

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ORTA MENZİL HAVA SAVUNMA FÜZESİ MODELLEMESİ VE DOĞRUSAL
PARAMETRİK DEĞİŞKEN GÜDÜM VE KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Serdar ERDOĞAN

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

NİSAN 2021

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Serdar ERDOĞAN

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

ORTA MENZİL HAVA SAVUNMA FÜZESİ MODELLEMESİ VE DOĞRUSAL PARAMETRİK DEĞİŞKEN GÜDÜM VE KONTROLÜ

Serdar ERDOĞAN

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Tarih: Nisan 2021

Bir füzenin hedefini etkili bir şekilde vurabilmesi için yüksek performansa sahip güdüm ve otopilot algoritmasına sahip olması gerekmektedir. Hava savunma füzeleri yüksek hızlara çıkabilen, yüksek manevra kabiliyetine sahip çevik füzelerdir. Güdüm algoritmalarının etkinliği sayesinde hedef ile aralarındaki mesafeyi minimuma indirirler. Bu tez çalışmasında, kanard kontrollü bir hava savunma füzesinin otopilot ve güdüm yapıları tasarlanmıştır. Öncelikle füzenin doğrusal olmayan hareket denklemleri ve 6 serbestlik dereceli matematiksel modeli Missile DATCOM programından alınan füzenin aerodinamik katsayıları ile elde edilmiştir. Matematiksel model seçilen tasarım noktaları etrafında doğrusallaştırılmıştır. Elde edilen doğrusal füze modeli için otopilot algoritması LQR tabanlı olarak pratik en uygun takipçi metoduyla tasarlanmıştır. Tasarlanan otopilotun geliştirilmesi amacıyla sistem doğrusal parametrik(LPVmodel) hale getirilmiştir ve kaçırma mesafesi üzerinden performans değerlendirilmesi yapılmıştır. Literatürde bulunan güdüm yöntemlerinden gerçek oransal navigasyon güdümü ile takip güdümü sisteme dahil edilmiştir ve performansları tasarlanan otopilotlarla beraber incelenmiştir. Tasarlanan doğrusal füze modeli, aerodinamik katsayıların benzetime hazır hale getirilmesi, otopilot ve güdüm algoritmalarının benzetimi MATLAB/Simulink uygulaması

kullanılarak yapılmıştır. Yapılan benzetim çalışmaları sonucunda daha iyi performans gösteren otopilot ve güdüm algoritmaları belirlenmiş ve gelecekte daha iyi nasıl geliştirilecekleri hakkında bilgiler verilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Füze, Doğrusal sistem, Kontrol, LQR, LPV, Güdüm, Otopilot.



ABSTRACT

Master of Science

MEDIUM RANGE AIR DEFENCE MISSILE MODELING AND LINEAR PARAMETRIC VARIABLE GUIDANCE AND CONTROL

Serdar ERDOĞAN

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Department of Electrical and Electronics Engineering

Supervisor: Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Date: April 2021

In order for a missile to hit its target effectively, it must have a high-performance guidance and autopilot algorithm. Air defense missiles are agile missiles that can reach high speeds and have high maneuverability. Thanks to the effectiveness of guidance algorithms, they minimize the distance between them and the target. In this thesis, autopilot and guidance structures of a canard-controlled air defense missile were designed. First of all, the nonlinear equations of motions of the missile and the mathematical model with 6 degrees of freedom were obtained by the aerodynamic coefficients of the missile taken from the Missile DATCOM program. It was linearized mathematical model around the selected design points. For the linear missile model obtained, the autopilot algorithm was designed based on LQR with the practical suboptimal tracker (PST) method. In order to improve the designed autopilot, the system has been made linear parametric (LPV model) and its performance has been evaluated over the miss distance. True proportional navigation guidance and pursuit guidance, one of the guidance methods in the literature, have been included in the system and their performances have been examined together with the designed autopilots. The designed linear missile model, autopilot and guidance algorithms were simulated using MATLAB/Simulink application.

As a result of the simulation studies, better performance autopilot and guidance algorithms were determined and information was given about how to develop better in the future.

Keywords: Missile, Linear system, Control, LQR, LPV, Guidance, Autopilot.



TEŞEKKÜR

Tez çalıőmam boyunca kıymetli bilgi ve tecrübeleri ile bana destek olan danışman hocam Prof. Dr. Coşku Kasnakoğlu'na, değerli birikimlerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine, hayatım boyunca bana destek olan annem Fatma Erdoğan'a, babam Ali Erdoğan'a, ablam Aysun Gümüş'e, bana olan güvenini hiçbir zaman kaybetmeyen değerli eőim ığdem Erdoğan'a, arkadaşlarıma, canlarım PUFİ ve YUKİ'ye ve tez çalıőmam kapsamında her türlü desteği sağlayan TÜBİTAK BİLGEM İLTAREN'e çok teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	vi
ABSTRACT	viii
TEŞEKKÜR	x
İÇİNDEKİLER	xii
ŞEKİL LİSTESİ	xiv
ÇİZELGE LİSTESİ	xvi
KISALTMALAR	xviii
SEMBOL LİSTESİ	xx
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı ve Yapısı	4
1.2 Literatür Araştırması	4
2. MATEMATİKSEL MODELLEME	9
2.1 Giriş	9
2.2 Koordinat Sistemleri.....	9
2.2.1 Yer Merkezli Ataletsel Koordinat Sistemi	10
2.2.2 Yer Merkezli Yere Sabit Koordinat Sistemi	10
2.2.3 Seyrüsefer Koordinat Sistemi.....	11
2.2.4 Yerel Kartezyen Koordinat Sistemi	12
2.2.5 Gövde Koordinat Sistemi	12
2.2.6 Dönüşüm Matrisleri	13
2.3 Aerodinamik Model.....	15
2.3.1 Uçuş Parametreleri	15
2.3.2 Aerodinamik Veri.....	17
2.3.3 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler	28
2.4 Hareket Denklemleri	29
2.4.1 Doğrusal Olmayan Hareket Denklemleri	29
2.4.1.1 Kinematik Hareket Denklemleri	30
2.4.1.2 Dinamik Hareket Denklemleri	32
2.4.2 Doğrusal Hareket Denklemleri.....	34
2.4.2.1 Diferansiyel Denklemleri Doğrusallaştırılması.....	34
2.4.2.2 Aerodinamik Modelin Doğrusallaştırılması.....	35
2.4.2.3 Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması.....	37
2.5 Kontrol Yüzeyi Sapma Açılıları	39
2.6 Kontrol Tahrik Sistemi Modeli	41
2.7 Doğrusal Füze Modeli	42
2.7.1 Yunuslama Düzlemi Durum Uzay Modeli.....	42
2.7.2 Yuvarlanma – Sapma Düzlemi Durum Uzay Modeli	42
2.8 Sonuç	42
3. OTOPILOT TASARIMI	43
3.1 Giriş	43
3.2 Doğrusal Karesel Düzenleyici Tabanlı Pratik En Uygun Takipçi.....	44
3.2.1 Yunuslama Otopilotu Tasarımı	46

3.2.2 Sapma Otopilotu Tasarımı	49
3.2.3 Yuvarlanma Otopilotu Tasarımı	52
3.3 Doğrusal Parametrik Değişken Takipçi	54
4. GÜDÜM TASARIMI.....	58
4.1 Giriş.....	58
4.2 GÜDÜM Stratejileri	59
4.3 GÜDÜM Tipleri	61
4.3.1 Aktif GÜDÜM	61
4.3.2 Yarı Aktif GÜDÜM	61
4.3.3 Pasif GÜDÜM.....	62
4.4 Çalışmada Kullanılan GÜDÜM Yöntemleri.....	62
4.4.1 Gerçek Oransal Seyir GÜDÜMÜ	65
4.4.2 Takip GÜDÜMÜ	67
5. BENZETİM ÇALIŞMALARI	70
5.1 Giriş.....	70
5.2 Sabit Hedef Senaryosu	70
5.3 Sabit Hızlı Hedef Senaryosu	73
5.4 Sabit İvmeli Hedef Senaryosu.....	75
5.5 Artan İvmeli Hedef Senaryosu	78
6. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	81
KAYNAKLAR	83
ÖZGEÇMİŞ.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Hava savunma füzesi atış anı[3]	3
Şekil 1.2: Füze alt sistemleri	3
Şekil 2.1: Yer merkezli ataletsel koordinat sistemi[19]	10
Şekil 2.2: Yer merkezli yere sabit koordinat sistemi[19].....	11
Şekil 2.3 Yer merkezli ataletsel, yer merkezili yere sabit ve seyrüsefer koordinat sistemi gösterimi[19].....	11
Şekil 2.4: Yerel kartezyen koordinat sistemi[19].....	12
Şekil 2.5: Gövde koordinat sistemi gösterimi	13
Şekil 2.6: Euler açıları	14
Şekil 2.7: Z ekseninde etrafında dönüş	14
Şekil 2.8: Y ekseninde etrafında dönüş.....	14
Şekil 2.9: X ekseninde etrafında dönüş.....	14
Şekil 2.10: Hücum açısı tanımı	16
Şekil 2.11: Kayma açısı tanımı	16
Şekil 2.12: Füze geometrisi	18
Şekil 2.13: Kanat ve kontrol yüzeyi geometrisi değişkenleri[22]	18
Şekil 2.14: Kanat ve kontrol yüzeyi isimlendirilmesi[22]	18
Şekil 2.15: Simetrik gövde geometrisi değişkenleri[22]	18
Şekil 2.16: Burun geometrisi değişkenleri[22]	19
Şekil 2.17: Altıgen kanat profili değişkenleri[22].....	19
Şekil 2.18: Normal kuvvetin hücum açısına göre değişimi	20
Şekil 2.19: Eksenel kuvvetin hücum açısına göre değişimi	21
Şekil 2.20: Yanal kuvvetin kayma açısına göre değişimi	21
Şekil 2.21: Yanal kuvvet kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi	22
Şekil 2.22: Yanal kuvvet dinamik türevinin hücum açısına göre değişimi.....	22
Şekil 2.23: Normal kuvvet kontrol türevinin hücum açısına göre değişimi.....	23
Şekil 2.24: Normal kuvvet dinamik türevinin hücum açısına göre değişimi	23
Şekil 2.25: Yuvarlanma momentini kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi ..	24
Şekil 2.26: Yuvarlanma momenti dinamik türevinin hücum açısına göre değişimi ..	24
Şekil 2.27: Yunuslama momenti katsayısının hücum açısına göre değişimi	25
Şekil 2.28: Yunuslama momenti kontrol türevinin hücum açısına göre değişimi	25
Şekil 2.29: Yunuslama dinamik türevinin hücum açısına göre değişimi	26
Şekil 2.30: Sapma moment katsayısının kayma açısına göre değişimi.....	26
Şekil 2.31: Sapma momenti kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi.....	27
Şekil 2.32: Sapma momenti dinamik türevinin kayma açısına göre değişimi	27
Şekil 2.33: Öteleme ve dönme tanımları	29
Şekil 2.34: '+' konfigürasyonlu füze kontrol yüzeyleri pozitif dönme tanımlamaları	40
Şekil 2.35: Kontrol tahrik sistemi blok şeması	41
Şekil 3.1: Pratik en uygun takipçi blok şeması	45
Şekil 3.2: Yunuslama otopilotu blok şeması	47
Şekil 3.3: Yunuslama hız otopilotu Bode diagramı	48

Şekil 3.4: Yunuslama hız otopilotu birim basamak cevabı.....	49
Şekil 3.5: Yunuslama ivme otopilotu birim basamak cevabı.....	49
Şekil 3.6: Sapma otopilotu blok şeması	50
Şekil 3.7: Sapma hız otopilotu Bode diagramı	51
Şekil 3.8: Sapma hız otopilotu birim basamak cevabı	51
Şekil 3.9: Sapma ivme otopilotu birim basamak cevabı	52
Şekil 3.10: Yuvarlanma otopilotu blok şeması	53
Şekil 3.11: Yuvarlanma hız Otopilotu Bode diagramı.....	53
Şekil 3.12: Yuvarlanma hız otopilotu birim basamak cevabı	54
Şekil 3.13 Yuvarlanma açısı otopilotu birim basamak cevabı.....	54
Şekil 4.1: Füze güdüm sistemi blok diagramı	58
Şekil 4.2: Füze güdüm evreleri	60
Şekil 4.3: Güdüm tipleri.....	61
Şekil 4.4: Üç boyutlu füze-hedef angajmanı.....	62
Şekil 4.5: S_{xy} düzlemindeki füze-hedef angajmanı	63
Şekil 4.6: S_{xz} düzlemindeki füze-hedef angajmanı	63
Şekil 4.7: S_{yz} düzlemindeki füze-hedef angajmanı	64
Şekil 4.8: Takip güdümü S_{xy} düzlemi için angajman.....	67
Şekil 4.9: Takip güdümü S_{xz} düzlemi için angajman.....	68
Şekil 4.10: Takip güdümü S_{yz} düzlemi için angajman.....	68
Şekil 5.1: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	71
Şekil 5.2: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	72
Şekil 5.3: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu.....	72
Şekil 5.4: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli sonucu	73
Şekil 5.5: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	74
Şekil 5.6: Oransal güdüm en uygun takipçi otopilot sonucu	74
Şekil 5.7: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu.....	75
Şekil 5.8: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu....	75
Şekil 5.9: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	76
Şekil 5.10: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	77
Şekil 5.11: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu.....	77
Şekil 5.12: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu..	78
Şekil 5.13: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	79
Şekil 5.14: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu.....	79
Şekil 5.15: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu.....	80
Şekil 5.16: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu. 80	

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1: Amaçlarına göre güdümlü füzeler	1
Çizelge 2.1: Kendiliğinden kararlı bir füze için aerodinamik kararlılık, kontrol ve dinamik türevleri	20
Çizelge 2.2: Füze ile ilgili parametreler	29
Çizelge 3.1: Yunuslama otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar	56
Çizelge 3.2: Sapma otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar.....	56
Çizelge 3.3: Yuvarlanma otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar.....	57
Çizelge 5.1: Sabit hedef senaryosu başlangıç koşulları	71
Çizelge 5.2: Sabit hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları	71
Çizelge 5.3: Sabit hızlı hedef senaryosu başlangıç koşulları	73
Çizelge 5.4: Sabit hızlı hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları	73
Çizelge 5.5: Sabit ivmeli hedef senaryosu başlangıç koşulları	76
Çizelge 5.6: Sabit ivmeli hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları	76
Çizelge 5.7: Artan ivmeli hedef senaryosu başlangıç koşulları	78
Çizelge 5.8: Artan ivmeli hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları	78

KISALTMALAR

DPD	: Doğrusal Parametrik Değişkenli
GPS	: Global Positioning System
LPV	: Linear Parametric Varying
LQR	: Linear Quadratic Regulator
LTI	: Linear-Time-Invariant
MTE	: Model Tahmin Edici
PG	: Pursuit Guidance
PI	: Proportional-Integral
PN	: Proportional Navigation
RLQR	: Robust Linear Quadratic Regulator

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler

Açıklama

ϕ	Yuvarlanma açısı
θ	Yunuslama açısı
ψ	Sapma açısı
α	Hücum açısı
β	Kayma açısı
M	Mach sayısı
Q	Dinamik basınç
ρ	Yoğunluk
T	Sıcaklık
C_N	Normal kuvvet katsayısı
C_X	Eksenel kuvvet katsayısı
C_Y	Yanal kuvvet katsayısı
C_l	Yuvarlanma momenti katsayısı
C_m	Yunuslama momenti katsayısı
C_n	Sapma momenti katsayısı
p	Yuvarlanma açısal hızı
q	Yunuslama açısal hızı
r	Sapma açısal hızı
δ	Kanatçık açısı
ω_n	Doğal frekans
ξ	Sönümlenme oranı
a_x	Gövde x yönünde ivme
a_y	Gövde y yönünde ivme
a_z	Gövde z yönünde ivme
K	Kazanç
X	X yönünde konum
Y	Y yönünde konum
Z	Z yönünde konum
V_x	Gövde x yönünde hız
V_y	Gövde y yönünde hız
V_z	Gövde z yönünde hız
λ	Görüş hattı açısı

1. GİRİŞ

Füzeler, üzerindeki algılayıcılar(görüntü, ısı, radar, ataletsel, GPS) yardımıyla hedefine otonom olarak yönelebilen, onları üzerindeki harp başlığı ile etkisiz hale getirmeye çalışan, hedefin hızına göre daha yüksek hızlara çıkabilen silah sistemidirler. Kullanım amaçlarına, menzillerine ve bırakılma koşullarına göre sınıflandırılmaktadırlar. Amaçlarına göre füzelerin sınıflandırılması Çizelge 1.1’de verilmiştir. Bu tezde üzerinde çalışılan füze, bir hava savunma füzesidir ve satıhtan havaya güdümlü füze sınıfına girmektedir[1].

Çizelge 1.1: Amaçlarına göre güdümlü füzeler

Anti Tank Güdümlü Füzesi	ATGM
Havadan Satıha Güdümlü Füze (Air to Ground Missile)	AGM
Anti Gemi Güdümlü Füze (Anti-Ship Missile)	ASM
Satıhtan Havaya Füze (Surface to Air Missile)	SAM
Havadan Havaya Füze (Air to Air Missile)	AAM
Anti Mermi Füze (Anti-Missile Missile)	AMM

Hava savunma füzeleri menzillerine göre kısa menzilli, orta menzilli ve uzun menzilli olarak üçe ayrılırlar. Orta ve uzun menzilli hava savunma füzeleri genellikle platformdan dikey olarak atılırlar. Kısa menzilli hava savunma füzeleri ise portatif olarak omuzdan atılabilen füzelerdir.

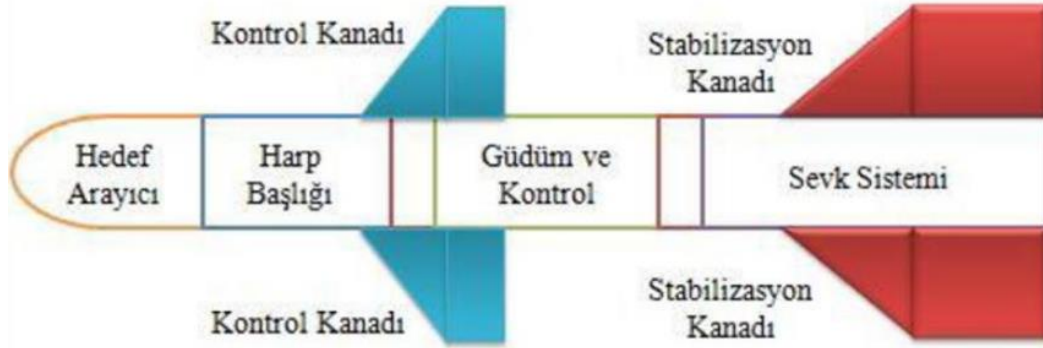
Bir ülkenin havadan gelecek tehditlere karşı kendi hava sahasını tam bağımsız ve etkili bir şekilde koruması ülkenin bekası açısından oldukça önemlidir. Günümüzde gelişmiş hava platformları kadar gelişmiş hava savunma sistemlerine ihtiyaç vardır. Türkiye’nin öncelikli olarak yurtdışından daha sonra yerli ve milli imkanlarla hava savunma sistemi ihtiyacını karşılaması medyada geniş yer almaktadır. Alçak ve orta irtifa gereksinimleri için Aselsan/Roketsan tarafından geliştirilen Hisar-A ve Hisar-O sistemleri envantere girmiştir.

NATO, hava savunma sistemlerini, “Düşmanın hava faaliyetlerini etkisiz kılmak veya azaltmak amacıyla alınan her türlü önlem.” olarak tanımlamaktadır. Bu amaç doğrultusunda bu sistemlerin görevi hedef araçlarını önce tespit ve ardından yok etmektir. Yer sistemleri olarak radarlar ve optik algılayıcılar hedefin tespitinde ve takibinde büyük önem taşımaktadırlar. Ayrıca yerde bulunan atış kontrol merkezleri ve fırlatma merkezleri hedef imha görevinin etkin ve hızlı bir şekilde yapılmasını sağlamaktadırlar. Tehditlerin nitelikleri hava savunma sisteminin kurulmasında önemli bir yere sahiptir. Tehditin irtifası ve hava savunma sistemlerinin çıkabilecekleri en yüksek irtifa, bu sistemlerin hava sahasında katmanlara göre tasarlanmasını zorunlu kılmıştır. Günümüzde ülkeler tarafından yaygın olarak hava sahalarını alçak irtifa katmanı, orta irtifa katmanı ve yüksek katman olarak üçe ayırmışlardır. Alçak irtifa katmanında hava savunma sistemleri hedef olarak füzeleri, roketleri, top mermilerini, küçük insansız hava araçlarını, pervaneli uçakları ve helikopterleri almaktadır. Bu irtifa katmanının hedef önleme menzili 15 km, takip menzili 25 km’dir. Bu katmana ait hava savunma sistemleri zırhlı mekanize birliklerle hareket edebilir ve kışlaların korunmasında görev alabilmektedir. Orta irtifa katmanında hava savunma sistemleri hedef olarak düşük görünürlüklü uçakları, orta irtifa uzun menzilli insansız hava araçlarını almaktadır. Hava savunma sınıfları arasında en fazla geliştirilmeye ihtiyaç duyulan sınıftır. Düşük görünürlüklü uçaklar için radar teknolojinin gelişmesi ve kabiliyetlerinin artırılması gerekmektedir. Bu sınıfın tespit ve takip yeteneği 100 km’ye kadar ulaşabilmektedir. Sistem önleme menzilleri ise 25 km’dir. Bu katmanda kullanılan hava savunma füzeleri çarpma tapası yerine yaklaşma tapası kullanmaktadır çünkü hedeflerin manevra kabiliyeti ve hızları yüksektir. Yüksek irtifa katmanında hava savunma sistemleri hedef olarak balistik füzeleri ve yüksek irtifada uzun kalabilen insansız hava araçlarını almaktadır. Balistik füze yatırım dünya çapında artmaktadır ve 2017 verilerine göre Türkiye’nin de dahil olduğu 31 ülkenin envanterinde bu füzelerden bulunmaktadır. Bu katmandaki tehditlere yakın zamanda hipersonik füzeler de dahil olacaktır. Hipersonik füzeler yüksek manevra kabiliyetine sahiptirler ve hızları 5 ile 13 Mach arasında değişebilmektedir. Orta menzilli ve uzun menzilli füzeler günümüzde kapsama alanını geniş tutabilmek adına dikey olarak Şekil 1.1’de gösterildiği fırlatılmaktadırlar[2].



