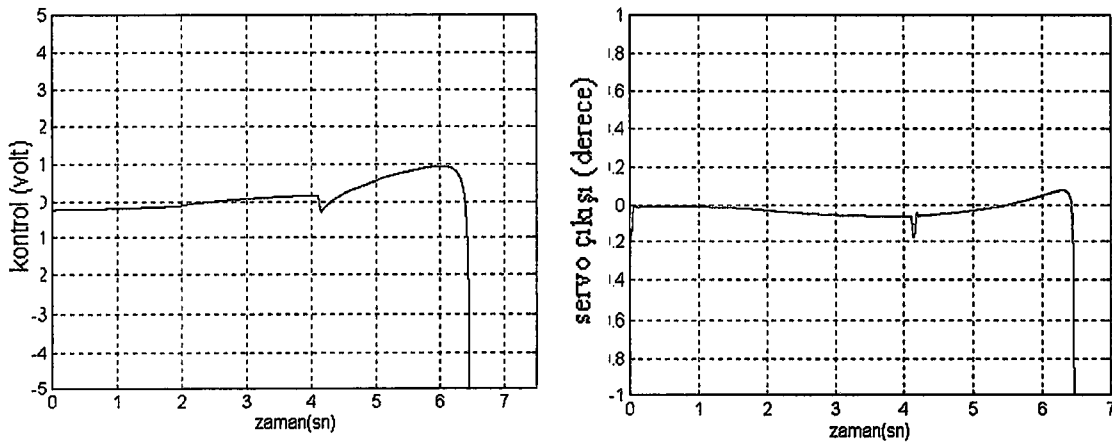
Hedef Kaçışı Sola Doğru

Kaçış Senaryosu

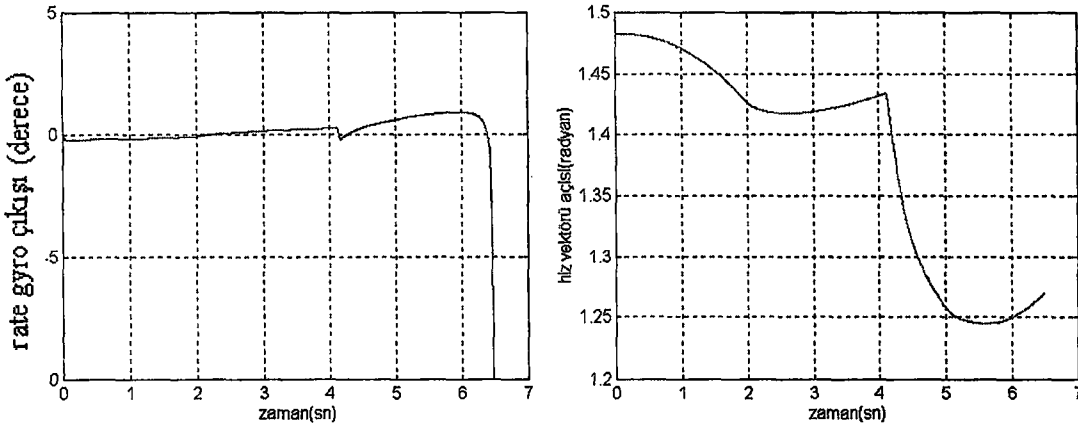
Hedef açısı β nın $\dot{\beta} = \frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla değiştirilmesi sonucu gerçekleştirilmiştir. Yukarı kaçış senaryosunda Şekil 5.17 de grafiği verilen ikinci itme etkisi kullanılmıştır.

Kaçış Parametreleri

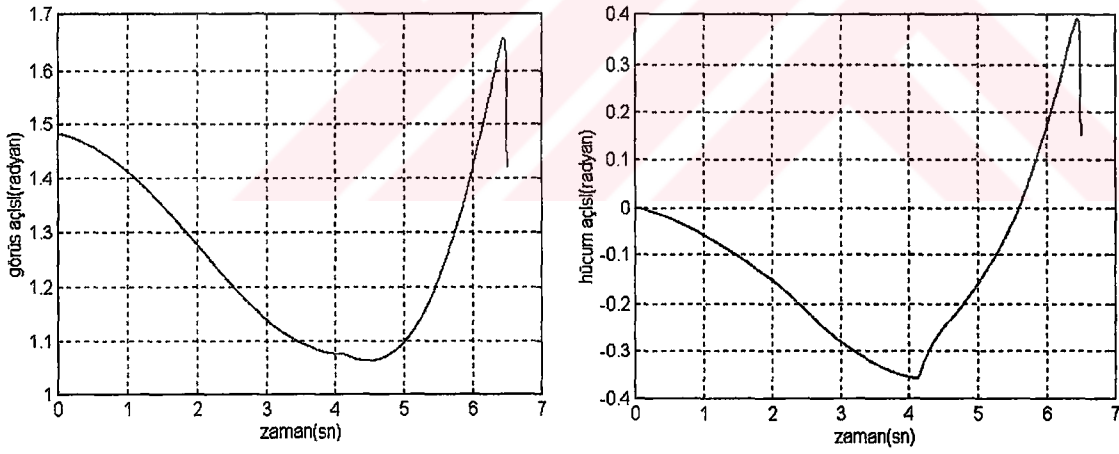
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m / sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



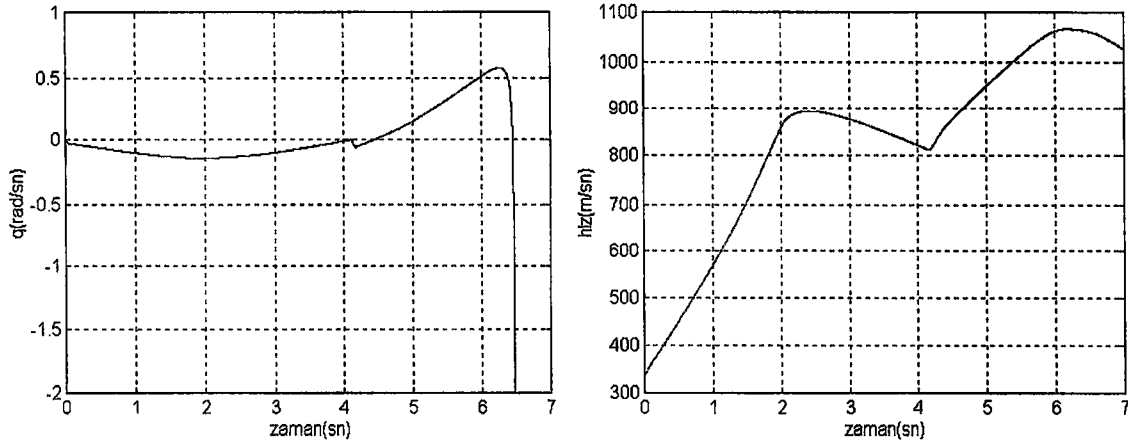
Şekil. C.11. Kontrol Davranışı ve Servo Çıkışı



Şekil. C.12. Rate Gyro Çıkışı ve Hız Vektörü Açısı (γ) Davranışı



Şekil. C.13. Görüş Açısı (θ) ve Hücum Açısı (α) Davranışları



Şekil. C.14. Yön Hızı (Pitch Rate) ve Füze Hızı Davranışları

Öngörmeli Kuyruk İzleme

Klasik PD Etkili Öngörmeli Kuyruk İzleme

Kontrol Algoritması

Kontrol katsayıları : $K_p = 20$ $K_v = 3$

Başlangıç Şartları

$$V_{m(0)} = 1.1 M \quad V_{T(0)} = 0.8 M \quad X_{m(0)} = 0 \quad Y_{m(0)} = 3 \text{ km} \quad X_{T(0)} = 1 \text{ km} \quad Y_{T(0)} = 8 \text{ km}$$