Şekil 1.1: Hava savunma füzesi atış anı[3]

Füzeler çeşitli elektronik ve mekanik alt sistemlerden oluşmaktadırlar. Bu alt sistemlerin hepsinin kendine özel uçuş boyunca gerçekleştirdikleri görevleri vardır. Kanard kontrollü bir füze için alt sistemler Şekil 1.2’de gösterilmiştir.



Şekil 1.2: Füze alt sistemleri

Hedef arayıcı birimi bu tez kapsamında radar arayıcı olarak tasarlanmıştır ve hedefin konumunu ideal olarak güdüm ve kontrol birimine ilettiği varsayılmıştır. Bu çalışmada tasarlanan 420 kg’lık füzenin 24 kg’lık kısmını harp başlığı oluşturmaktadır ve bu harp başlığı parçaçık tesirli bir başlıktır. Sevk sistemi ise füzeyi 4 Mach hıza ulaştırabilecek kapasitedir bu çalışma kapsamında füzenin ağırlığını ve ağırlık merkezini değiştirmedeği varsayılmıştır. Güdüm ve kontrol birimlerinin detayları ilgili bölümlerde verilmiştir.

1.1 Tezin Amacı ve Yapısı

Bu tez çalışmasında, matematiksel modeli çıkarılan hava savunma füzesinin güdüm ve otopilot birimlerinin tasarımı yapılmıştır. Otopilot tasarımında LQR tabanlı pratik en uygun takipçi(PST) metodunda bir otopilot geliştirilmiştir. Daha sonra tasarlanan otopilot ile beraber sistem doğrusal parametrik değişken(LPV) hale getirilmiştir. Tasarlanan otopilotların performans karşılaştırmaları benzetimler üzerinden yapılmıştır. Güdüm birimi için iki adet güdüm tasarımı yapılmıştır. Bunlar oransal navigasyon güdümü ve takip güdümüdür. İki adet güdüm sisteminin benzetimler üzerinden etkinlikleri test edilmiştir. Bu çalışmada hava savunma füzeleri için etkin otopilot ve güdüm tasarımı elde edilmek istenmiştir.

Füze otopilot ve güdüm sistemleri ile yapılan çeşitli çalışmaların literatür araştırmaları paylaşıldıktan sonra çalışmanın **Hata! Başvuru kaynağı bulunamadı.**bölümünde füzenin matematiksel modellenmesi yapılmıştır. Doğrusal olmayan model tasarım noktaları etrafında doğrusallaştırılmıştır ve otopilot tasarımı için girdi oluşturmuştur. Çalışmanın 3. bölümünde füzenin üç ayrı eksen için otopilot tasarımları yapılmış ve detayları verilmiştir. 4. bölümde füze güdümü ile ilgili temel kavramlar belirtilmiş ve iki farklı güdüm algoritması tasarlanmıştır. 5. bölümde 4 ayrı senaryo için benzetim çalışmaları yapılmıştır ve tasarlanan güdüm ve otopilot birimlerinin performansları karşılaştırılmıştır. 6. bölümde çalışmanın sonuçlarına göre yapılan çıkarımlar ifade edilmiş, hava savunma füzesi için en uygun güdüm otopilot algoritmaları elde edilmiştir. Ayrıca gelecekte yapılabilecek geliştirmeler hakkında bilgi verilmiştir.

1.2 Literatür Araştırması

Ilka A. ve arkadaşları, LQR tabanlı LPV denetleyici tasarımı konusunda yeni bir yöntem üzerinde çalışmalar yapmışlardır. Önerilen tasarım yöntemi standart sonsuz ufuklu LQR tasarımını doğrusal parametre değişkenli PI ve PID'ye genişletmektedir. Elde edilen kararlılık ve performans gereksinimleri, denetleyici ve sistem matrisleri üzerinde herhangi bir kısıtlama olmaksızın programlanmış parametrelerin dışbükey fonksiyonları olarak elde edilmiştir[4].

Liu Z. ve arkadaşları, afin parametrelere bağlı LPV sistemlerinin durum geri besleme kontrol yöntemlerine çalışmışlardır. Yaygın olarak kullanılan durum geri beslemeli

kontrolcünün maliyet fonksiyonunu garantilediğini, doğrusal parametrik hale getirilen denetçinin ise denklemin dışbükeyliğine dayalı olarak incelendiğini belirtmişlerdir. Değişmez küme kavramı, farklı kontrol yasalarının tutuculuğunu test etmek için tanıtmışlardır. Kontrol performansını göz önüne aldıklarında LQR yönteminin performans ve tutuculuktan ödün vermek şartıyla daha iyi seçenek olduğunu sunmuşlardır[5].

Aktaş A. ve arkadaşları, yük ve ip uzunluğu parametrelerinin zamanla değiştiği bir vinç sisteminin minimum salınım ile konum kontrolü problemini çözen kontrolcü tasarlamışlardır. Sistemi doğrusal parametrik değişkenli(DPD) hale getirmişlerdir. Sadece LQR ve DPD LQR kontrolcülerini tasarlayıp benzetim çalışmalarında kıyaslamışlardır. Sonuç olarak Sadece LQR performansının parametre değişimlerine karşı hassas olduğunu, DPD LQR kontrolcünün ise parametre değişimlerine karşı performans kaybının az olduğunu belirtmişlerdir. DPD LQR yönteminin konum kontrolü için yüksek potansiyele sahip olduğunu belirtmişlerdir[6].

Evren S. ve arkadaşları, doğrusal olmayan pan-tilt sisteminin politopik yarı DPD modeli ve bu modele göre YALMIP araç kutusu kullanılarak LQR denetleyici tasarımı üzerinde çalışmışlardır. 4 boyutlu parametre vektörü tanımlayarak geri besleme kazanç matrisini interpolasyon yöntemiyle oluşturmuşlardır. Geri besleme kazanç matrisinin performansını, doğrusal olmayan sistem üzerinde dengelenmesi amacıyla test etmişlerdir. Q ağırlık matrisini R ağırlık matrisinden büyük seçerek, durumlarının sifıra gitmesini ve daha az kontrol eforunun harcanmasını sağlamışlardır. Ağırlıklandırma matrisinin seçimi, sistemin dengeye oturması probleminde kritik öneme sahip olduğunu belirtmişlerdir. Gelecekte bir çalışma olarak ivme geri bildirimini kullanan farklı kontrol algoritmaları, politopik yarı DPD modellerine göre geliştirileceğini ve bu çalışmada kullanılan kontrolcü ile kıyaslanacağını ifade etmişlerdir[7].

Alcala E. ve arkadaşları, otonom araçların entegre kontrolünü(yanal ve boylamsal) kademeli(kinematik ve dinamik) bir kontrol şeması tasarlayarak çözmüşürler. Kinematik kontrolcüde herhangi doğrusallaştırma kullanmadan DPD formülasyonunda açıklanan tahmin modeli ile MTE(Model Tahmin Edici) tekniği ile tasarlamışlardır. Dinamik kontrolcü için ise DPD model içeren LQR kontrolcü tasarlamışlardır. Tasarlanan kontrolcülerin testi sonrasında DPD model ile tasarlanmış LQR kontrolcüsünün daha iyi sonuç verdiğini ifade etmişlerdir[8].

Barkat A. ve arkadaşları, ters sarkaç probleminde hızlı parametre değişim davranışını gözlemlemek amacıyla gürbüz kontrol tekniği olan DPD kontrolcü tasarlamışlardır. Ters sarkaç sisteminin matematiksel modeli laboratuvar tabanlı donanımdan elde etmişlerdir. Gerçek zamanlı olarak benzetim ortamında donanım platformu kullanılarak elde edilen sonuçların DPD kontrolcünün PID ve LQR kontrolcülere göre daha iyi olduğunu gösterdiğini ifade etmişlerdir. DPD kontrolcünün, ters sarkacın kolunu yukarı yönde sabit tutmada diğer kontrolcülere göre daha az kontrol çabası harcadığını gözlemlemişlerdir[9].

Aouani N. ve arkadaşları, darbe-genişlik modülasyonu yapan bir çevirici için LQR kontrolcü tasarlamışlardır. Çeviricinin matematiksel modeli DPD olarak elde edilmiştir. Normal LQR yönteminde tek bir Lyapunov fonksiyonu kullanıldığından kararlılığa dayalı yöntemlerin yetersiz kaldığını belirtmişlerdir. Gürbüz bir LQR kontrol için yeni bir metod önermektedirler. Bu yöntemde parametreye bağlı Lyapunov fonksiyonu kullanılmaktadır. Elde edilen yeni kontrolcünün gürbüzlük ve düzenleme performansı açısından normal LQR yönteminden daha iyi olduğu belirtilmiştir[10].

Altun Y., yaptığı çalışmada tekil olmayan DPD sistemler için parametreye bağlı LQI kontrol tasarımı yapmıştır ve bu kontrolcüyü iki bağlantı noktalı robotik manipulatöre uygulamıştır. Sonuçlar yerleşme süresi ve referansı aşma açısından iyi performans alındığını göstermiştir. Bu yöntemin herhangi bir DPD dönüştürme yöntemleri gibi herhangi bir ekstra gereksinim gerektirmediğini belirtmiştir[11].

Wang Z. ve arkadaşları, sistem belirsizlikleri ve zamanla değişen boylamsal hız varlığında doğrudan yalpalama momenti kontrolü yoluyla aracın viraş alma stabilitesini ve yol tutuşunu geliştirmek için RLQR adlı gürbüz bir kazanç tablolu LQR yapısı üzerinde çalışmışlardır. Tasarladıkları kontrolcü ileri besleme eylemi, bir LQR geri besleme kontrol eylemi, ve gürbüz bir kontrol eyleminden oluşmaktadır. Araç dinamikleri büyük ölçüde boylamsal düzlem hızına bağlı olduğundan, kontrol kazançları, kapalı çevirim sistem yanıtını uyarlamak için hızın fonksiyonları olarak uygulanmıştır. Bu yöntemle daha iyi performans sonuçları alınmıştır[12].

Anjali B. ve arkadaşları, sabit kanatlı mikro hava aracı için integral LQR kontrolcü tasarlamışlardır ve geleneksel PID kontrolcü ile kıyaslamışlardır. Çalışılan sistem modeli için PID kontrolcünün dar bir kararlılık bölgesi oluşturduğunu

göstermişlerdir. Kazançlar atırıldığında sistemin oturma süresinin azaldığını ancak aşma yüzdesinin arttığını belirtmişlerdir. Çalışmada iç döngü için integral LQR metodu önerilmiştir. Benzetim sonuçlarına göre önerilen integral LQR metodunun klasik PID metoduna göre hız aşımı ve geçiş süresi bakımından çok daha iyi bir dinamik performans gösterdiğini belirtmişlerdir[13].

Erkan Y. ve arkadaşları, çalışmalarında öncelikle sabit hızlı füze için takip güdümünü ve oransal seyir güdümünü karşılaştırmışlardır. Daha sonra oransal seyir güdümü kapsamında değişken hızlı füze için bu güdüm tipini incelemişlerdir. Yapılan çalışmada füze ivmesinin varış süresini ve ıskalama süresini etkilediğini belirtmişlerdir. Benzetim çalışmaları sonucunda takip güdümünün hızlandırılmış hedeflere karşı zayıf performans gösterdiğini, oransal seyir güdümünün ise daha etkili olduğunu belirtmişlerdir[14].

Yılmaz G., üç serbestlik dereceli füze modeli üzerinde otopilot ve güdüm tasarımı yapmıştır. Yapılan benzetim çalışmaları sonucunda takip güdümünün oransal seyir güdümüne karşı hızlı ve ivmeli hedeflerde zayıf performans gösterdiğini belirtmiştir[15].

Guelman M., çalışmasında gerçek oransal seyir güdüm yasaasının, manevra yapmayan bir hedefi takip eden füzede yörüngelerini tanımlayan diferansiyel denklemlerin kapalı biçimde çözümünü türetmiştir. Çözümü analiz etmiştir ve yakalamanın gösterilebileceği bir daire tanımlanmıştır. Görüş hattının dönme hızı analiz edilmiştir ve sınırlandırılmasına ilişkin yeni sonuçların bulunduğunu belirtmiştir. Çalışmasının en ilgi çeken noktasının gerçek oransal seyir güdümü ile saf oransal seyir güdümü arasında temel farklılıkların ortaya çıkması olmuştur. Saf oransal seyir güdümünün bütün başlangıç koşullarında hedefi yakaladığını ancak gerçek oransal seyir güdümünün bu çalışmada tanımlanan yakalama çemberi ile sınırlı kaldığını belirtmiştir[16].

Shukla U. S. ve arkadaşları, çalışmalarında gerçek oransal seyir güdümü ile saf oransal seyir güdümünü karşılaştırmışlardır. Hareket denklemlerinin çözünebilirliğindeki bazı kısıtlı avantajlara rağmen gerçek oransal seyir güdümünün şemalarının uygulama ve yörünge davranışı açısından ciddi sınırlamalardan muzdarip olduğunu belirtmişlerdir. Bazı dezavantajların arasında büyük kontrol çabası gereksinimi, vurmayı sağlamak için başlangıç koşullarında sınırlandırmalar,

gürbüzlüğün olmaması ve sınırsız hızlanma olasılığı olduğunu belirtmişlerdir. Bu gibi sebeplerden dolayı saf oransal seyir güdümünün pratik anlamda daha doğal bir güdüm yöntemi olduğu sonucuna varmışlardır[17].

Palumbo, N. ve arkadaşları, çalışmalarında hedef arama güdümü açısından temel kavramsal terimleri tanıtır, oransal seyir güdümü incelemiştir. Oransal seyir güdümünün son 60 yıldır en çok tercih edilen güdüm metodu olduğunu ve tercih edilme sebebinin uygulanmasının göreceli olarak diğer güdüm yasalarına göre daha basit olduğunu belirtmişlerdir. Hedef ile ilgili düşük seviyede bilgiye ihtiyaç duymasının sensör gereksinimlerini basitleştirdiğini ifade etmişlerdir. Ayrıca güvenilir ve gürbüz olduğunu kanıtlamışlardır[18].

Literatür araştırmaları değerlendirildiğinde optimal bir kontrol yöntemi olan LQR yönteminin DPD hale bir çok çalışmada getirildiği görülmektedir. Bu kontrol yönteminin yüksek hızlı hava araçlarında daha gürbüz bir şekilde kullanımına olanak sağlamak için bu tezde DPD model ve denetleyici tasarlanmıştır. Bu çalışmanın literatüre katkıları aşağıdaki gibidir:

- i) Literatürde hava araçlarının kontrolü konusunda DPD model ve DPD denetleyici içeren az sayıda çalışmaya katkı sağlayacaktır.
- ii) Literatürde yer alan LQR ve DPD LQR kıyaslamasına[5] göre performans kaybına sebep olmadan, maliyet fonksiyonunu düşük tutmanın olabileceğini göstermektedir.
- iii) Literatürde yer alan DPD denetleyici çalışmaları tamamen gürbüz kontrol metodlarını kullanan çözümler sunmuştur[12]. Bu çalışmada ise sensör ve gürültü hatalarına yer vermeden DPD denetleyici çözümü oluşturulmuştur. Bu çözümün tasarımı hızlı ve kullanımı kolaydır.
- iv) Literatürde yer alan güdüm çalışmalarında[15] takip güdümünün yüksek hızlı ve ivmeli hareket eden hedeflere karşı kaçırma mesafesi bakımından kötü bir performans gösterdiği belirtilmiştir. Bu çalışmada ise DPD model ile birlikte takip güdümünün kaçırma mesafesi bakımından daha iyi bir performans sergilediği gösterilmiştir.

2. MATEMATİKSEL MODELLEME

2.1 Giriş

Bir füzenin matematik modellemesi, hareket denklemleri, aerodinamik model koordinat sistemleri, kanat tahrik sistemi gibi farklı tanımlamaları içerir. Füzenin hareketini tanımlayan altı adet kinematik ve 6 adet dinamik hareket denklemi vardır. Bu kinematik ve dinamik denklemler kendi içlerinde de öteleme ve dönme hareket denklemleri olarak ikiye ayrılırlar. Koordinat sistemleri arasındaki dönüşümü tanımlamak için Euler açıları kullanılır. Euler Açıları ayrıca dönme kinematikleri ile dönme dinamikleri arasında bağlantı kurar. Dinamik denklemler temel olarak, öteleme ivmelerini kuvvetlerle ve dönme ivmelerini momentlerle ilişkilendiren Newton'un ikinci hareket yasası kullanılarak tanımlanır. Bu bölümde, füzenin hareketini tanımlamak için koordinat sistemleri sunulmuştur. Aerodinamik kuvvetleri ve momentleri üreten aerodinamik modeli içeren hareket denklemleri kullanılarak doğrusal olmayan matematiksel füze modeli elde edilir. Bu denklemler trim koşullarında basitleştirilir ve doğrusallaştırılır. Bu aşamaların sonunda otopilot tasarımı için gereken durum uzayı modellerine ve transfer fonksiyonlarına ulaşılır.

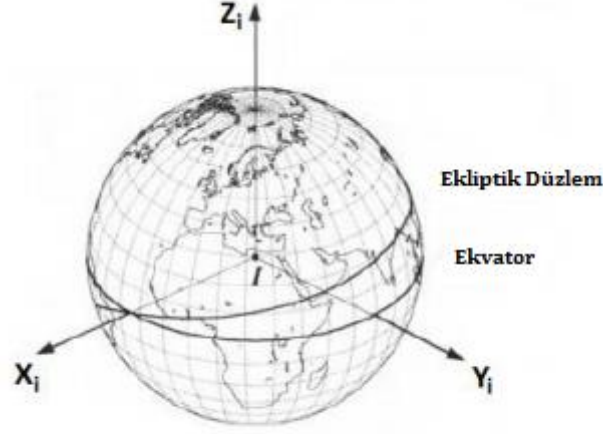
2.2 Koordinat Sistemleri

Hava araçlarının hareketini ve pozisyonunu tanımlayan 5 temel koordinat sistemi vardır:

- Yer Merkezli Ataletsel Koordinat Sistemi
- Yer Merkezli Yere Sabit Koordinat Sistemi
- Seyrüsefer Koordinat Sistemi
- Yerel Kartezyen Koordinat Sistemi
- Gövde Koordinat Sistemi

2.2.1 Yer Merkezli Ataletsel Koordinat Sistemi

Yer merkezli ataletsel koordinat sistemi Şekil 2.1’de görüldüğü üzere merkezi dünya merkezi ile çakışık olup yıldızlara göre ivmesi ve dönüşü yoktur.



Şekil 2.1: Yer merkezli ataletsel koordinat sistemi[19]

X_i yönü, Dünya'nın merkezinden Güneş'e işaret eden vektör olarak tanımlanır ve ilkbaharda ekliptik düzlem ile ekvatorun kesişme noktasından geçer.

Merkezi: Dünya'nın merkezi,

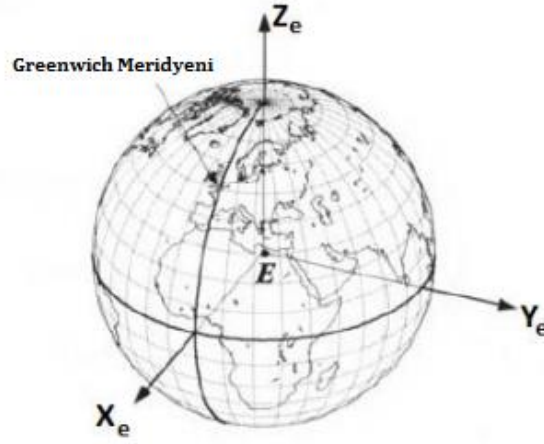
X_i eksen: İlkbahar ekinoksunun yönü,

Y_i eksen: Sağ el kuralına göre X_i ve Z_i yönüne ortogonal,

Z_i eksen: Kuzey kutbu yönü.

2.2.2 Yer Merkezli Yere Sabit Koordinat Sistemi

Yer merkezli yere sabit koordinat sistemi merkezi dünya merkezi ile çakışık olup eksenleri Şekil 2.2’de görüldüğü üzere X_e , Y_e ve Z_e 'dir. X_e , Greenwich'te bulunan Royal Gözlem Evi boyunca uzanan baş meridyen ile ekvator kesişim yönünü gösterir. Yer merkezli yere sabit koordinat sistemi, yer merkezli koordinat sistemine göre $\vec{\omega} = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ ile Z_e eksenine etrafında dönmektedir.