Bulanık PD Kontrol

Ölçeklendirme Kazançları

$$u.Su = FLC(\varepsilon_p.S\varepsilon_p, \dot{\varepsilon}_p.S\dot{\varepsilon}_p) \quad \varepsilon_p = \lambda_p - \hat{\lambda} \quad \dot{\varepsilon}_p = \dot{\lambda}_p - \dot{\hat{\lambda}}$$

$$Su = 0.000285 \quad S\varepsilon_p = 0.2 \quad S\dot{\varepsilon}_p = 0.02$$

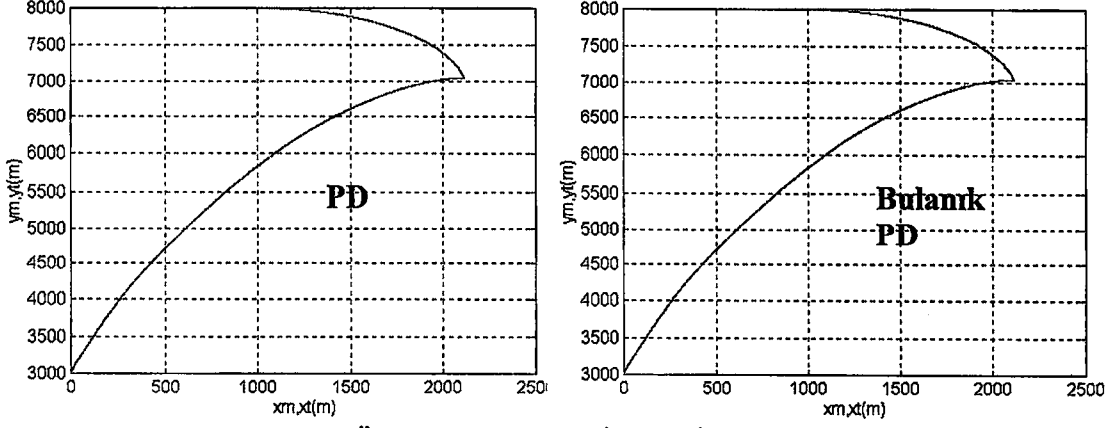
Hedef Kaçışı Sağa Doğru

Kaçış Senaryosu

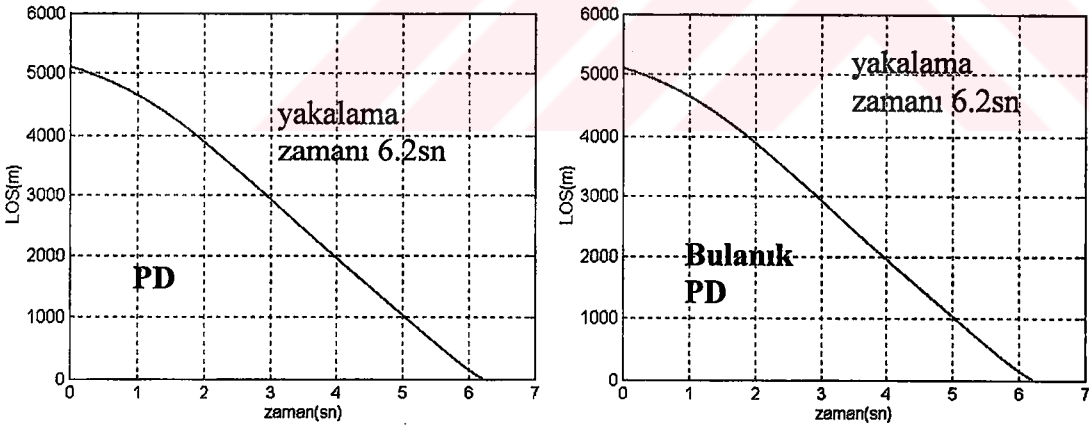
Hedef açısı β nın $\dot{\beta} = -\frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla değiştirilmesi sonucu gerçekleştirilmiştir.