Şekil 2.2: Yer merkezli yere sabit koordinat sistemi[19]

Merkezi: Dünya'nın merkezi,

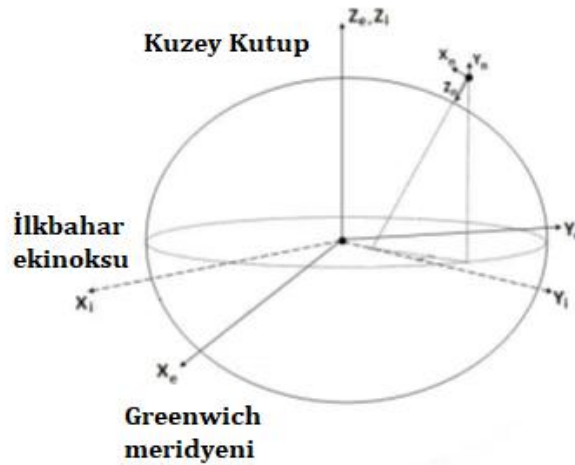
X_e eksen: Greenwich meridyeni ile ekvatorun kesiştiği yönü,

Y_e eksen: Sağ el kuralına göre X_e ve Z_e yönüne ortogonal,

Z_e eksen: Kuzey kutbu yönü.

2.2.3 Seyrüsefer Koordinat Sistemi

Bu eksen takımı aynı zamanda literatürde “North-East-Down reference frame” olarak geçmektedir. Füzenin ataletsel seyrüsefer sisteminde tanımlanır, füze ile hareket eder fakat dönmez. Seyrüsefer koordinat sistemi Şekil 2.3’de gösterilmiştir.



Şekil 2.3 Yer merkezli ataletsel, yer merkezili yere sabit ve seyrüsefer koordinat sistemi gösterimi[19]

Merkezi: Füzenin ataletsel seyrüsefer sistemi merkezi,

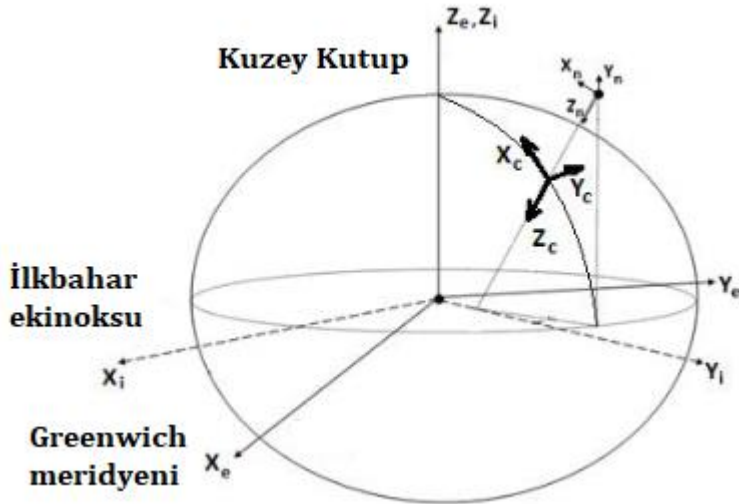
X_n eksen: Elipsoid kuzey yönü,

Y_n eksen: Elipsoid doğu yönü,

Z_n eksen: Elipsoid aşağı yönü.

2.2.4 Yerel Kartezyen Koordinat Sistemi

Füze ile hedef arasındaki göreceli mesafeleri ve ayrıca füzenin izlediği yörüngeyi temsil etmek için bir koordinat sistemi tanımlamaya ihtiyaç vardır. Ek olarak, yönlendirme algoritmaları, füze ve hedef arasındaki ilgili Kartezyen konumlara da ihtiyaç duyar. Bu ihtiyaçları karşılamak için yerel kartezyen koordinat sistemi tanımlanmıştır. Yerel kartezyen koordinat sistemi Şekil 2.4’de gösterilmiştir.



Şekil 2.4: Yerel kartezyen koordinat sistemi[19]

Merkezi: Füzenin ataletsel seyrüsefer sistemi merkezi,

X_c eksen: Elipsoid kuzey yönü,

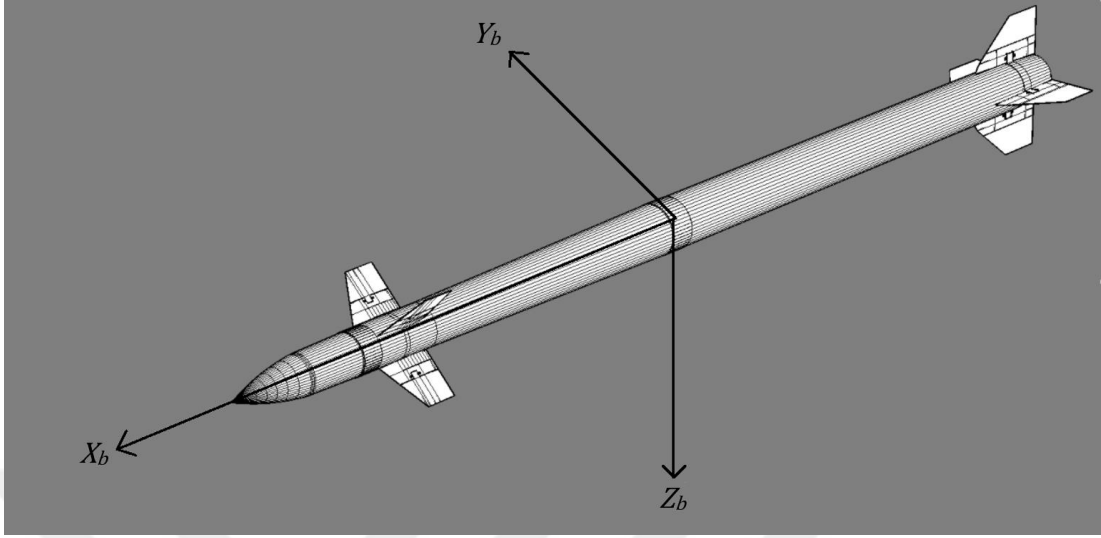
Y_c eksen: Elipsoid doğu yönü,

Z_c eksen: Elipsoid aşağı yönü.

2.2.5 Gövde Koordinat Sistemi

Gövde koordinat sistemi füze gövdesi ve füze kütle merkezi ile bağlantılıdır. Eksenleri X_b, Y_b ve Z_b 'dir. Yuvarlanma eksenini adı verilen x-ekseni, füzünün burnunu; yunuslama eksenini adı verilen y-ekseni, füzeye arkadan bakıldığında X_b ile ortogonal olacak şekilde sağ tarafı; sapma eksenini adı verilen z-ekseni de sağ el kuralına göre

füzeye arkadan bakıldığında aşağı yönünü gösterir. Gövde koordinat sistemi Şekil 2.5’de gösterilmiştir.



Şekil 2.5: Gövde koordinat sistemi gösterimi

Merkezi: Füzenin kütle merkezi,

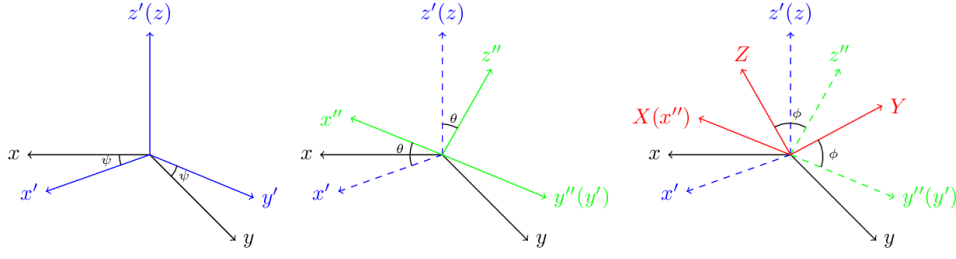
X_b eksenine: Koordinat sisteminin merkezinden füze burnu yönü,

Y_b eksenine: Füzeye arkadan bakıldığında X_b ile ortogonal ve sağa doğru,

Z_b eksenine: X_b ve Y_b ile ortogonal ve sağ el kuralına bağlı olarak aşağı yönü.

2.2.6 Dönüşüm Matrisleri

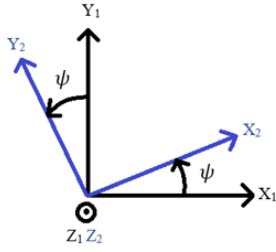
Bir koordinat sisteminde tanımlanan bir vektör, herhangi bir başka koordinat sisteminde de tanımlanabilir. Bu tanımlama eksen dönüşümleri ile elde edilebilir. Bir vektörün herhangi bir eksen takımında gösterimi sırası belli 3 eksen etrafında dönüşüyle başka bir eksen takımında elde edilebilir. Her dönüş için vektörel büyüklüklere bir dönüşüm matrisi uygulanır. En son elde edilen dönüşüm matrisi basitçe 3 matrisin çarpımıdır ve dönme sırasına göre elde edilir. Havacılık uygulamalarında ilk olarak Z eksenine etrafında ψ (sapma açısı) kadar, daha sonra Y eksenine etrafında θ (yunuslama açısı) kadar ve son olarak X eksenine etrafında ϕ (yuvarlanma açısı) kadar döndürülür ve bu açılara Euler Açıları denir, Şekil 2.6’da gösterilmiştir.



Şekil 2.6: Euler açıları

Dönüşüm matrisleri, sırasıyla Z, Y ve X eksenini etrafında dönme sırasına göre tanımlanır.

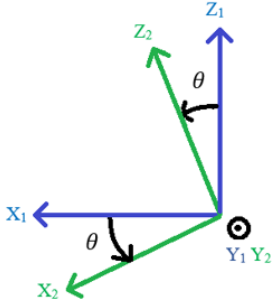
İlk olarak Z eksenini etrafında ψ açısı kadar dönüş,



$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = C_\psi \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$

Şekil 2.7: Z eksenini etrafında dönüş

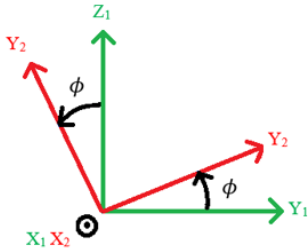
İkinci olarak Y eksenini etrafında θ açısı kadar dönüş,



$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = C_\theta \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$

Şekil 2.8: Y eksenini etrafında dönüş

ve üçüncü olarak X eksenini etrafında ϕ açısı kadar dönüş,



$$\begin{bmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{bmatrix} = C_\phi \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix}$$

Şekil 2.9: X eksenini etrafında dönüş

Bu sıralı dönüşler, aşağıdaki gösterildiği gibi bir hareketin yer merkezli yere sabit koordinat sisteminden gövde koordinat sisteminde dönüşümünü tanımlayacak “Direction Cosine Matrix” (DCM) adlı bir dönüşüm matrisini tanımlar. Eşitlik (2.1) ile DCM gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} &= C_\phi C_\psi C_\psi \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & \cos(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ -\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \sin(\phi) \cos(\theta) \\ \sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & -\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \\
 \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} &= C^{(b,e)} \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} \tag{2.1}
 \end{aligned}$$

Bu gösterim, Yer merkezli yere sabit koordinat sisteminden gövde koordinat sistemine dönüşümü ifade eder.

$$[C^{(b,e)}]^{-1} = [C^{(b,e)}]^T = C^{(e,b)} \Rightarrow \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} = C^{(e,b)} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

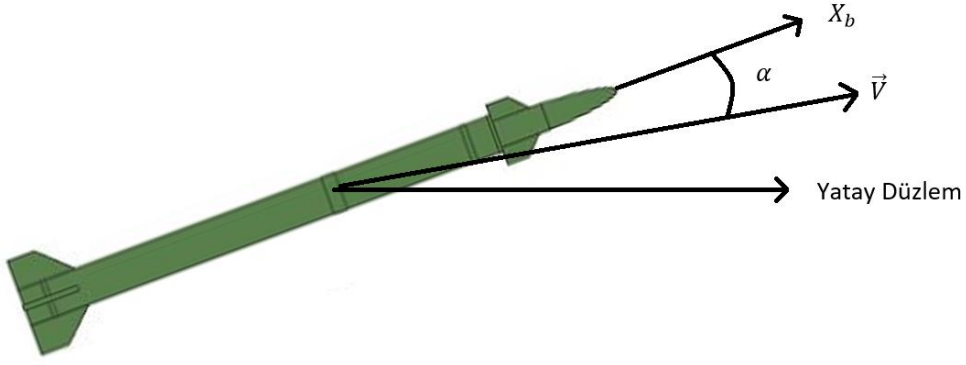
Eşitlik (2.2) ise gövde koordinat sisteminden yer merkezli yere sabit koordinat sistemine dönüşümü temsil eder.

2.3 Aerodinamik Model

2.3.1 Uçuş Parametreleri

Aerodinamik kuvvetleri ve momentleri tanımlamadan önce bazı uçuş parametrelerini ve dinamik basıncı tanımlamak gerekir.

Hücum Açısı : Gövde eksen takımındaki füze hız vektörünün boylamsal düzlemde X_b ile yaptığı açıdır. Füze hız bileşeni Z_b ekseninde pozitif ise hücum açısı da pozitifdir[21]. Eşitlik (2.3) görüldüğü üzere α ile gösterilir . Hücum açısı gösterimi Şekil 2.10’ ile belirtilmiştir.



Şekil 2.10: Hücüm açısı tanımı

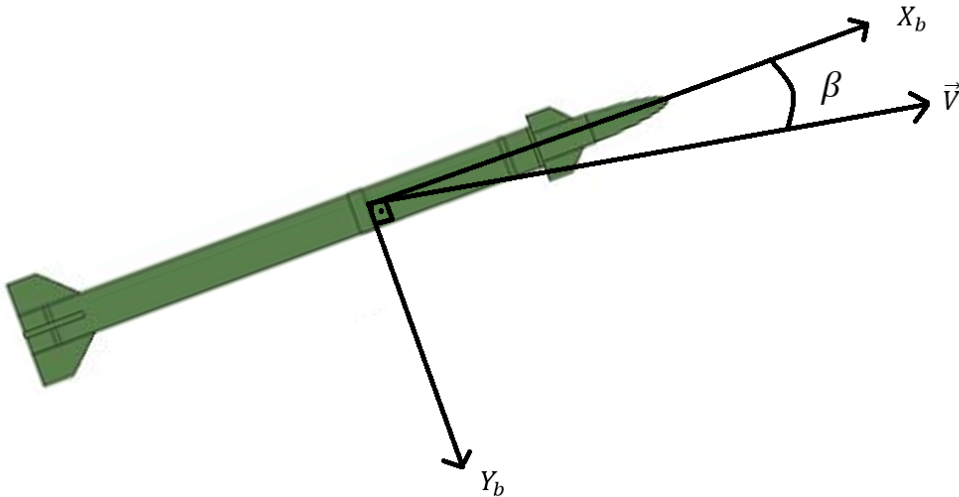
$$\alpha = \arctan \left(\frac{w}{u} \right) \quad (2.3)$$

Kayma Açısı : Gövde eksen takımındaki füze hız vektörünün yanal düzlemde X_b ile yaptığı açıdır[21]. Füze hız bileşeni Şekil 2.11’de gösterildiği gibi Y_b ekseninde pozitif ise kayma açısı da pozitiftir. β ile gösterilir. Eşitlik (2.4) ile gösterilmiştir.

$$\beta = \arcsin \left(\frac{v}{V} \right) \quad (2.4)$$

Burada V olarak tanımlanan toplam hızın büyüklüğüdür ve Eşitlik (2.5) ile gösterilir.

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.5)$$



Şekil 2.11: Kayma açısı tanımı

Mach Sayısı : Akışkanlar mekaniğinde, bir akışkan içinde hareket eden bir nesnenin hızının yerel ses hızına oranına denir. C ses hızını ifade eder, Mach sayısı Eşitlik (2.6) ile ifade edilebilir:

$$M = \frac{V}{C} \quad (2.6)$$

C, $C = \gamma RT$ olarak ifade edilir, burada γ 1.4'e eşit olarak alınan havanın özgül ısı oranıdır, R ise evrensel gaz sabitidir ve $287 J/kgK$ değerine sahiptir. T, irtifaya göre değişen ortam sıcaklığıdır ve Eşitlik (2.7) ile ifade edilebilir:

$$T = \begin{cases} T_o(1 - 0.00002256h) & \text{for } h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.7744T_o & \text{for } h \geq 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.7)$$

Dinamik Basınç : Bernoulli eşitliğine dinamik basınç şu şekilde ifade edilir:

$$Q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.8)$$

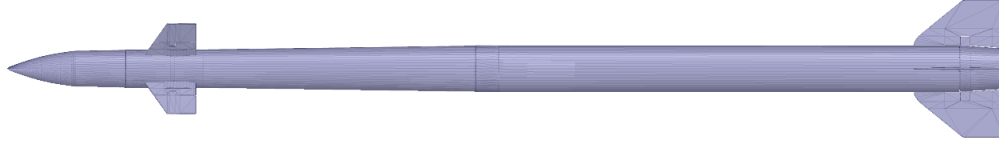
ρ hava yoğunluğudur ve Eşitlik (2.9) ile hesaplanır:

$$\rho = \begin{cases} \rho_o(1 - 0.00002256h)^{4.256} & \text{for } h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.412e^{-0.000151(h-10000)} & \text{for } h \geq 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.9)$$

Burada ρ_o deniz seviyesindeki hava yoğunluğudur ve $1.223 kg/m^3$ 'e eşittir, h ise irtifa değeridir.

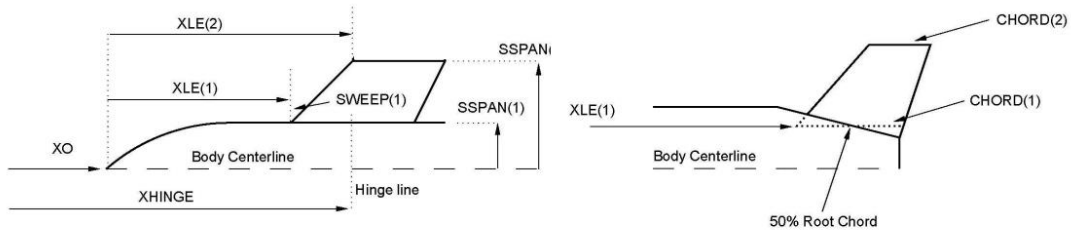
2.3.2 Aerodinamik Veri

Matematiksel bir model oluşturabilmek için modeli oluşturulacak nesnenin fiziksel bir anlamı olmalıdır. Füze durumunda, matematiksel model, füzenin çevikliğini gösteren aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarını içeren aerodinamik veriye ihtiyaç duyar. Missile-Datcom, çok çeşitli füze konfigürasyon tasarımlarının aerodinamik katsayılarını hızlı bir şekilde oluşturan yazılımdır. Bu yazılım uygun ön tasarım için tahmin doğruluğuna sahiptir. Aerodinamik verileri elde etmek için öncelikle füzenin fiziksel özellikleri gereklidir. Modellenmiş füze 5.25 metre boyuna ve 24 santimetre çapa(Kontrol yüzeyleri ve hareketsiz kanatlar hariç) sahiptir. Füze ön tarafında 90° farkla yerleştirilmiş 4 adet kontrol yüzeyine sahiptir. En arka kısmında ise yine 90° farkla yerleştirilmiş 4 adet sabit kanat vardır. Kontrol yüzeyi ile hareketsiz kanatlar arasında ise 45° kadar fark vardır. Yaklaşık füze geometrisi Şekil 2.12 ile verilmiştir.

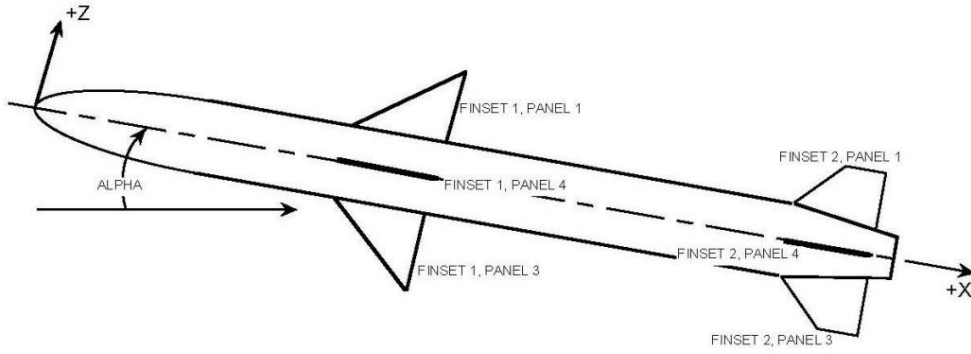


Şekil 2.12: Füze geometrisi

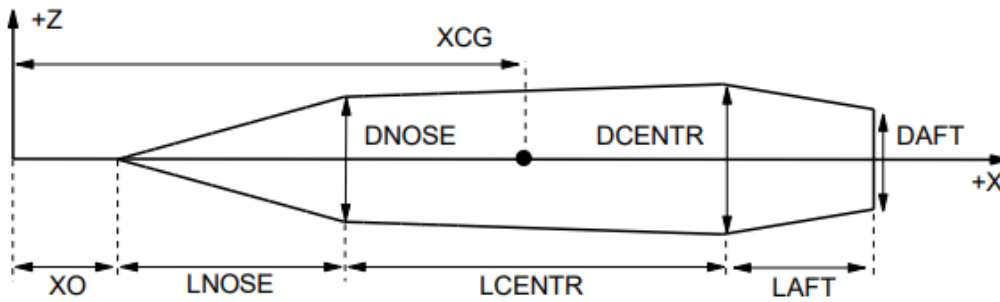
Missile-Datcom füzenin özelliklerini verebilmesi için bazı parametrelere ihtiyaç duyar.