Kaçış Parametreleri

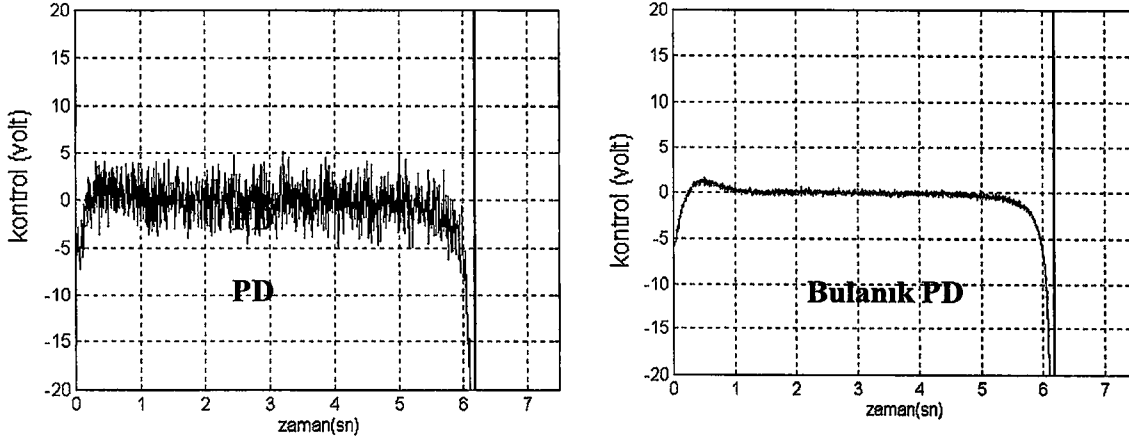
Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m / sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$