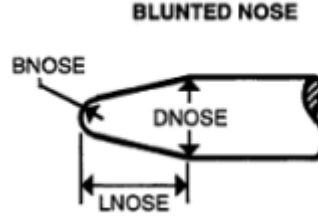
Şekil 2.13: Kanat ve kontrol yüzeyi geometrisi değişkenleri[22]



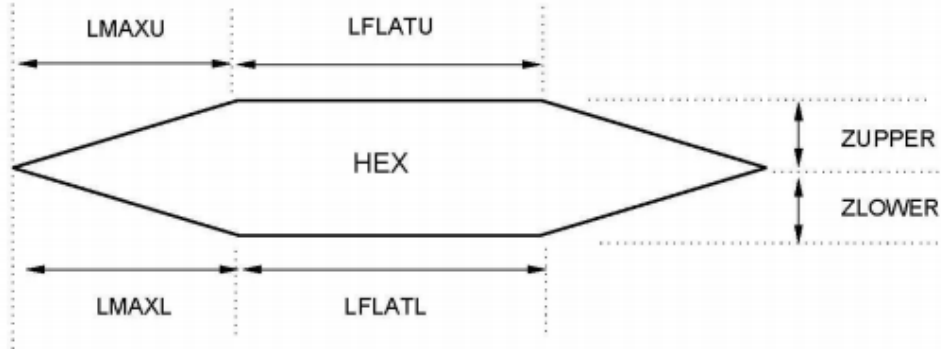
Şekil 2.14: Kanat ve kontrol yüzeyi isimlendirilmesi[22]



Şekil 2.15: Simetrik gövde geometrisi değişkenleri[22]



Şekil 2.16: Burun geometrisi değişkenleri[22]



Şekil 2.17: Altıgen kanat profili değişkenleri[22]

Bu değişkenlere atanan değerler ile füze geometrisi tanımlanır ve girdi dosyası olarak Missile-Datcom yazılımına verilir. Yazılım ve girdi dosyası ile ilgili detaylar --- referansında bulunabilir. Füzenin “+” konfigürasyonunda uçaçağı varsayılır ve bu nedenle kontrol yüzeyleri sırasıyla 0°, 90°, 180°, 270° yerleşimlerinde bulunurlar. Hareketsiz kanatlar ise sırasıyla 45°, 135°, 225°, 315° yerleşimlerinde bulunurlar. Uçuş rejim alanı Missile-Datcom yazılımına aşağıdaki parametreler ile tanımlanır.

$$\alpha = \{-20, -15, -10, -5, 0, 5, 10, 15, 20\}$$

$$\beta = \{-20, -15, -10, -5, 0, 5, 10, 15, 20\}$$

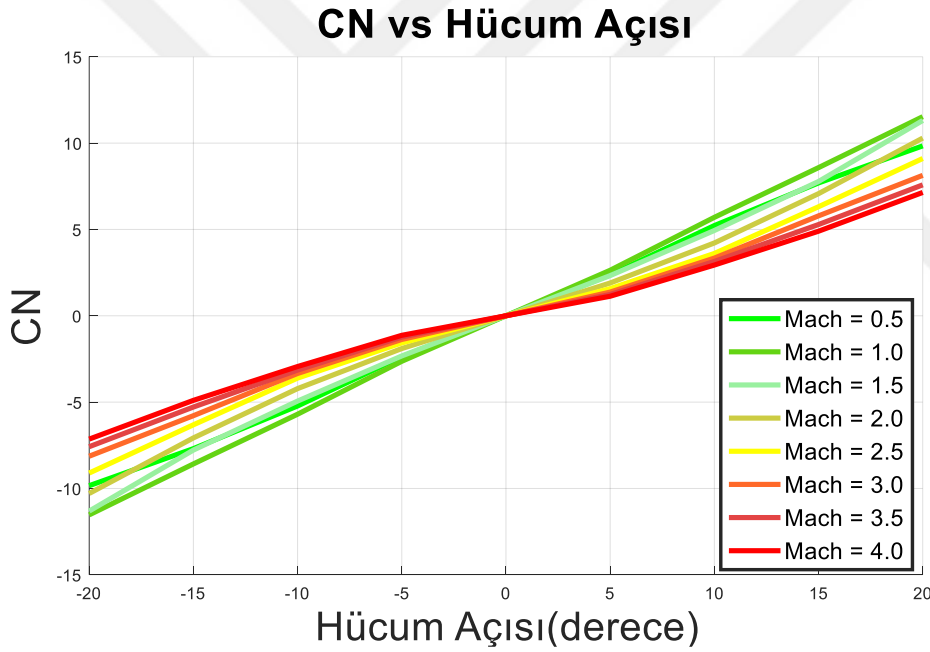
$$Mach = \{0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0\}$$

Elde edilen aerodinamik veriler, 6 serbestlik dereceli benzetim modeli ve otopilot tasarımı için kullanılmıştır. Konu kontrole geldiğinde birçok uçuş parametresi bölgesinin çoğunda doğal olarak kararlı olan bir füze tercih edilir. Tamamen kararlı bir füze için aerodinamik katsayıların kararlılık, kontrol ve dinamik türevlerinin uygun işaretlere sahip olması gerekir. Bu, Çizelge 2.1’de özetlenmiştir. SAM füzesi için çeviklik en kritik gereksinimdir ve uçuşun bazı bölgelerinde kararsızlığa ihtiyaç duyar. Füzenin bazı aerodinamik katsayılarının grafikleri Çizelge 2.1’i daha iyi anlamak için çizilmiştir.

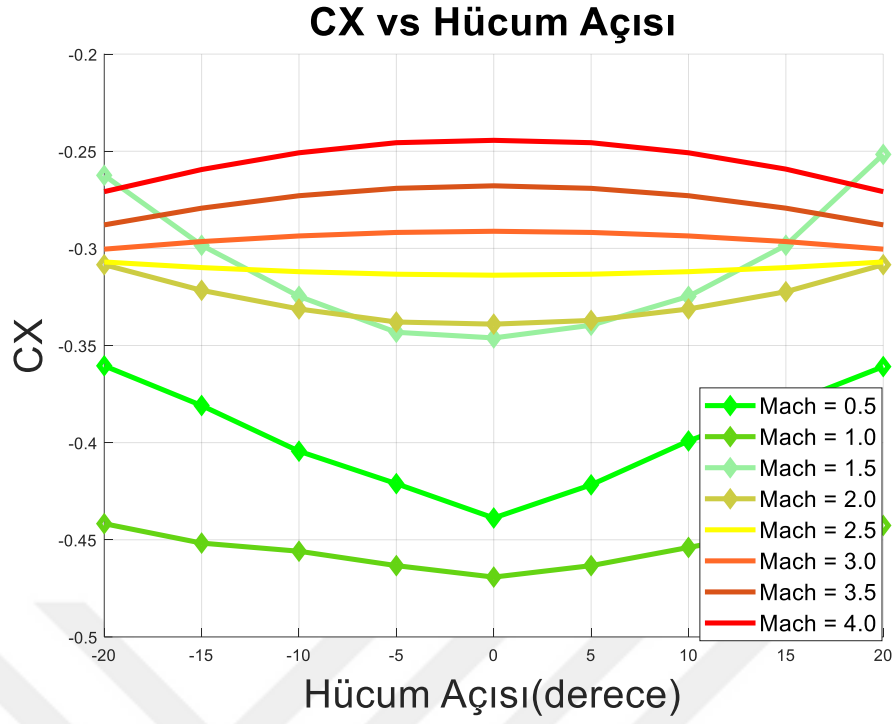
Çizelge 2.1: Kendiliğinden kararlı bir füze için aerodinamik kararlılık, kontrol ve dinamik türevleri

Kararlılık	İşaret	Kontrol	İşaret	Dinamik	İşaret
$C_{Y\beta}$	-	$C_{Y\delta_r}$	+	C_{Y_r}	+
$C_{N\alpha}$	+	$C_{N\delta_e}$	-	C_{N_q}	+
$C_{l\beta}$	-	$C_{l\delta_a}$	+	C_{l_p}	-
$C_{m\alpha}$	-	$C_{m\delta_e}$	-	C_{m_q}	-
$C_{n\beta}$	+	$C_{n\delta_r}$	+	C_{n_r}	-

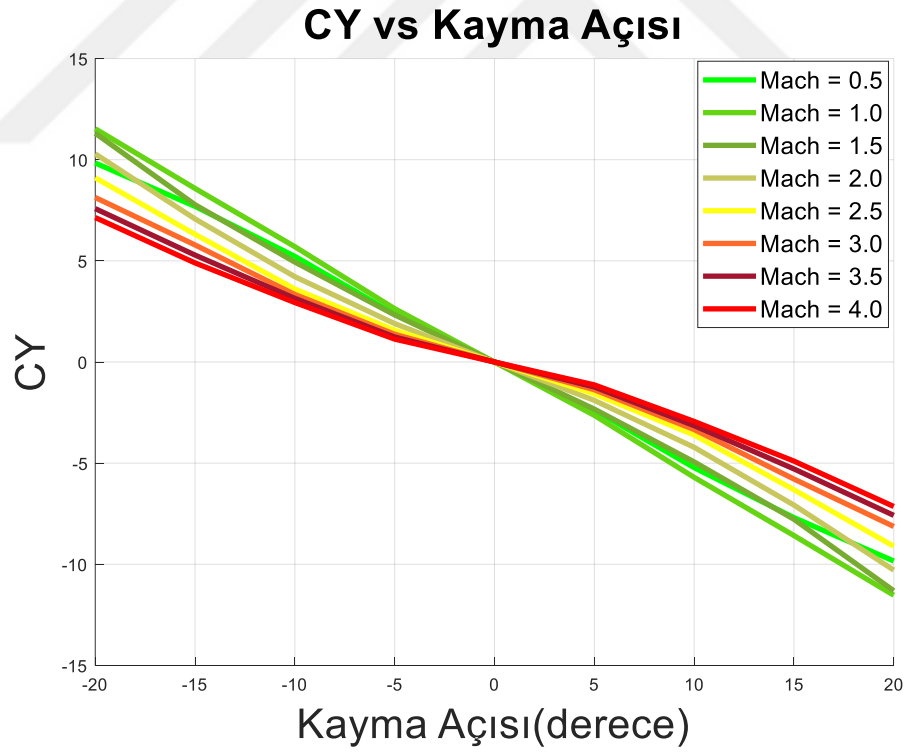
Bu çalışmada kullanılan Missile-DATCOM yazılımından alınan aerodinamik veriler aşağıda bulunan Şekil 2.18 ile Şekil 2.32 arasında verilmiştir.



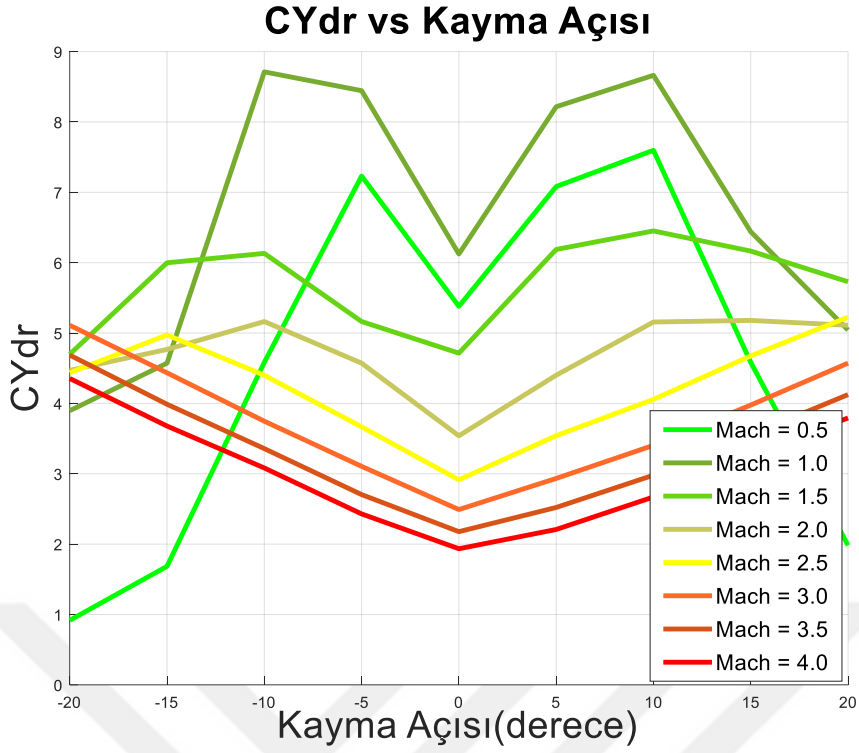
Şekil 2.18: Normal kuvvetin hücüm açısına göre değişimi



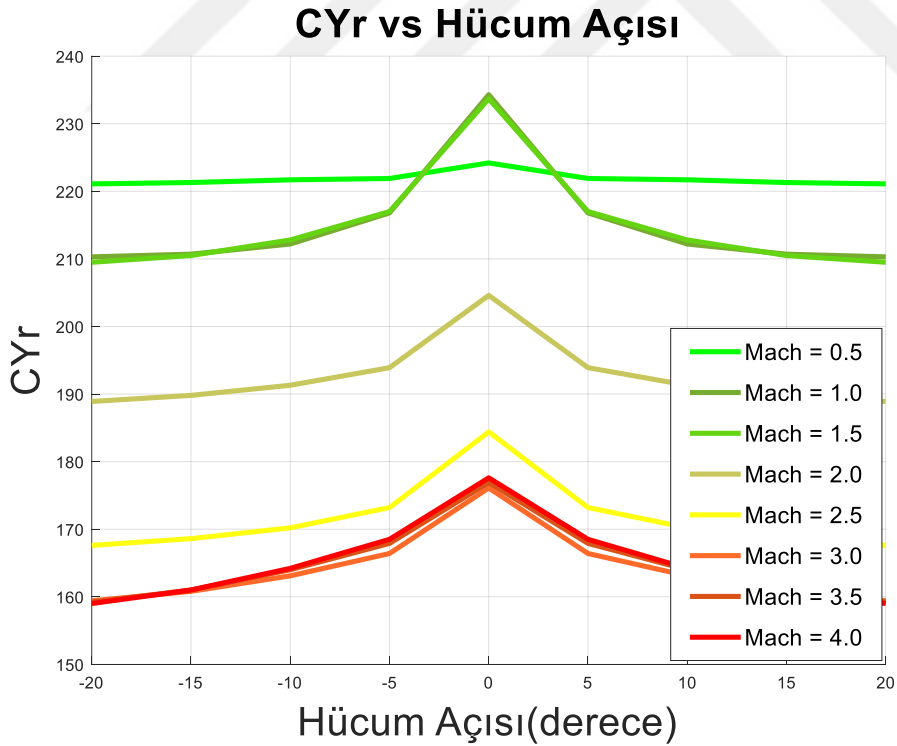
Şekil 2.19: Aksenal kuvvetin hücüm açısına göre değişimi



Şekil 2.20: Yanal kuvvetin kayma açısına göre değişimi

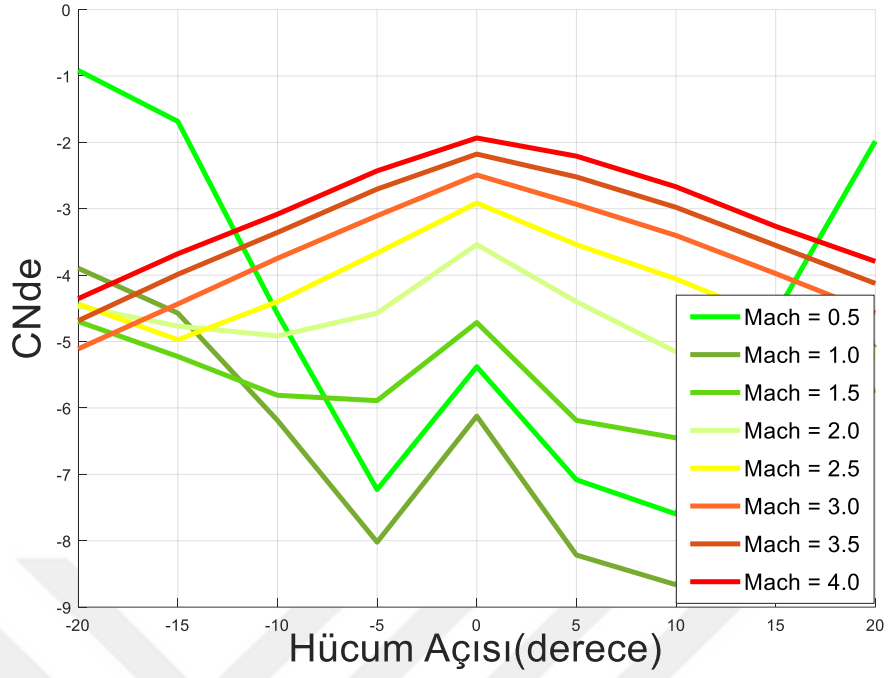


Şekil 2.21: Yanal kuvvet kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi



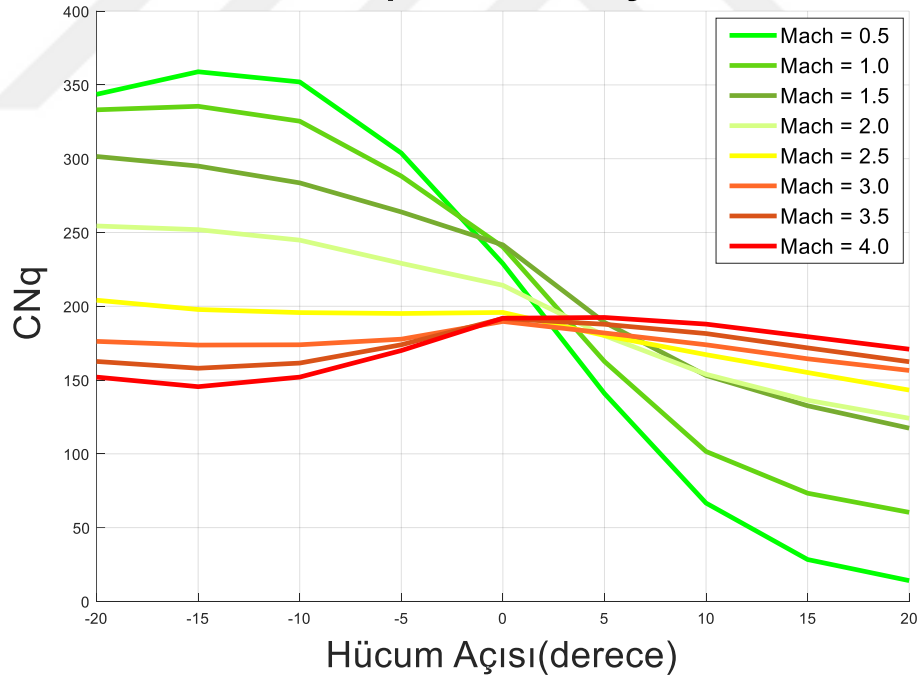
Şekil 2.22: Yanal kuvvet dinamik türevinin hücüm açısına göre değişimi