Şekil C.15. Öngörmeli Kuyruk İzleme İçin Yakalama Yörüngeleri

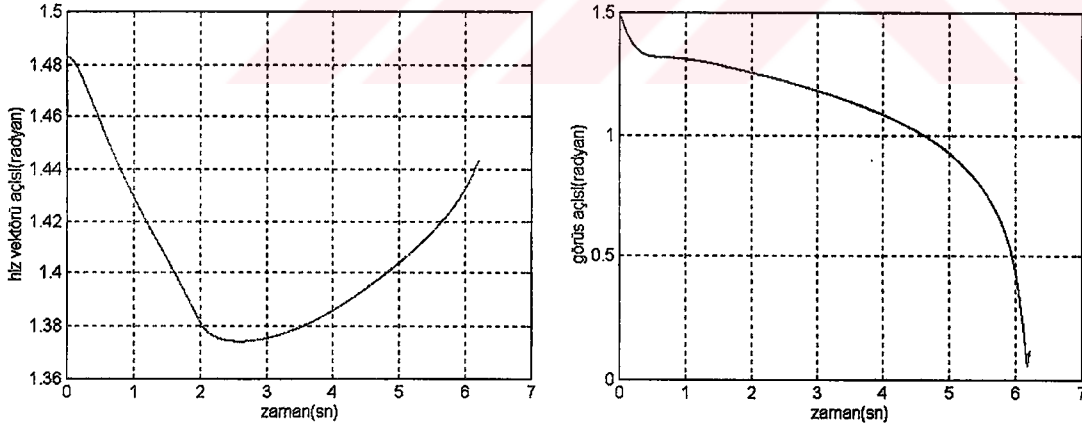


Şekil C.16. LOS Davranışları

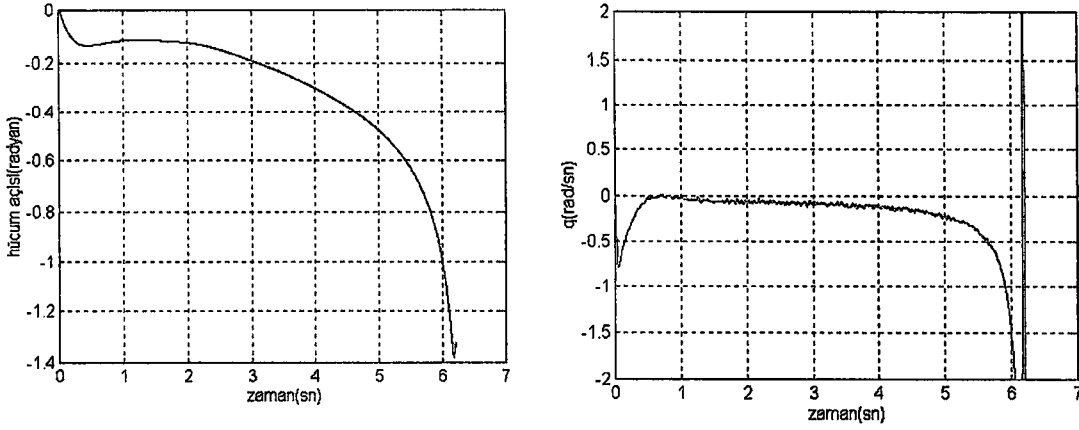


Şekil C.17. Kontrol Davranışları

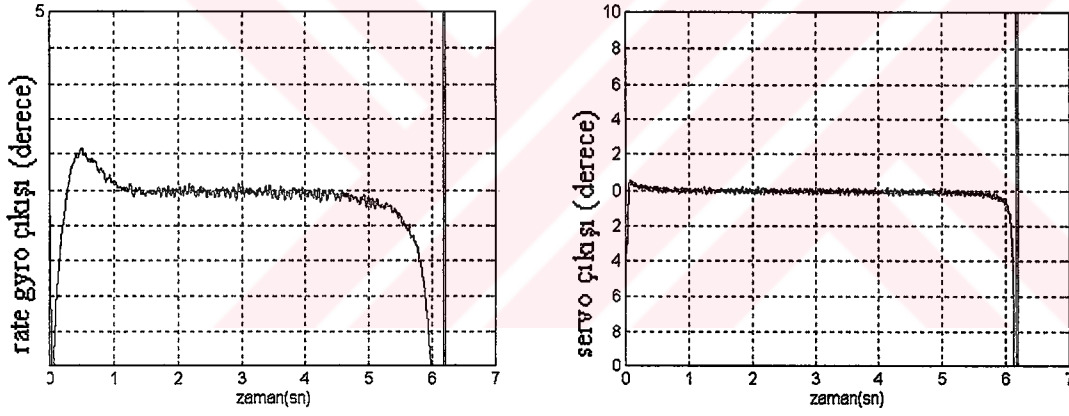
Diğer Sistem Parametreleri



Şekil C.18. Hız Vektörü Açısı (γ) ve Görüş Açısı (θ) Davranışları



Şekil C.19. Hücüm Açısı (α) ve Yön Hızı (Pitch Rate) Davranışları



Şekil C.20. Rate Gyro ve Servo Çıkışları

Hedef Kaçışı Sola Doğru

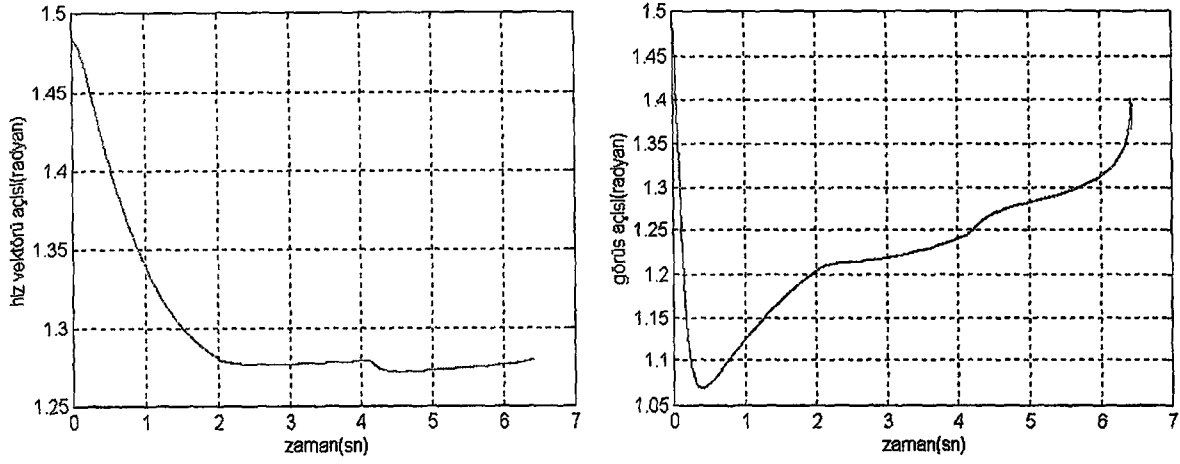
Kaçış Senaryosu

Hedef açısı β nın $\dot{\beta} = \frac{a_T}{V_T}$ bağıntısıyla değiştirilmesi sonucu gerçekleştirilmiştir.

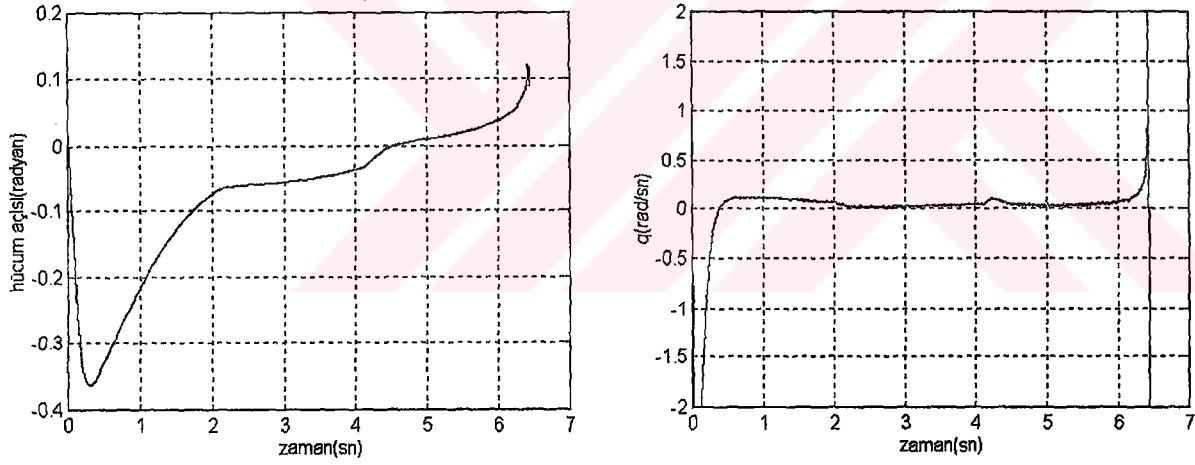
Kaçış Parametreleri

Hedef Hızı $V_T = 0.8M$, Hedef İvmesi $a_T = 60m/sn^2$, $\beta(0) = 0^\circ$

Diğer Sistem Parametreleri



Şekil C.21. Hız Vektörü Açısı (γ) ve Görüş Açısı (θ) Davranışları



Şekil C.22. Hücüm Açısı (α) ve Yön Hızı (Pitch Rate) Davranışları

ÖZGEÇMİŞ

1959 Yılında İstanbul’ da doğdu. Vefa Lisesini bitirdikten sonra Yıldız Üniversitesi Makine Mühendisliği bölümünü tamamladı. Bir süre endüstride çalıştıktan sonra 1992 yılında İTÜ Makine Fakültesi Otomatik Kontrol biriminde Araştırma Görevlisi olarak göreve başladı. 1995 yılında ‘Hidrolik Sistemlerde Konum Kontrolü’ konulu tezini tamamlayarak İTÜ deki yüksek lisans eğitimini bitirdi. Aynı yıl doktora programına kaydoldu. Halen Arş. Gör. olarak görevini sürdürmektedir.