CNde vs Hücüm Açısı

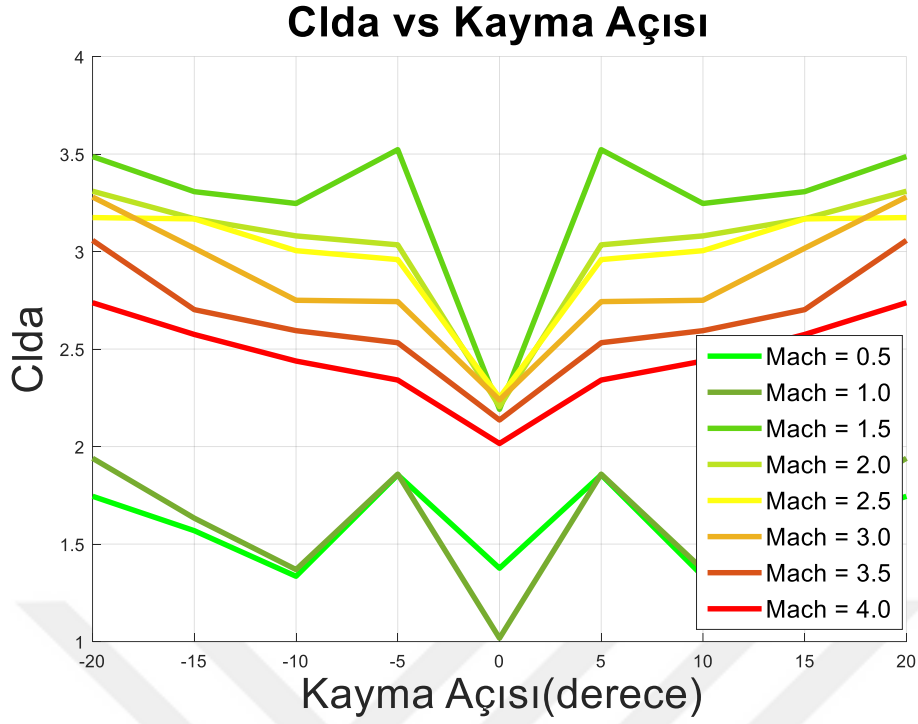


Şekil 2.23: Normal kuvvet kontrol türevinin hücüm açısına göre değışimi

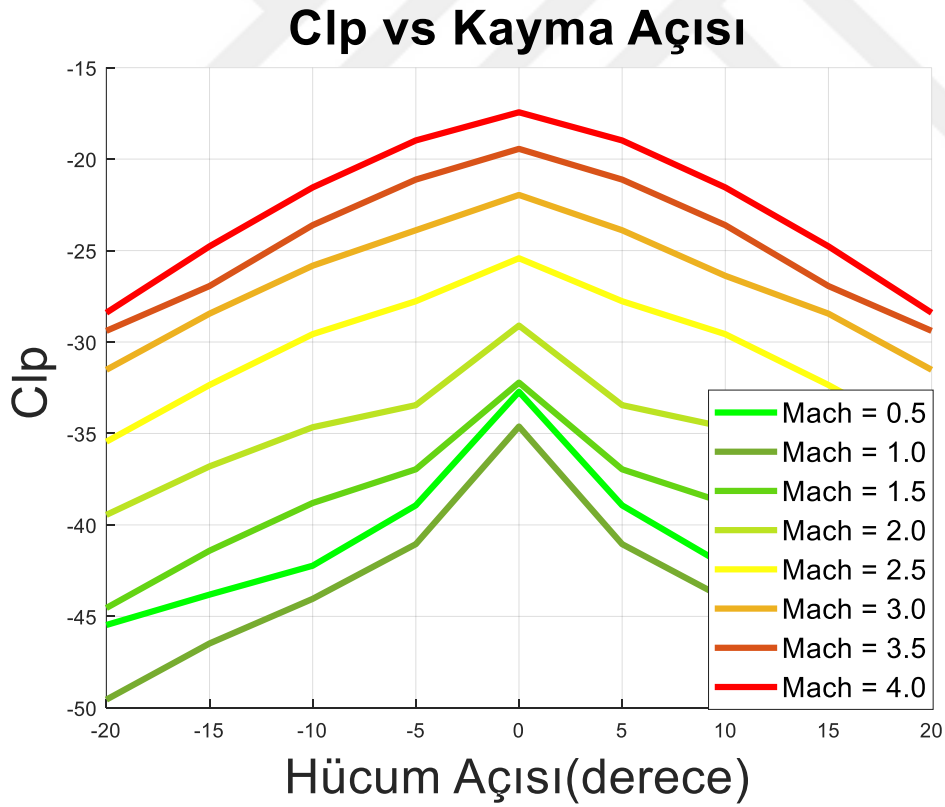
CNq vs Hücüm Açısı



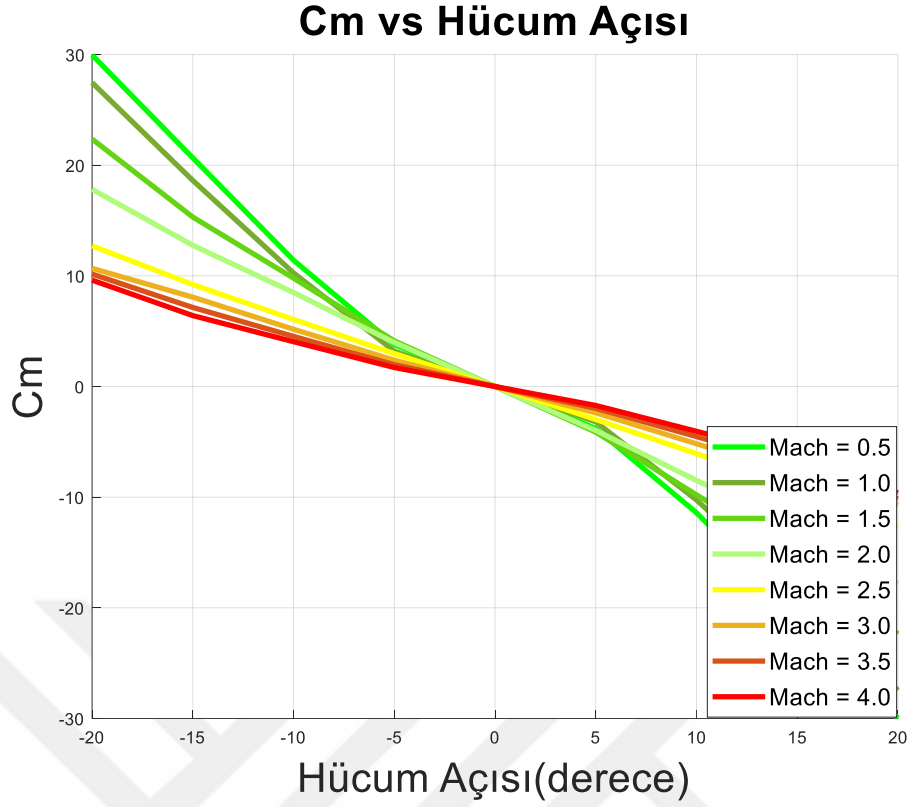
Şekil 2.24: Normal kuvvet dinamik türevinin hücüm açısına göre değışimi



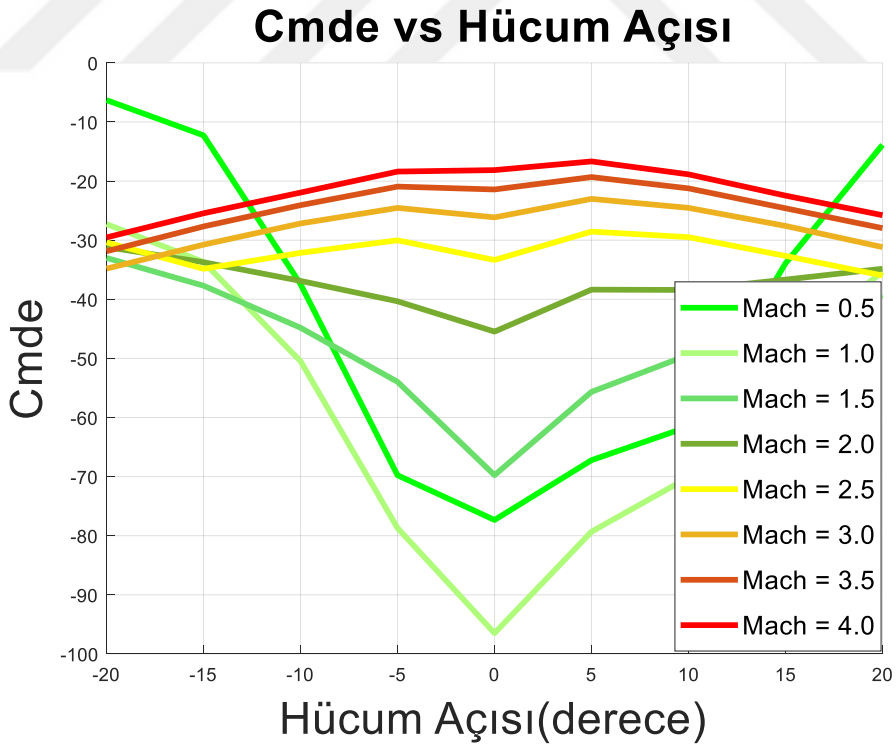
Şekil 2.25: Yuvarlanma momentini kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi



Şekil 2.26: Yuvarlanma momenti dinamik türevinin hücum açısına göre değişimi

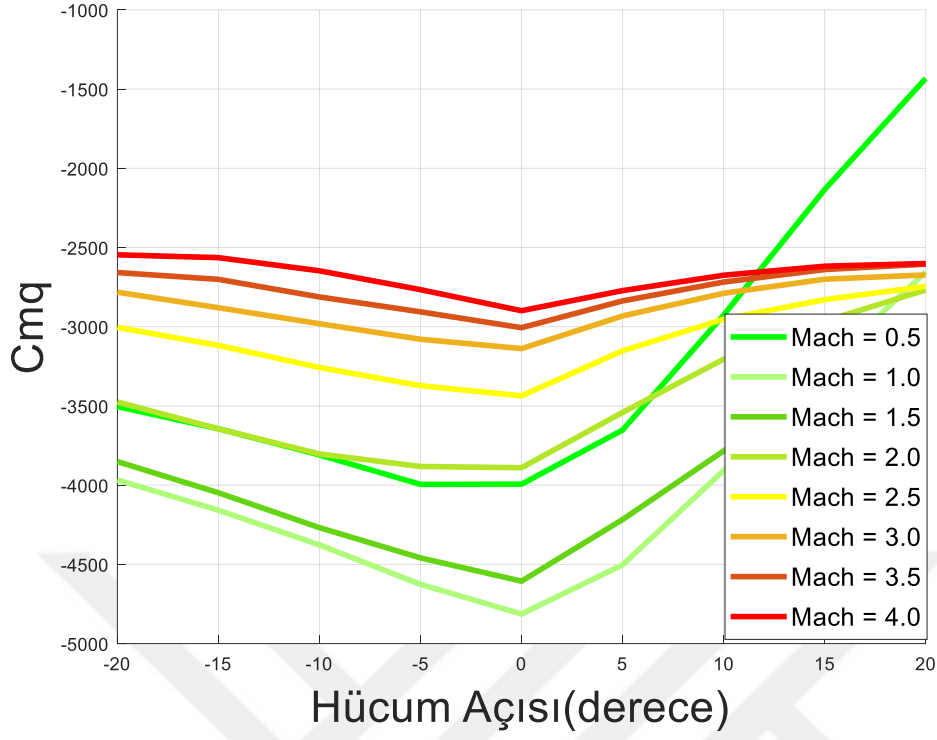


Şekil 2.27: Yunuslama momenti katsayısının hücüm açısına göre değişimi



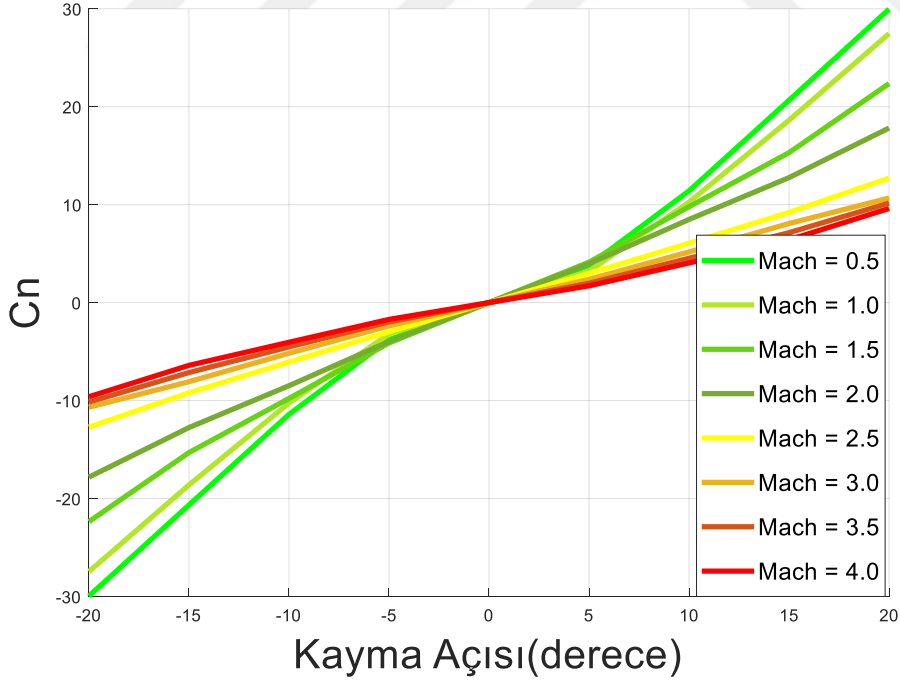
Şekil 2.28: Yunuslama momenti kontrol türevinin hücüm açısına göre değişimi

Cmq vs Hücüm Açısı

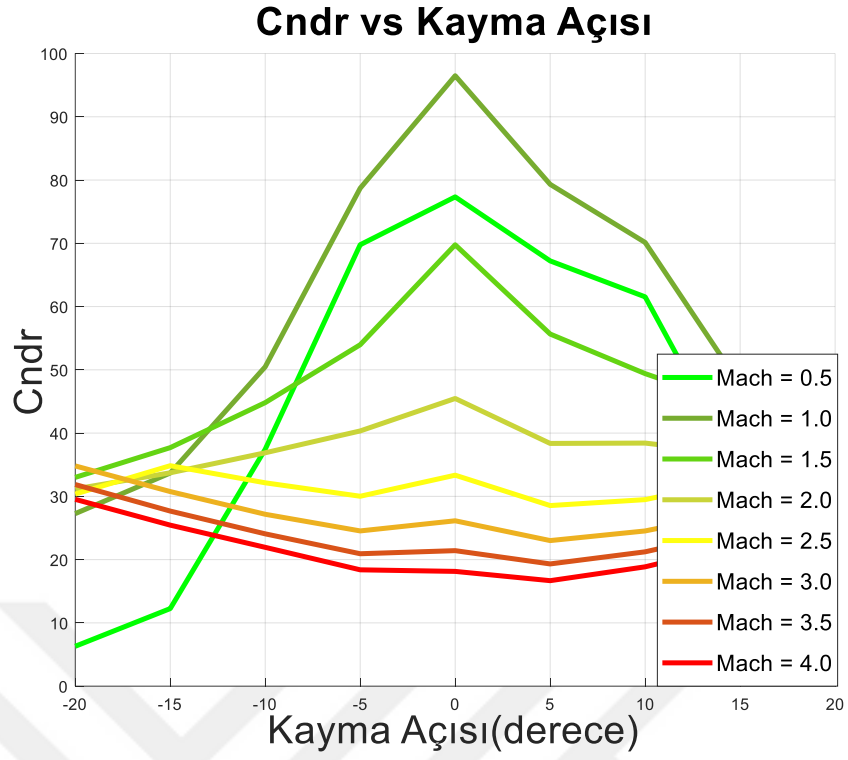


Şekil 2.29: Yunuslama dinamik türevinin hücüm açısına göre değişimi

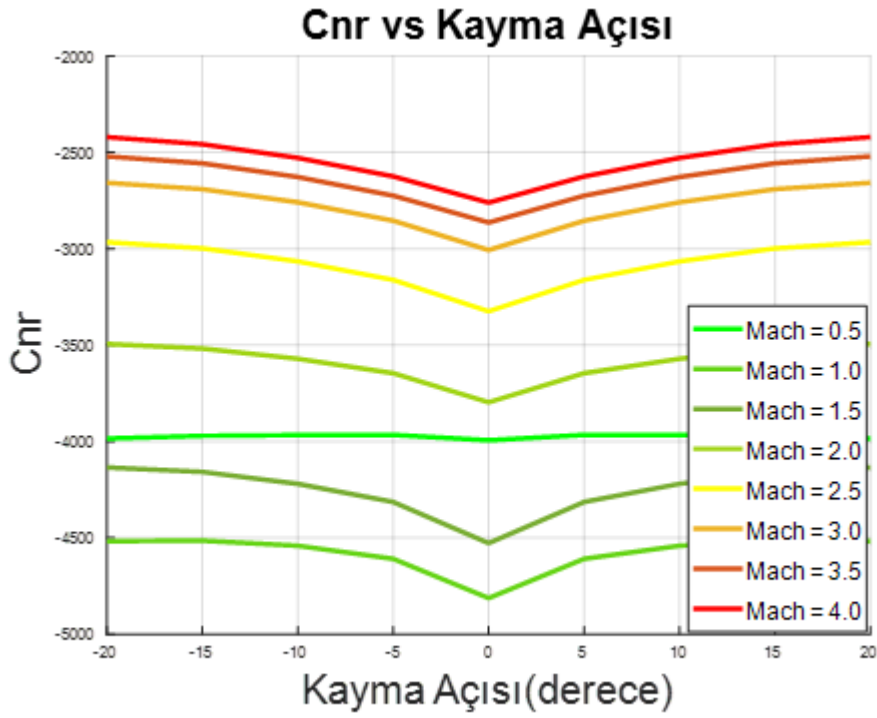
Cn vs Kayma Açısı



Şekil 2.30: Sapma moment katsayısının kayma açısına göre değişimi



Şekil 2.31: Sapma momenti kontrol türevinin kayma açısına göre değişimi



Şekil 2.32: Sapma momenti dinamik türevinin kayma açısına göre değişimi

2.3.3 Aerodinamik Kuvvetler ve Momentler

Aerodinamik kuvvetler ve momentler katsayılarıyla temsil edilebilirler. Referans alan A , referans uzunluk d , dinamik basınç Q ve C_x, C_y ve C_z de aerodinamik kuvvetler için katsayılar ise aerodinamik kuvvetler aşağıdaki Eşitlik (2.10) ile ifade edilebilir[23].

$$\begin{bmatrix} F_{ax} \\ F_{ay} \\ F_{az} \end{bmatrix} = QA \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

C_l, C_m ve C_n moment katsayıları ise aerodinamik momentler Eşitlik (2.11) ile ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = QAd \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Bu denklemlerde,

C_x =Eksenel kuvvet katsayısı

C_y =Yanal kuvvet katsayısı

C_z =Normal kuvvet katsayısı

C_l = Yuvarlanma momenti katsayısı

C_m =Yunuslama momenti katsayısı

C_n = Sapma momenti katsayısı

olarak ifade edilir.

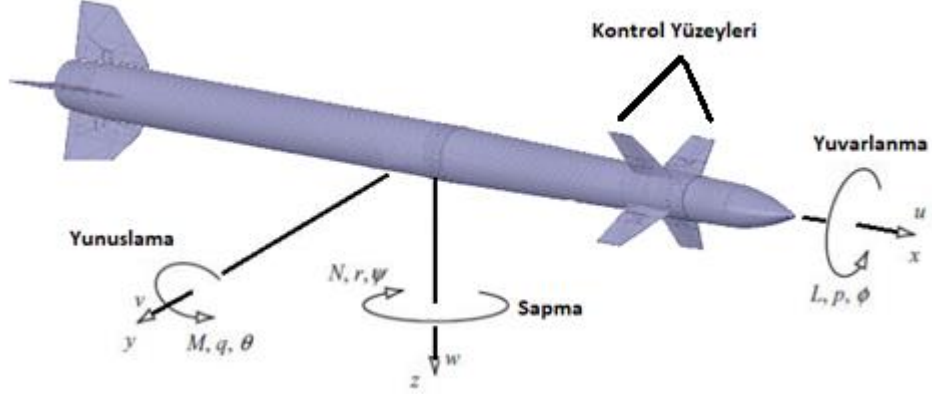
Aerodinamik katsayılar aşağıdaki gibi birkaç uçuş parametresinin fonksiyonu olarak ifade edilebilir[23].

$$C_i = C_i(M, \alpha, \beta, \delta_a, \delta_e, \delta_r, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta})$$

Gerçek dünyada, bu katsayılar çok daha fazla uçuş parametresine ve daha yüksek dereceli terimlere bağlı fonksiyonlardır. Kuvvet ve moment katsayıları; Mach sayısı, hücum açısı, kayma açısı, irtifa dümeni açısı(δ_e), kanatçık sapması açısı(δ_a), dümen açısı(δ_r) ile oluşturulan arama tablolarından bulunabilir. Bu tablo değişkenleri, tabloyu basitleştirmek için azaltılabilir ancak doğruluk seviyesini düşürür. 6 serbestlik dereceli benzetimleri ve doğrusal otopilot tasarımı için aerodinamik katsayıların doğrusallaştırılmış biçimleri elde edilir.

2.4 Hareket Denklemleri

2.4.1 Doğrusal Olmayan Hareket Denklemleri



Şekil 2.33: Öteleme ve dönme tanımları

Füze ile ilgili parametreler Çizelge 2.2’de verilmiştir.

Çizelge 2.2: Füze ile ilgili parametreler

	x	y	z
Açı	ϕ	θ	ψ
Hız	u	v	w
Konum	x_B	y_B	z_B
Açısal Hız	p	q	r
Kuvvet	F_x	F_y	F_z
Moment	L	M	N
Atalet	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
Çarpım Atalet Momenti	I_{xy}	I_{xz}	I_{yx}

Denklemler çıkarılmadan önce 2 varsayım yapılır.

- Füzenin kütlesi uçuş boyunca sabit kalır,
- Füze katı cisimdir.

Bir füzeye etki eden kuvvetler ve momentler F_x , F_y , F_z ve M_x , M_y , M_z olarak verilmiştir. Aslında bu kuvvetler ve momentler bazı farklı kuvvetlerin ve momentlerin toplamıdır. Bu kuvvetlerden ve momentlerden bahsedilirken aerodinamik kuvvetler, itme kuvvetleri ve yerçekimi etkileri hesaba katılmalıdır. Bu kuvvetler ve momentler Eşitlik (2.12) ve Eşitlik (2.13)’deki gibi yazılabilirler.

$$\begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{ax} + mg_x + T_x \\ F_{ay} + mg_y + T_y \\ F_{az} + mg_z + T_z \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L + L_T \\ M + M_T \\ N + N_T \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Yukarıdaki denklemlerde F_x, F_y, F_z ve M_x, M_y, M_z kuvvetleri ve momentleri sadece füze uçuş sırasında aerodinamik etkilerden dolayı oluşur. g_x, g_y ve g_z Dünya'nın merkezine yönlü yerçekimi ivmesinin gövde eksen takımında bileşenleridir. $T_x, T_y, T_z, L_T, M_T, N_T$ ise itki kuvveti ve momenti bileşenleridir. Gövde koordinat sisteminde yerçekimi ivmesi aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin(\theta) \\ g \sin(\phi) \cos(\theta) \\ g \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

2.4.1.1 Kinematik Hareket Denklemleri

Öteleme Kinematikleri : Gövde koordinat sisteminde tanımlı hızın, yer merkezli yere sabit koordinat ekseninde DCM yoluyla ifade edilebileceği daha önceden gösterilmişti.

$$\begin{bmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{bmatrix} = C^{(e,b)} \quad (2.15)$$

Eşitlik (2.15) açılırsa aşağıdaki Eşitlik (2.16), Eşitlik (2.17) ve Eşitlik (2.18) elde edilir.

$$V_X = (\cos(\theta) \cos(\Psi))u + (\sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\Psi) - \cos(\phi) \sin(\Psi))v + (\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\Psi) + \sin(\phi) \sin(\Psi))w \quad (2.16)$$

$$V_Y = (\cos(\theta) \sin(\Psi))u + (\sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\Psi) + \cos(\phi) \cos(\Psi))v + (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\Psi) - \sin(\phi) \cos(\Psi))w \quad (2.17)$$

$$V_Z = (-\sin(\theta))u + (\sin(\phi) \cos(\theta))v + (\cos(\phi) \cos(\theta))w \quad (2.18)$$

Bu denklemlerde V_X, V_Y ve V_Z hızın yer merkezli yere sabit koordinat eksenine göre yer merkezli yere sabit koordinat ekseninde gösterilmiş bileşenleridir. u, v ve w ise hız bileşenlerinin yer merkezli yere sabit koordinat sistemine göre gövde koordinat sisteminde gösterilmiş bileşenleridir.

Dönme Kinematikleri : Dönme kinematik denklemleri, Euler açılarının zamanla değişim oranını füze gövdesinin açısal hızları ile ilişkilendirir. Ortogonal matris ve sabitin türevinin sıfır olması özelliği kullanılarak aşağıdaki denklemler çıkarılabilir[24].

$$[C^{(e,b)}]^T C^{(e,b)} = I \quad (2.19)$$

$$\frac{d}{dx} \left([C^{(e,b)}]^T C^{(e,b)} \right) = \frac{d}{dx} (I) \quad (2.20)$$

$$[C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)} = [-\dot{C}^{(e,b)}]^T C^{(e,b)} \quad (2.21)$$

$$[C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)} = - \left([C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)} \right) \quad (2.22)$$

Yukarıdaki denklem $[C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)}$, nin çarpık-simetrik bir matris olduğunu ve bu nedenle $\vec{\omega}$ kolonundan oluşturulan, $\vec{\omega} = [C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)} \vec{\omega}_{ang}$ denklemini sağlayan ve gövde koordinat sisteminde tanımlı hız bileşenlerini içeren bir çarpık-simetrik $\tilde{\omega}$ matrisi olduğunu gösterir.

Daha açık bir şekilde ifade etmek gerekirse,

$$\vec{\omega}_{ang} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

ve dolayısıyla karşılık gelen çarpık-simetrik matris Eşitlik (2.24) ile ifade edilebilir.

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$[C^{(e,b)}]^T \dot{C}^{(e,b)} = \tilde{\omega}$ denklemi Euler açılarının değişim oranları için çözülürse dönme kinematik denklemleri Eşitlik (2.25), Eşitlik (2.26) ve Eşitlik (2.27)'deki gibi elde edilir[24].

$$\dot{\phi} = p + (q \sin(\phi) + r \cos(\phi)) \tan(\theta) \quad (2.25)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \quad (2.26)$$

$$\dot{\psi} = \frac{(q \sin(\phi) + r \cos(\phi))}{\cos(\theta)} \quad (2.27)$$

2.4.1.2 Dinamik Hareket Denklemleri

Öteleme Dinamikleri: Öteleme dinamik denlemlerinin elde edilmesinde Newton'un ikinci yasası kullanılır. Eğer Dünya'nın ataletsel koordinat sistemine göre yok sayılırsa, yer merkezli yere sabit koordinat sistemi, ataletsel koordinat sistemi olarak düşünülebilir ve öteleme ve dönme hızları yer merkezli yere sabit koordinat sisteminde elde edilebilir.

$$\vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V})|_E = m \frac{d}{dt}(\vec{V})|_E \quad (2.28)$$

$$\vec{F} = \vec{F}_{aero} + \vec{F}_{itki} + \vec{F}_{yerçekimi} \quad (2.29)$$

Bu denklemlerde \vec{F} , füze üzerine etki eden aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetlerinin toplamıdır. Füzenin kütlesi m , yer merkezli yere sabit koordinat sistemine göre hızı V 'dir. $|_E$ ise ilgili terimlerin türevlenmesinin yer merkezli yere sabit koordinat sisteminde yapıldığını gösterir. Eşitlik (2.28), gövde koordinat sisteminde aşağıdaki gibi yazılır.

$$\vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V})|_B + \vec{\omega}_{ang} \times \vec{V} \quad (2.30)$$

Yukarıdaki eşitlikte $|_B$ türevlenmenin gövde koordinat sisteminde yapıldığını gösterir. \vec{F} vektörü aşağıdaki Eşitlik (2.31) ile ifade edilebilir.

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Doğrusal hız vektörü aşağıdaki Eşitlik (2.32)'de ifade edildiği gibi yazılabilir.

$$\vec{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Açısal hız vektörü ise Eşitlik (2.33)'de ifade edildiği gibi yazılabilir.

$$\vec{\omega}_{ang} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Eşitlik (2.30), yukarıdaki Eşitlik (2.31), (2.32) ve (2.33) ile tekrar yazıldığında aşağıdaki Eşitlik (2.34) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \end{bmatrix} = m \left\{ \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right\} \quad (2.34)$$

İvme terimleri Eşitlik (2.35)'de gösterildiği gibi bir tarafta bırakılır.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_X/m \\ F_Y/m \\ F_Z/m \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

Vektörel çarpım yapıldığında aşağıdaki Eşitlik (2.36) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_X/m \\ F_Y/m \\ F_Z/m \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

Son olarak öteleme dinamik denklemleri Eşitlik (2.37), (2.38) ve (2.39)'da gösterildiği gibi elde edilir.

$$\dot{u} = \frac{F_X}{m} - qw + rv \quad (2.37)$$

$$\dot{v} = \frac{F_Y}{m} - ru + pw \quad (2.38)$$

$$\dot{w} = \frac{F_Z}{m} - pv + qu \quad (2.39)$$

Dönme Dinamikleri : Dönme dinamik denklemleri elde edilmesinde aşağıdaki Eşitlik (2.40) kullanılır.

$$\vec{M} = \frac{d}{dt}(\vec{H}) \Big|_E \quad (2.40)$$

Füze üzerine etki eden toplam tork \vec{M} ile ifade edilir. $\vec{H} = \hat{J}\vec{\omega}_{ang}$ füzenin açısal momentumu, \hat{J} atalet diyadığıdır. Eşitlik (2.40) gövde koordinat sisteminde aşağıdaki biçimde yazılır.

$$\vec{M} = \hat{J} \left\{ \frac{d}{dt}(\vec{H}) \Big|_B \right\} + \vec{\omega}_{ang} \times \hat{J}\vec{\omega}_{ang} \quad (2.41)$$

Atalet diyadığı matrisi gövde koordinat sisteminde aşağıdaki Eşitlik (2.41) gibidir.

$$\hat{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

Füzenin gövde eksenini, atalet eksenini ile çakışacak şekilde alınmıştır. Dolayısıyla çapraz çarpım atalet terimleri I_{xy} , I_{xz} ve I_{yz} kaybolur. Füzenin simetrik olmasından dolayı da $I_{yy} = I_{zz}$ kabul edilir. Böylece atalet matrisi, simetrik bir füze için aşağıdaki Eşitlik (2.43) gibi basitleştirilebilir.

$$\hat{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.43)$$

Toplam moment sütun vektörü gösterimi Eşitlik (2.44)'de yazılmıştır.

$$\vec{\omega}_{ang} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

Eşitlik (2.40) oluşturulursa aşağıdaki biçimi alır.

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Skaler çarpım işleminden sonra Eşitlik (2.46) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} \\ I_{yy}\dot{q} \\ I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Vektörel çarpım işleminden sonra Eşitlik (2.47) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} \\ I_{yy}\dot{q} \\ I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_{zz}qr - I_{yy}qr \\ -I_{zz}pr + I_{xx}pr \\ I_{yy}pq - I_{xx}pq \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

son olarak dönme dinamik denklemleri Eşitlik (2.48), (2.49) ve (2.50) elde edilir.

$$\dot{p} = \frac{M_X - qr(I_{zz} - I_{yy})}{I_{xx}} \quad (2.48)$$

$$\dot{q} = \frac{M_Y - rp(I_{xx} - I_{zz})}{I_{yy}} \quad (2.49)$$

$$\dot{r} = \frac{M_Z - pq(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}} \quad (2.50)$$

2.4.2 Doğrusal Hareket Denklemleri

2.4.2.1 Diferansiyel Denklemlerin Doğrusallaştırılması

Doğrusallaştırma, fonksiyonun belirli bir noktasında fonksiyona doğrusal yaklaşımı bulmayı ifade etmektedir. Dinamik sistemlerde doğrusallaştırma, doğrusal olmayan diferansiyel denklemlerden oluşan sistemin denge noktasının yerel kararlılığını belirlemek için kullanılır. Doğrusal olmayan bir sistem modelinin en genel temsili aşağıdaki Eşitlik (2.51)'deki gibidir.

$$\dot{x} = f(x, u) \quad x \in R^n \text{ ve } u \in R^m \text{ olduğu yerde} \quad (2.51)$$

Sistemin dengede olmasını sağlayan sabit bir giriş $u_e = [u_{1e}, u_{2e}, \dots, u_{me}]^T$ ve sabit bir denge durumu $x_e = [x_{1e}, x_{2e}, \dots, x_{ne}]^T$ olsun. Bu giriş ve denge durumuyla aşağıdaki Eşitlik (2.52) elde edilmiş olur.

$$f(x_e, u_e) = 0 \quad (2.52)$$

Pertürbasyon teorisinden faydalanılarak sabit giriş ve denge durum vektörü aşağıdaki Eşitlik (2.53)'deki gibi tanımlanabilir.

$$u = u_e + \Delta u \Rightarrow x = x_e + \Delta x \quad (2.53)$$

Yukarıdaki Eşitlik (2.53)'ü Taylor açılımı ile açarsak;

$$\begin{aligned} \dot{x} = f(x_e + \Delta x, u_e + \Delta u) &= f(x_e, u_e) + \frac{\partial f}{\partial x}(x_e, u_e)\Delta x + \\ &\frac{\partial f}{\partial u}(x_e, u_e)\Delta u + HOT = A\Delta x + B\Delta u \end{aligned} \quad (2.54)$$

Yukarıdaki açılımda f fonksiyonunun x ve u 'ya bağlı Jacobian matrisi (x_e, u_e) noktalarında otopilot tasarımı için tasarım koşullarını sisteme bildirmek üzere Eşitlik (2.55) ve Eşitlik (2.56) oluşturulur.

$$\frac{\partial f}{\partial x}(x_e, u_e) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}_{x=x_e, u=u_e} \quad (2.55)$$

$$\frac{\partial f}{\partial u}(x_e, u_e) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial u_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial u_n} \end{bmatrix}_{x=x_e, u=u_e} \quad (2.56)$$

Yukarıdaki teoremler ve eşitlikler kullanılarak $y = f(x, u)$ biçiminde doğrusal olmayan bir fonksiyonun doğrusal biçimi elde edilebilir ve sonuç olarak ortaya çıkan model aşağıda Eşitlik (2.57)'de verilmiştir.

$$y = u_e + \Delta y, \quad \Delta y = C\Delta x + D\Delta u, \quad C = \frac{\partial f}{\partial x}(x_e, u_e), \quad D = \frac{\partial f}{\partial u}(x_e, u_e) \quad (2.57)$$

2.4.2.2 Aerodinamik Modelin Doğrusallaştırılması

Aerodinamik katsayılar, benzetim ortamında uçuş parametrelerinin doğrusal olmayan fonksiyonu şeklinde kullanılmıştır ancak otopilot tasarımında kullanılmak üzere

Taylor açılımı ile denge noktaları etrafında aşağıda Eşitlik (2.58) ile verilen biçimde doğrusallaştırılmıştır.

$$\begin{aligned}
C_i &= C_i(M, \alpha, \beta, \delta_a, \delta_e, \delta_r, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) = C_{i0}(\alpha, M, \beta) + C_{i\alpha}(\alpha, M, \beta)\alpha + \\
&C_{i\beta}(\alpha, M, \beta) + C_{i\delta_a}(\alpha, M, \beta)\delta_a + C_{i\delta_e}(\alpha, M, \beta)\delta_e + C_{i\delta_r}(\alpha, M, \beta)\delta_r + \\
&C_{ip}(\alpha, M, \beta)p \frac{d}{2V} + C_{iq}(\alpha, M, \beta)q \frac{d}{2V} + C_{ir}(\alpha, M, \beta)r \frac{d}{2V} + Y.D.T. \\
i &= X, Y, Z, l, m, n
\end{aligned} \tag{2.58}$$

Yukarıdaki denklemde Y.D.T. kısaltması Taylor açılımındaki yüksek dereceli terimleri ifade etmektedir ve ihmal edilecektir. $\frac{d}{2V}$ terimi ise dinamik aerodinamik katsayıları boyutsuz hale getiren çarpandır. Aerodinamik türevler için aşağıdaki Eşitlik (2.59) kullanılmaktadır.

$$C_{ij} = \frac{\partial C_{ij}}{\partial j} \Big|_{j=j_0} \quad j = \alpha, \beta, \delta_a, \delta_e, \delta_r, p, q, r \tag{2.59}$$

Aerodinamik türevler sadece Mach sayısına bağlı bir fonksiyon değil ayrıca hücum açısı ve kayma açısına da bağlı olabilir. Missile Datcom programına göre çoğu aerodinamik türev Mach sayısı, hücum açısı, kayma açısı ve kanat sapma açısına bağlıdır. Bu türevler giriş parametrelerine bağlı olan tablolardır.

Aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin katsayılarının boyutsuz olarak ifadeleri aşağıdaki Eşitlik (2.60) ile Eşitlik (2.65) arasında verilmiştir.

$$C_X = -C_a(\alpha, M, \beta) \tag{2.60}$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Y\delta_a}\delta_a + C_{Y\delta_r}\delta_r + C_{Yp}p \frac{d}{2V} + C_{Yr}r \frac{d}{2V} \tag{2.61}$$

$$C_Z = C_{Z\alpha}\alpha + C_{Z\delta_e}\delta_e + C_{Zq}q \frac{d}{2V} \tag{2.62}$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{lp}p \frac{d}{2V} + C_{lr}r \frac{d}{2V} \tag{2.63}$$

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{mq}q \frac{d}{2V} \tag{2.64}$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r + C_{np}p \frac{d}{2V} + C_{nr}r \frac{d}{2V} \tag{2.65}$$

2.4.2.3 Hareket Denklemlerinin Doğrusallaştırılması

Doğrusal kontrolcü tasarlamak için önce doğrusal bir sistem modeline ihtiyaç vardır. Aerodinamik modelin doğrusallaştırılması önceki bölümlerde gösterildi. Hareket denklemlerinin de denge noktalarında doğrusallaştırılması gerekmektedir. Bu çalışmada füzenin kararlı hal uçuş koşulu doğrusallaştırılmanın yapıldığı denge noktası olarak alınmıştır. Doğrusallaştırma işlemi sırasında doğrusal olmayan hareket denklemleri üzerinde mantıklı varsayımlar yapılmıştır. Modellenen füze, hedefine yönelirken yuvarlanma eksenindeki harekete ihtiyaç duymamaktadır ve böyle füzelere dönmeyen füze(skid-to-turn) denilmektedir. Böyle füzelerin önemli bir avantajı ise boylamsal ve yanal hareketleri birbirinden bağımsız olarak modelleyebilmektedir. Örneğin füzenin boylamsal hareket yaptığında yuvarlama ve sapma açıları ve yanal hareketin açısal hızları oluşmaz. Hareket denklemlerinin doğrusallaştırılmasında yapılan varsayımlar aşağıda gösterilmiştir.

- Yuvarlanma hareketi sabit ve çok azdır. ($\phi \approx 0^\circ, p \approx 0^\circ /s$).
- q kullanışlı ise, $r = 0$.
- r kullanışlı ise, $q = 0$.
- Füzenin hızı sabit ve gövde eksenindeki u hızına yakındır ($V \approx u$).

Varsayımların yardımıyla hız denklemleri aşağıdaki gibi elde edilir.

$q = 0$ için Eşitlik (2.48) aşağıdaki hale gelir.

$$\dot{p} = \frac{M_x}{I_{xx}} = \frac{QAd(C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{lp}p\frac{d}{2V} + C_{lr}r\frac{d}{2V})}{I_{xx}} \quad (2.66)$$

$p = 0$ için Eşitlik (2.49) aşağıdaki hale gelir.

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_{yy}} = \frac{QAd(C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{mq}q\frac{d}{2V})}{I_{yy}} \quad (2.67)$$

$r = 0$ için Eşitlik (2.50) aşağıdaki hale gelir.

$$\dot{r} = \frac{M_z}{I_{zz}} = \frac{QAd(C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r + C_{nr}p\frac{d}{2V} + C_{nr}r\frac{d}{2V})}{I_{zz}} \quad (2.68)$$

Denklemlerin görünümünü sadeleştirmek için aşağıdaki gibi gösterim yapılabilir.

$$\dot{p} = L_\beta \beta + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r + L_p p + L_r r \quad (2.69)$$

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + M_{\delta_e} \delta_e + M_q q \quad (2.70)$$

$$\dot{r} = N_\beta \beta + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r + N_p p + N_r r \quad (2.71)$$

olduğu yerde,

$$L_\beta = \frac{QAd}{I_{xx}} C_{l\beta} \quad L_p = \frac{QAd}{I_{xx}} \frac{d}{2V} C_{lp} \quad L_r = \frac{QAd}{I_{xx}} \frac{d}{2V} C_{lr} \quad L_{\delta_a} = \frac{QAd}{I_{xx}} C_{l\delta_a} \quad (2.72)$$

$$L_{\delta_r} = \frac{QAd}{I_{xx}} C_{l\delta_r} \quad M_\alpha = \frac{QAd}{I_{yy}} C_{m\alpha} \quad M_q = \frac{QAd}{I_{yy}} \frac{d}{2V} C_{mq} \quad M_{\delta_e} = \frac{QAd}{I_{yy}} C_{l\delta_e} \quad (2.73)$$

$$N_\beta = \frac{QAd}{I_{zz}} C_{n\beta} \quad N_p = \frac{QAd}{I_{zz}} \frac{d}{2V} C_{np} \quad N_r = \frac{QAd}{I_{zz}} \frac{d}{2V} C_{nr} \quad N_{\delta_a} = \frac{QAd}{I_{zz}} C_{n\delta_a} \quad (2.74)$$

$$N_{\delta_r} = \frac{QAd}{I_{zz}} C_{n\delta_r} \quad (2.75)$$

Hücum açısının ve kayma açısının küçük olma varsayımını yaparak küçük açı yaklaşımı kullanılırsa aşağıdaki eşitlikler elde edilir.

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right) \approx \frac{w}{u} \quad (2.76)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v}{V}\right) \approx \frac{v}{V} \quad (2.77)$$

Buna ek olarak aksenal hızın hemen hemen her doğrusallaştırma noktasında sabit ve diğer hız bileşenlerine göre çok büyüktür.

$$v, w \ll u \approx V \quad (2.78)$$

Bu yaklaşımları kullanarak hücum açısının ve kayma açısının türevleri aşağıdaki Eşitlik (2.79) ve Eşitlik (2.80) gibi basitleştirilebilir.

$$\dot{\alpha} \approx \frac{\dot{w}}{V} = \frac{\frac{F_z}{m} - pv + qu}{V} \quad (2.79)$$

$$\dot{\beta} \approx \frac{\dot{v}}{V} = \frac{\frac{F_y}{m} - ru + pw}{V} \quad (2.80)$$

Yuvarlanma hızının neredeyse sıfır varsayımı daha önceki bölümlerde yapılmıştı ve aerodinamik katsayıların doğrusal ifade biçimi ile birlikte aşağıdaki Eşitlik (2.81) ve Eşitlik (2.82) gibi yazılabilir.

$$\dot{\alpha} = \frac{QA}{mV} \left(C_{Z\alpha} \alpha + C_{Z\delta_e} \delta_e + C_{Zq} q \frac{d}{2V} \right) + q \quad (2.81)$$

$$\dot{\beta} = \frac{QA}{mV} \left(C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_a} \delta_a + C_{Y\delta_r} \delta_r + C_{Yp} p \frac{d}{2V} + C_{Yr} r \frac{d}{2V} \right) - r \quad (2.82)$$

Gösterim sadeleştirilse, Eşitlik (2.83) ve Eşitlik (2.84) elde edilir.

$$\dot{\alpha} = Z_\alpha \alpha + (Z_q + 1)q + Z_{\delta_e} \delta_e \quad (2.83)$$

$$\dot{\beta} = Y_\beta \beta + Y_p p + (Y_r - 1)r + Y_{\delta_a} \delta_a + Y_{\delta_r} \delta_r \quad (2.84)$$

olduğu yerde,

$$Z_\alpha = \frac{QA}{mV} C_{Z\alpha} \quad Z_q = \frac{QA}{mV} \frac{d}{2V} C_{Zq} \quad Z_{\delta_e} = \frac{QAd}{mV} C_{Z\delta_e} \quad Y_\beta = \frac{QA}{mV} C_{Y\beta} \quad (2.85)$$

$$Y_p = \frac{QA}{mV} \frac{d}{2V} C_{Yp} \quad Y_r = \frac{QA}{mV} \frac{d}{2V} C_{Yr} \quad Y_{\delta_r} = \frac{QAd}{mV} C_{Y\delta_r} \quad Y_{\delta_a} = \frac{QA}{mV} C_{Y\delta_a} \quad (2.86)$$

Öteleme kinematik denklemleri gövde eksenindeki hızları yer merkezli ataletsel eksenine çevirmede kullanıldıkları için doğrusallaştırılmalarına ihtiyaç yoktur. Son aşama olarak dönme kinematik denklemleri basitleştirildi. $\theta \approx 0$ için Eşitlik (2.25), Eşitlik (2.26) ve Eşitlik (2.27) aşağıdaki biçime gelirler.

$$\dot{\phi} = p \quad (2.87)$$

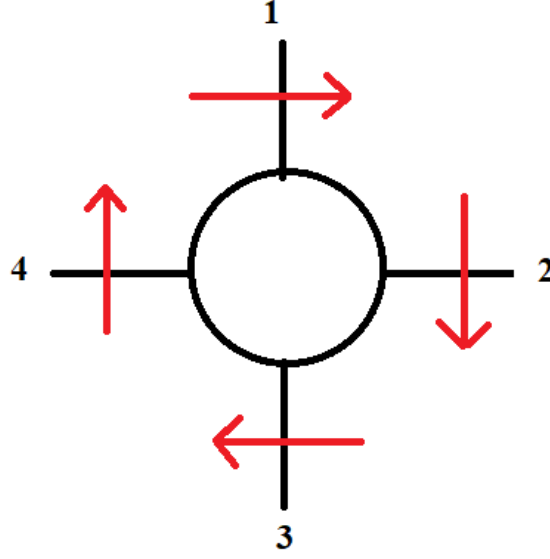
$$\dot{\theta} = q \quad (2.88)$$

$$\dot{\psi} = p \quad (2.89)$$

2.5 Kontrol Yüzeyi Sapma Açıları

Bu çalışmada kullanılan füze kanard kontrollü bir füzedir ve kontrol yüzeyleri (+) konfigürasyonundadır. Aşağıdaki şekilde kontrol yüzeylerinin pozitif yöndeki dönmelerinin tanımlamaları ve kanat numaralandırılması yapılmıştır (Füzeye arkadan bakılmaktadır).

Füzeler hedefine giderken yuvarlanma hareketini kullanıp kullanmamalarına göre ikiye ayrılırlar. Bu çalışmada kullanılan füze dönmeyen bir füzedir.



Şekil 2.34: '+' konfigürasyonlu füze kontrol yüzeyleri pozitif dönme tanımlamaları

Füzeye arkadan bakıldığında bütün kontrol yüzeylerinin pozitif yönde hareketi pozitif yuvarlanma hareketine neden olmaktadır. Pozitif yunuslama hareketi ise 2 numaralı kontrol yüzeyinin negatif, 4 numaralı kontrol yüzeyinin pozitif yönde hareketi sonucu oluşmaktadır. Pozitif sapma hareketi için ise 1 numaralı kontrol yüzeyinin pozitif, 3 numaralı kontrol yüzeyinin negatif hareketi sonucu oluşmaktadır.

Kontrol yüzeylerinin isimlendirilmesi ise $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ ve δ_4 'dür. Bu kontrol yüzeylerinin kombinasyonlarıyla aşağıdaki üç dönme hareketi oluşur.

$\delta_a = \text{aileron açısı (Yuvarlanma hareketi)}$

$\delta_e = \text{elevator açısı (Yunuslama hareketi)}$

$\delta_r = \text{rudder açısı (Sapma hareketi)}$

Bu açılar kontrol yüzeylerinin kombinasyonlarıyla aşağıda verilen Eşitlik (2.90), Eşitlik (2.91) ve Eşitlik (2.92)'da gösterildiği gibi oluştururlar.

$$\delta_a = \frac{\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4}{4} \quad (2.90)$$

$$\delta_e = \frac{\delta_2 - \delta_4}{2} \quad (2.91)$$

$$\delta_r = \frac{\delta_1 - \delta_3}{2} \quad (2.92)$$

2.6 Kontrol Tahrik Sistemi Modeli

Kontrol tahrik sistemi basitçe kontrol yüzeylerini tahrik eden motor sistemidir. Otopilottan gelen kanat açısı komutunu giriş olarak alır ve takip performansına göre çıkış komutunu sisteme iletir. İkinci dereceden doğrusal bir sistem olarak aşağıda verilen Eşitlik 2.93'de gösterildiği gibi modellenmiştir.

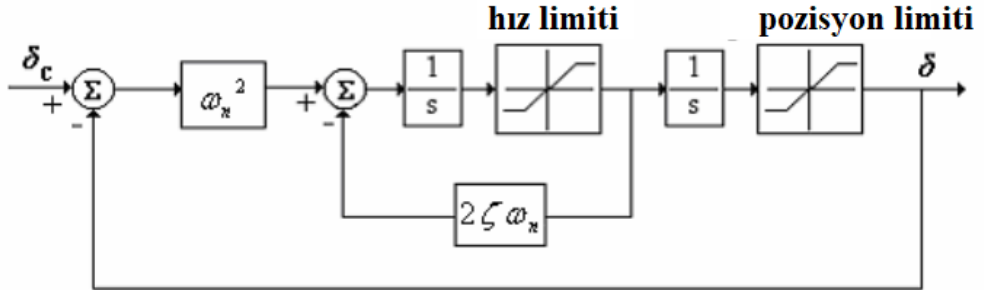
$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (2.93)$$

olduğu yerde,

$\omega_n = \text{doğal frekans}(\text{rad} / \text{s})$

$\xi = \text{sönümlenme oranı.}$

Bu sistemlerin hız limiti ve yapabilecekleri maksimum hareket açısı vardır. Bu açı ve hız limiti füzenin dinamiklerine bağlıdır ve füzeyi kararlı halde tutabilecek şekilde limitlenmiştir. Sistemin doğal frekansı 100 rad/s , sönümlenme oranı 0.707, kontrol yüzeylerinin maksimum hızı 250°/s ve maksimum yapabileceği açı 20°'dir. Aşağıdaki şekilde kontrol tahrik sisteminin blok şeması verilmiştir.



Şekil 2.35: Kontrol tahrik sistemi blok şeması

Sistemin durum uzayı gösterimi aşağıda verilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \delta(t) \\ \dot{\delta}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta(t) \\ \dot{\delta}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_n^2 \end{bmatrix} \delta_c(t) \quad (2.94)$$

2.7 Doğrusal Füze Modeli

2.7.1 Yunuslama Düzlemi Durum Uzay Modeli

Önceki bölümlerde elde edilen yunuslama düzlemi denklemleri yunuslama düzlemi durum uzayı modelini oluşturmak için aşağıdaki gibi kullanılmıştır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\delta}_e \\ \dot{\delta}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 0 & Z_q + 1 & Z_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ M_\alpha & 0 & M_q & M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \theta \\ q \\ \delta_e \\ \delta_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \end{bmatrix} \delta_{ec} \quad (2.95)$$

2.7.2 Yuvarlanma – Sapma Düzlemi Durum Uzay Modeli

Önceki bölümlerde elde edilen yuvarlanma ve sapma düzlemi denklemleri yuvarlanma ve sapma düzlemi durum uzayı modelini oluşturmak için aşağıdaki gibi kullanılmıştır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\delta}_a \\ \dot{\delta}_a \\ \dot{\delta}_r \\ \dot{\delta}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & 0 & 0 & Y_p & Y_r - 1 & Y_{\delta_a} & 0 & Y_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ L_\beta & 0 & 0 & L_p & L_r & L_{\delta_a} & 0 & L_{\delta_r} & 0 \\ N_\beta & 0 & 0 & N_p & N_r & N_{\delta_a} & 0 & N_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_n^2 & 2\xi\omega_n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ \psi \\ p \\ r \\ \delta_a \\ \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \omega_n^2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \omega_n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{ac} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix} \quad (2.96)$$

2.8 Sonuç

Bu bölümde füze dinamikleri , eksen takımları ve dönüşüm matrislerinden bahsedildi. Dinamik ve kinematik hareket denklemleri ve 6 serbestlik dereceli füze dinamikleri elde edildi.

Doğrusallaştırma süreci sonucunda otopilot için tasarımı için gerekli olan 2 durum uzayı modeli elde edildi. Elde edilen bu durum uzayı modelleri üzerinden doğrusal karesel tümlev ve doğrusal parametrik değişken metodları ile otopilot tasarlanabilir.

Otopilot tasarımları 2 çevirim üzerinden tasarlanabilir. Bu çevirimler hız ve ivme çevirimleridir. Sonraki bölümde otopilot tasarımının detayları verilmiştir.

3. OTOPİLOT TASARIMI

3.1 Giriş

Karadan havaya fırlatılan füzeler genellikle gövde eksenine göre yuvarlanma hareketi yapmayan füzelerdir ve boylamsal ve yanal dinamikleri ayrı ayrı incelenebilmektedir. Bu çalışmada yunuslama, sapma ve yuvarlanma otopilotları birbirinden bağımsız olarak tasarlanmıştır. Yuvarlanma otopilotunun tek görevi yuvarlanma açısını sıfır derecede tutmaktır. Doğrusal durum uzayı modelleri önceki bölümde elde edilmiştir. Sadece yanal durum uzayı modeli sapma ve yuvarlanma otopilotları için ayrılmıştır. Otopilotlar güdüm sisteminden gelen ivme komutlarını takip etmeye çalışan kontrol birimleridir. Füze sistemlerinde kontrolcülerin hızlı çalışması gerekmektedir çünkü füzeler hedefine en kısa zamanda en az kaçırma mesafesiyle yaklaşmak zorundadırlar. Karadan havaya atılan hava savunma füzeleri çok hızlı ve hassas olarak hedeflerine ulaşırken otopilotlarının da çok gelişmiş olması gerekmektedir. Bu çalışmada 2 otopilot tasarlanmıştır. Bu otopilotların ikisi de ivme ve hız çevirimlerinden oluşan 2 çevirimli otopilotlardır. Hız otopilotları doğrusal karesel düzenleyici tabanlı pratik en uyguna yakın takipçi ve doğrusal parametrik değişken olarak birbirinden farklı otopilotlar olarak tasarlanmışlardır. Fakat ivme otopilotları ise PI otopilot olarak tasarlanmışlardır. Aşağıda tasarımları yapılan otopilotların 2 ayrı çevirim için isterleri bulunmaktadır.

Hız otopilotu:

- Kazanç Payı > 8 dB,
- Faz Payı $> 40^\circ$,
- Kontrol yüzeyi hızı $< 250^\circ/\text{s}$,
- Oturma zamanı(%2) $< 2\text{s}$ (Yuvarlanma otopilotu için $< 1\text{s}$).

İvme otopilotu:

- Kazanç Payı > 8 dB,
- Faz Payı $> 40^\circ$,
- Kontrol yüzeyi hızı $< 250^\circ/\text{s}$,
- Oturma zamanı(%2) $< 2\text{s}$ (Yuvarlanma otopilotu için $< 1\text{s}$).

3.2 Doğrusal Karesel Düzenleyici Tabanlı Pratik En Uygun Takipçi

Bu bölümde yunuslama hızı, sapma hızı ve yuvarlanma hızı otopilotlarının detayları verilmiştir. Öncelikle Doğrusal karesel düzenleyicilerin çalışma prensibi ele alınmıştır.

Doğrusal karesel düzenleyici en çok bilinen optimal kontrol tasarım tekniklerinden biridir. Bu teknikte eniyileme amaçlanırken sistemin sınırlı kaynaklarını en uygun biçimde kullanmak gerekmektedir. Optimal kontrol problemi sınır koşullarını, sistem dinamiğini ve performansı belirleyen bir skaler indeksten oluşur. Bu kontrolde amaç, skaler performans indeksini değiştirerek sistemin performans kriterlerini bütün çalışma koşullarında sağlamaktır. Bu çalışma koşullarının içinde en iyi performansı sağlayan indeks tasarım indeksi olarak belirlenir[25].

Bu kontrol tekniğinde sistemin tüm durumları bilinmekte ve döngü tek seferde kapatılarak kararlı bir sistem elde edilebilmektedir.

Doğrusal ve zamanla değişmeyen bir sistemin durum uzayı gösterimi Eşitlik (3.1)-(3.2) ile ifade edilmektedir.

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

$$y = Cx(t) + Du(t) \quad (3.2)$$

Eğer sistemin bütün durumları ölçülebilir ise durum geri beslemesi Eşitlik (3.3) ile ifade edilmektedir.

$$u = -Kx \quad (3.3)$$

Doğrusal karesel kontrolün amacı Eşitlik (3.4) ile ifade edilen performans indeksi fonksiyonunun en az olmasını sağlayan bir giriş sinyali $u(t)$ 'yi bulmaktır.

$$J = \int_{t=0}^{\infty} [x^T Qx + u^T Ru] dt \quad (3.4)$$

Yukarıda bulunan Eşitlik (3.4)'de yer alan Q ve R ağırlık matrislerini, u kontrol giriş sinyalinin, J skaler performans indeksini ve x sistem durum vektörünü ifade etmektedir. Eşitlik (3.4)'e göre Q ve R ağırlık matrisleri performans indeksini değiştirmektedir. Q simetrik pozitif yarı tanımlı durum değişkeni ağırlık matrisi, R ise simetrik pozitif tanımlı kontrol sinyali ağırlık matrisini ifade etmektedir.

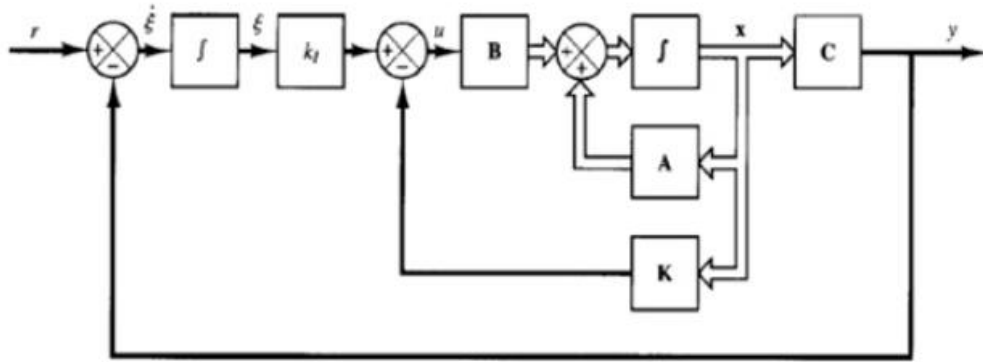
K durum geri besleme kazancı için Eşitlik (3.5) çözümlenmelidir. Bu eşitlikte S pozitif sonlu bir köşegen matristir ve Eşitlik (3.6) ile ifade edilen Riccati denkleminin çözülmesi ile bulunur[26].

$$K = R^{-1}B^T S \quad (3.5)$$

$$0 = A^T S + SA + Q - SBR^{-1}B^T S \quad (3.6)$$

Q ve R matrisleri sistemin kullandığı enerjiyi ve tepki süresini belirlemede kullanılır. Q matrisi R matrisinden büyük tanımlandığında sistemin tepki süresi azalmakta fakat daha büyük enerji kullanılmaktadır. R matrisi Q matrisinden büyük tanımlandığında sistem daha az enerji ile dengelenebilmektedir fakat tepki süresi uzamaktadır. Bu matrislerin seçimi bir diğer optimizasyon problemidir ve kontrolcü tasarımını yapan kişiler kendi tecrübeleriyle ve kontrolünü sağlayacakları sistemin dinamiklerini bilerek bu matrisleri seçerler. Eğer sistem gözlemlenebilir ise genellikle $Q = C^T C$ ve $R = pI$ seçilerek kazançlar elde edilir. Kontrol edilecek sistem “m” adet durum değişkenine sahipse Q matrisi m x m boyutlu, “k” adet kontrol girişine sahipse R matrisi k x k boyutludur.

Aşağıdaki Şekil 3.1 ile pratik en uygun takipçinin yuvarlanma, yunuslama ve sapma hız otopilotu için blok şeması verilmiştir.



Şekil 3.1: Pratik en uygun takipçi blok şeması

Bu blok şemasında Eşitlik (3.1) ile Eşitlik(3.2) ve bütün durum geribeslemesi varsayımları geçerlidir.

Hatanın integrali ξ olarak tanımlandıktan sonra sistemin bir durumu gibi durum uzayı modeline entegre edilir[26]. Yeni durum uzayı modeli aşağıda verilen Eşitlik (3.7), Eşitlik (3.8) ve Eşitlik (3.9)’da verildiği gibidir.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} r \quad (3.7)$$

$$y = Cx \quad (3.8)$$

$$u = -Kx + k_I \xi, \quad K_T = [K \ -k_I] \quad (3.9)$$

Yeni modelde yeni durum vektörü Eşitlik (3.10) ile ifade edilmiştir.

$$\hat{x} = [x \ \xi]^T \quad (3.10)$$

ve durum uzay modeli Eşitlik (3.11) ve Eşitlik (3.12) ile ifade edilmektedir.

$$\frac{d}{dt} \hat{x} = \bar{A} \hat{x} + \bar{B} u + \bar{G} r \quad (3.11)$$

$$u = -K_T \hat{x} \quad (3.12)$$

Oluşturulan bu yeni model için K_T , klasik doğrusal karesel regülatör tasarımında elde edildiği gibi elde edilebilmektedir. Doğrusal karesel regülatörde durumları sıfıra yaklaştırırken bu modelde hatanın integrali sıfıra yaklaşmaktadır[28].

Sistemin kapalı çevrim gösterimi Eşitlik (3.13) ile gösterildiği gibidir.

$$\frac{d}{dt} \hat{x} = (\bar{A} - \bar{B} K_T) \hat{x} + \bar{G} r \quad (3.13)$$

3.2.1 Yunuslama Otopilotu Tasarımı

Yunusla otopilotunun tasarım süreci iki aşamadan oluşmaktadır. Birincisi iç döngü olan hız çevrimidir. İkincisi dış döngü olan ivme çevrimidir. Pratik en uygun takipçi çözümü yunuslama otopilotu için aşağıdaki Eşitlik (3.14), Eşitlik (3.15) ve Eşitlik (3.16) ile verilen durum uzayı ile ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\delta}_e \\ \dot{\delta}_e \\ \dot{e}_q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & Z_q + 1 & Z_{\delta_e} & 0 & 0 \\ M_\alpha & M_q & M_{\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta_e \\ \delta_e \\ \int e_q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ec} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} q \quad (3.14)$$

$$y = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta_e \\ \delta_e \\ \int e_q \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$e_q = q_c - q \quad (3.16)$$

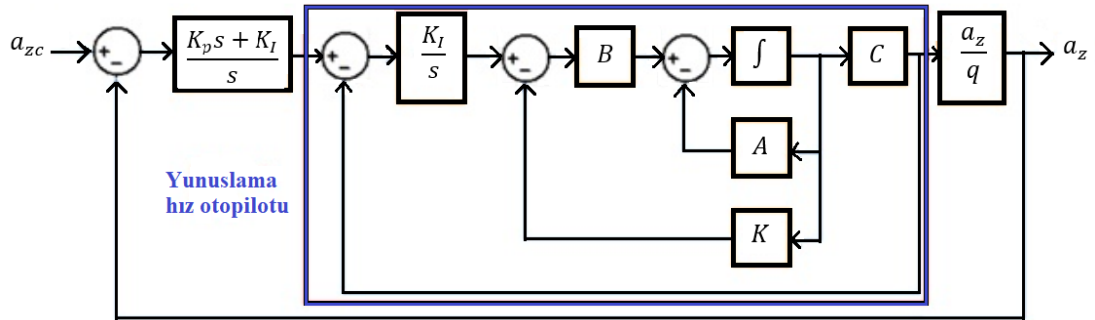
Kontrol yüzeyinin sapma miktarını ve hızını kontrol altında tutabilmek için kanat tahrik sistemi parametreleri durum uzayı modeline ilave edilmişlerdir. Doğrusal karesel düzenleyici sistemin kararlı olmasını garanti eder. Tasarlanan kontrolcü doğrusal, optimum ve durum geri beslemeli bir kontrolcüdür. Bu tasarım kontrol edilmek istenen sistemin herhangi bir giriş altında sistemin durumlarının denge noktasına ulaşmasını sağlamaktadır. Bu tasarımda sistemin bütün durumlarının ölçülebilir olması gerekmektedir ve durumların hepsi ölçülebilirdir.

Q ağırlık matrisi sistem performans kriterlerini karşılayacak şekilde iterasyon sonucu elde edilir. Q ağırlık matrisi R ağırlık matrisi Eşitlik (3.17) ve Eşitlik (3.18) ile ifade edilebilirler.

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & q \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$R = 1 \quad (3.18)$$

q değeri sistemin yerleşme zamanı, maksimum aşımı, yükseliş zamanı ve kontrol yüzeyinin hızına bağlı olarak iterasyon sonucu elde edildi. İvme çeviriminde sıfır denge durumu hatası ve hızlı cevap yapısından dolayı PI kontrolcü tasarımı yapıldı. Yunuslama otopilotu blok şeması Şekil 3.2'de verilmiştir.



Şekil 3.2: Yunuslama otopilotu blok şeması

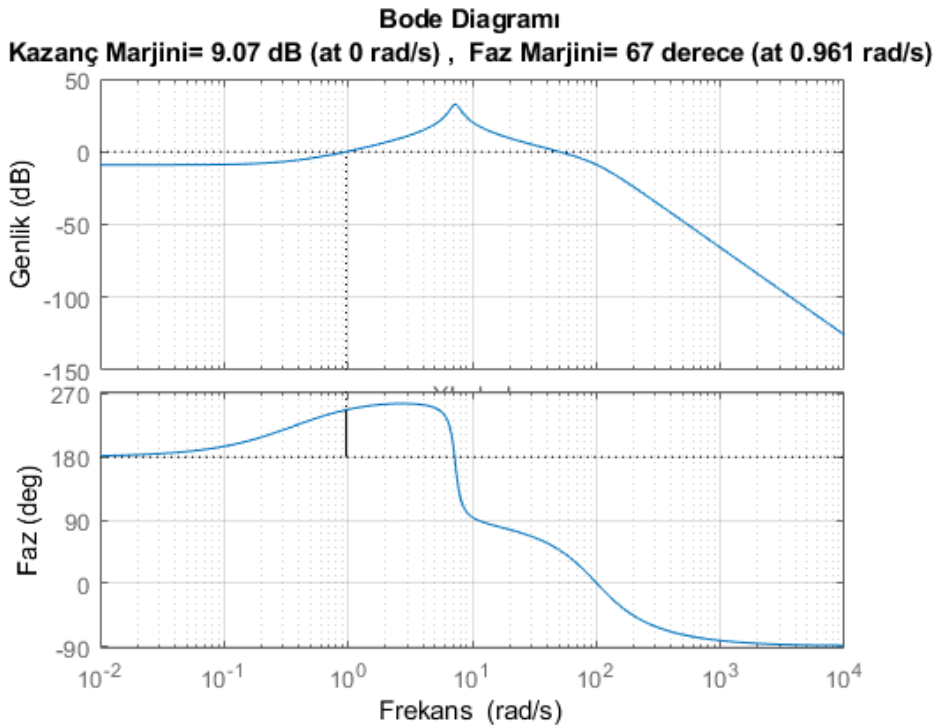
Yunuslama açışal hızı ile boylamsal ivme arasındaki transfer fonksiyonu aşağıdaki Eşitlik (3.19) ile verilmiştir.

$$\frac{a_z}{q} = V \left(\frac{Z_{\delta_e} s^2 + (Z_q M_{\delta_e} - M_q Z_{\delta_e}) s + Z_{\alpha} M_{\delta_e} - M_{\alpha} Z_{\delta_e}}{M_{\delta_e} s + M_{\alpha} Z_{\delta_e} - Z_{\alpha} M_{\delta_e}} \right) \quad (3.19)$$

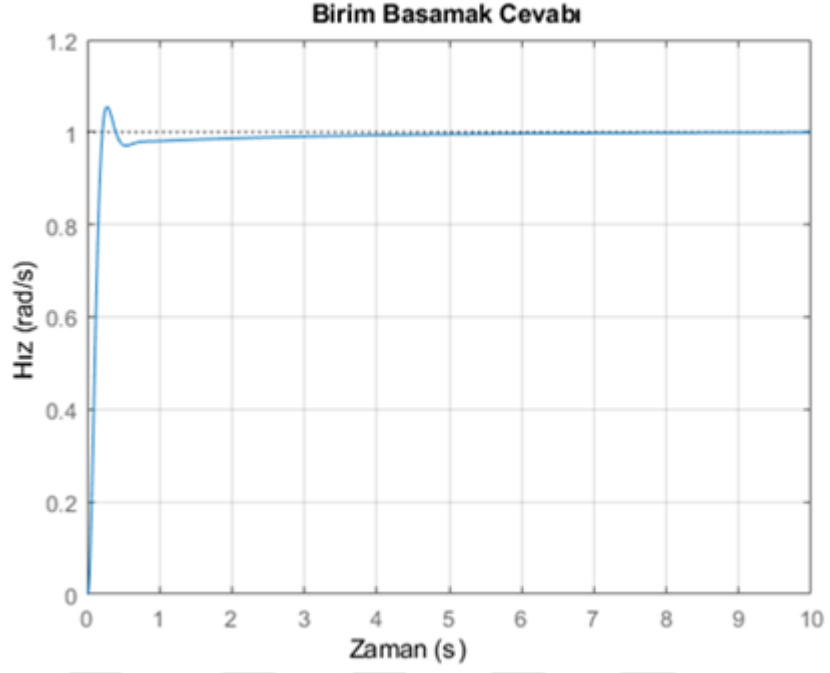
Hız çevirim otopilotunun tasarlanmasıyla ve eşitlik 3.17'nin elde edilmesiyle yeni bir açık çevirim sistem elde edilir. Bu açık çevirim PI kontrolcüsüyle kapatılarak yunuslama otopilotu elde edilmiş olur. Otopilotun tasarım noktası aşağıda verilmiştir.

- Mach = 3
- Hücüm açısı = 0
- Kayma açısı = 0
- İrtifa = 35 000 ft

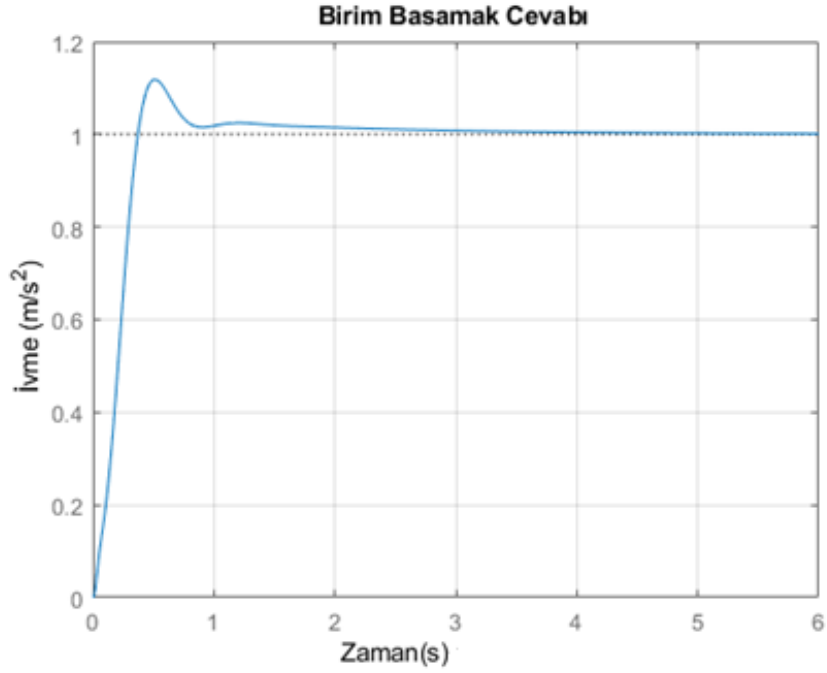
Bu tasarım noktasının seçilmesinin sebebi füzenin en çok maruz kalacağı uçuş koşulunun seçilen nokta olmasından dolayıdır. Füze uçuş senaryolarına göre zaman zaman 3 Mach hızdan daha yüksek hızlara çıkabileceğinden kararlı yapısını korumak zorundadır. Fırlatıldığında ise tasarım noktası olan 3 Mach hıza ulaşana kadar yine kararlı yapısını korumak zorundadır. Füze yüksek hızlara çıktığından dolayı kontrol tahrik sistemine verilen kanatçık komutları hızlı ve aynı zamanda hassas olmalıdır. Otopilot isterlerinden olan Kontrol yüzeyi hızı $< 250^\circ/s$ isteri mutlak olarak kontrol tahrik sisteminin içinde olan sınırlayıcılar ile sağlanmış olmaktadır. Tasarlanan otopilotun marjinleri ve birim basamak cevabı Şekil 3.3 ve Şekil 3.4 ile gösterilmektedir[27]. Marjinlerin ve yerleşme süresinin otopilot isterlerini sağladıkları net bir şekilde gözükmemektedir.



Şekil 3.3: Yunuslama hız otopilotu Bode diagramı



Şekil 3.4: Yunuslama hız otopilotu birim basamak cevabı



Şekil 3.5: Yunuslama ivme otopilotu birim basamak cevabı

3.2.2 Sapma Otopilotu Tasarımı

Sapma otopilotunun tasarım süreci iki aşamadan oluşmaktadır. Birincisi iç döngü olan hız çevrimidir. İkincisi dış döngü olan ivme çevrimidir. Pratik en uygun takipçi

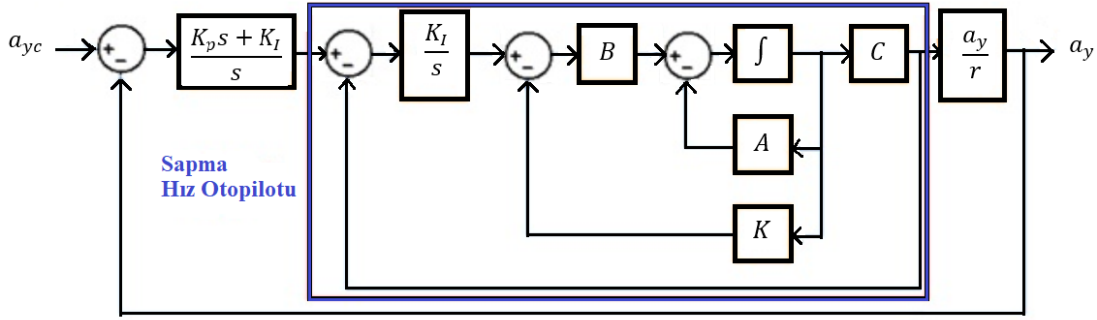
çözümü sapma otopilotu için aşağıdaki Eşitlik (3.20), Eşitlik (3.21) ve Eşitlik (3.22) ile verilen durum uzayı ile ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{\delta}_r \\ \dot{\delta}_r \\ \dot{e}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & Z_q + 1 & Z_{\delta_e} & 0 & 0 \\ M_\alpha & M_q & M_{\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \delta_r \\ \delta_r \\ \int e_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{rc} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} r_c \quad (3.20)$$

$$y = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \delta_r \\ \delta_r \\ \int e_r \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$e_r = r_c - r \quad (3.22)$$

Sapma otopilotu blok şeması Şekil 3.6'de verilmiştir.



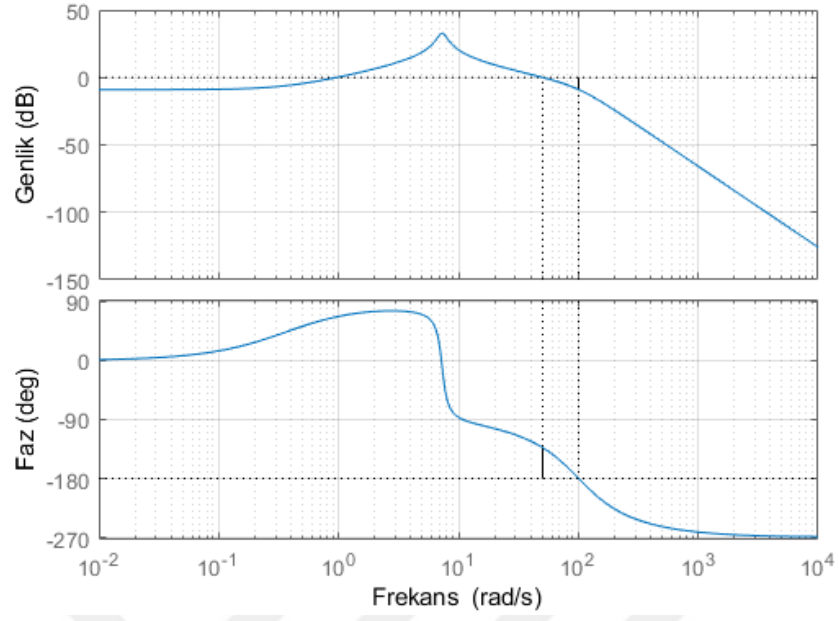
Şekil 3.6: Sapma otopilotu blok şeması

Sapma açısal hızı ile yanal ivme arasındaki transfer fonksiyonu aşağıdaki Eşitlik (3.23) ile verilmiştir.

$$\frac{a_y}{r} = V \left(\frac{Y_{\delta_r} s^2 + (Y_r N_{\delta_r} - N_r Y_{\delta_r}) s + Y_\beta N_r - N_\beta Y_{\delta_r}}{N_{\delta_r} s + N_\beta Y_{\delta_r} - Y_\beta N_{\delta_r}} \right) \quad (3.23)$$

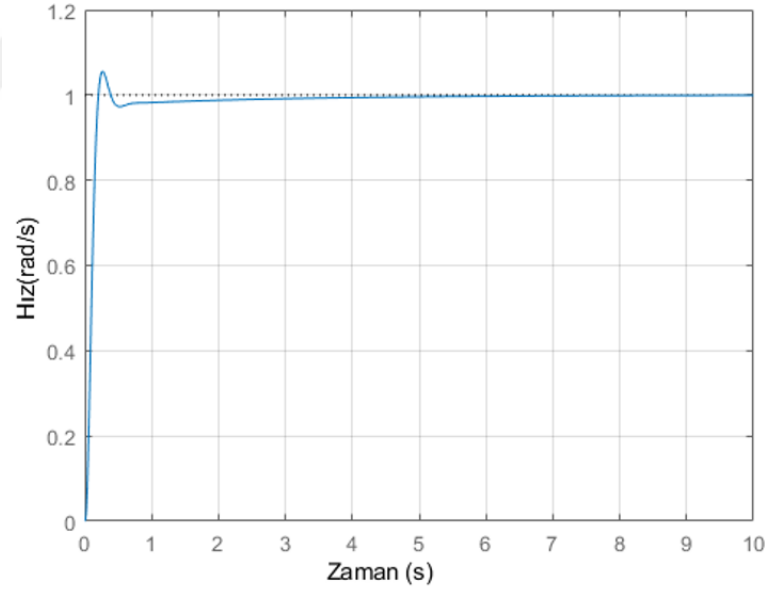
Tasarlanan otopilotun marjinleri ve birim basamak cevabı Şekil 3.7 ve Şekil 3.8 ile gösterilmektedir[27]. Marjinlerin ve yerleşme süresinin otopilot isterlerini sağladıkları net bir şekilde gözükmemektedir.

Bode Diagramı
Kazanç Marjini = 8.93 dB (at 101 rad/s) , Faz Marjini = 47.3 derece (at 50.4 rad/s)

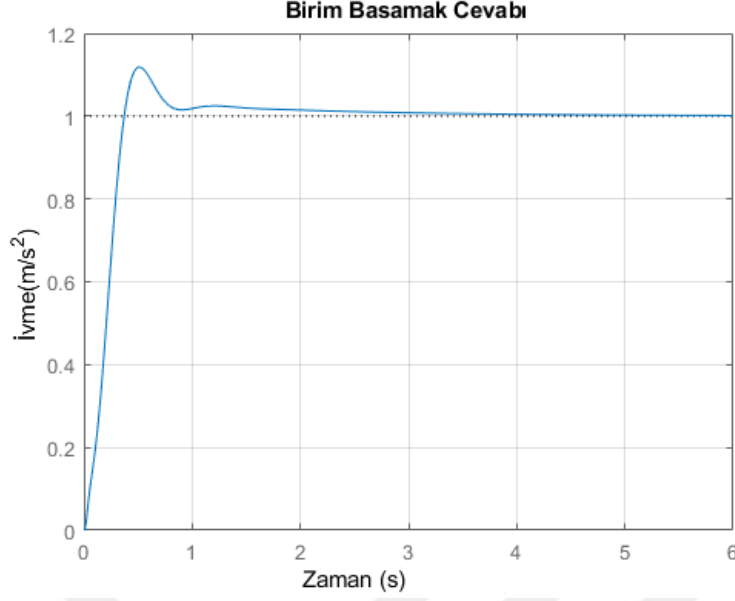


Şekil 3.7: Sapma hız otopilotu Bode diagramı

Birim Basamak Cevabı



Şekil 3.8: Sapma hız otopilotu birim basamak cevabı



Şekil 3.9: Sapna ivme otopilotu birim basamak cevabı

3.2.3 Yuvarlanma Otopilotu Tasarımı

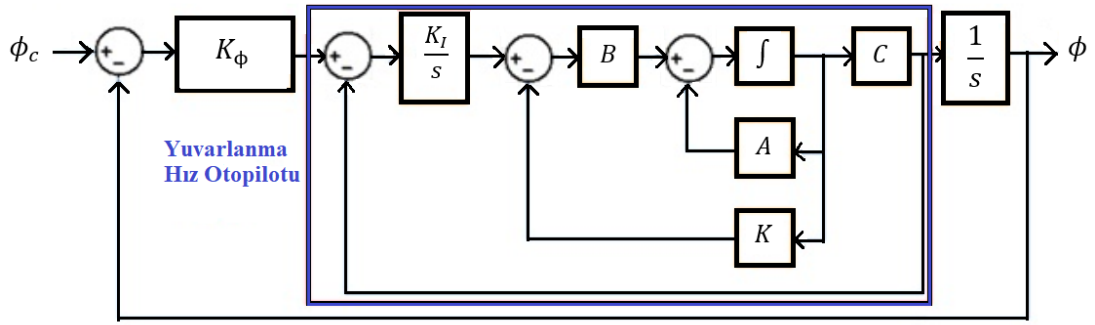
Yuvarlanma otopilotunun tasarım süreci iki aşamadan oluşmaktadır. Birincisi iç döngü olan hız çevrimidir. İkincisi dış döngü olan açı çevrimidir. Pratik en uygun takipçi çözümü yuvarlanma otopilotu için aşağıdaki Eşitlik (3.24), Eşitlik (3.25) ve Eşitlik (3.26) ile verilen durum uzayı ile ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\delta}_a \\ \dot{\delta}_a \\ e_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & L_{\delta_a} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \delta_a \\ \dot{\delta}_a \\ \int e_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ac} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} a_c \quad (3.24)$$

$$y = [1 \ 0 \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} p \\ \delta_r \\ \dot{\delta}_r \\ \int e_r \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

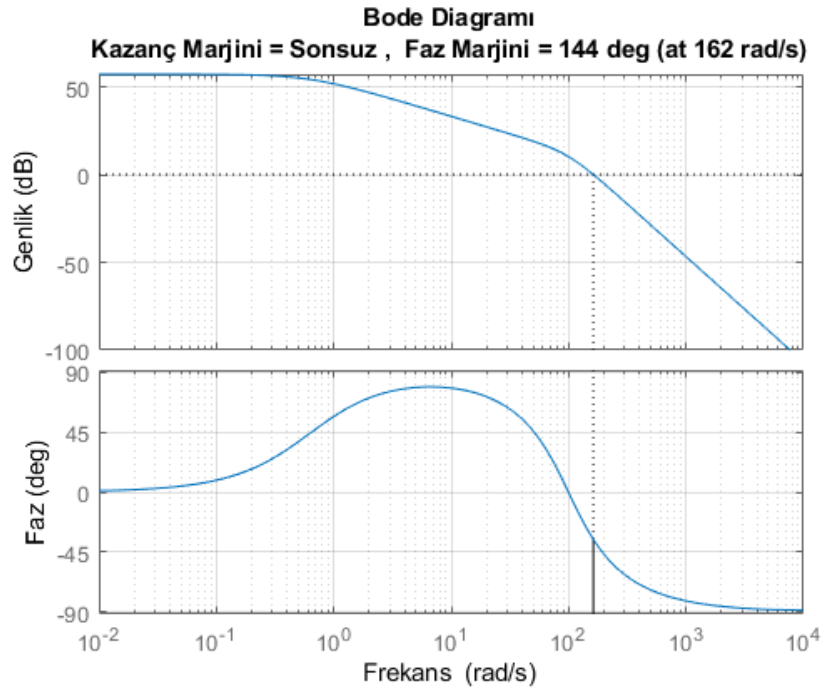
$$e_p = p_c - p \quad (3.26)$$

Yuvarlanma otopilotu blok şeması Şekil 3.10'de verilmiştir.

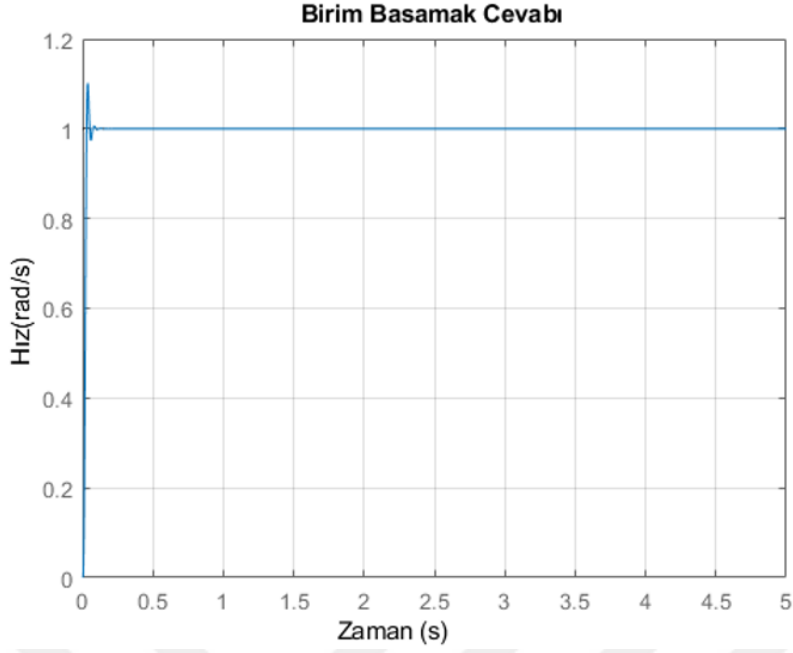


Şekil 3.10: Yuvarlanma otopilotu blok şeması

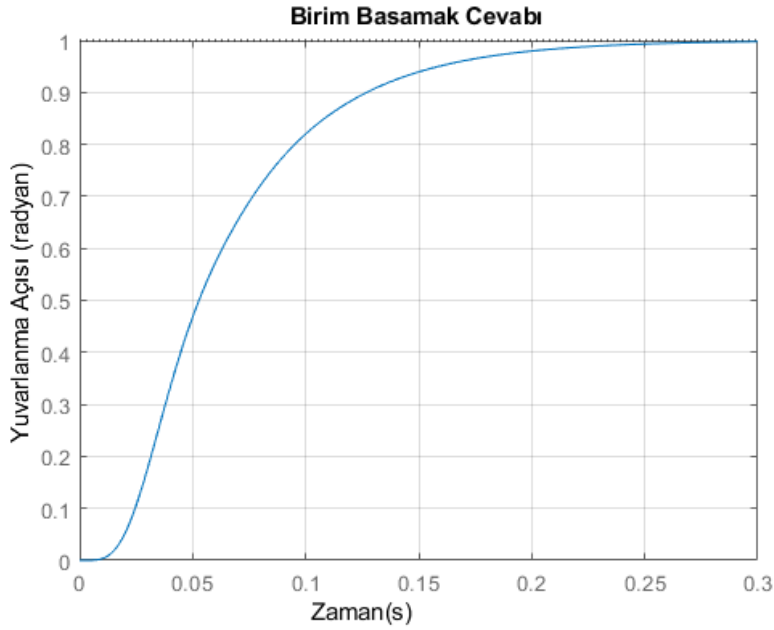
Tasarlanan otopilotun marjineri ve birim basamak cevabı Şekil 3.11 ve Şekil 3.12 ile gösterilmektedir[27]. Marjinlerin ve yerleşme süresinin otopilot isterlerini sağladıkları net bir şekilde gözükmemektedir.



Şekil 3.11: Yuvarlanma hız Otopilotu Bode diagramı



Şekil 3.12: Yuvarlanma hız otopilotu birim basamak cevabı



Şekil 3.13 Yuvarlanma açısı otopilotu birim basamak cevabı

3.3 Doğrusal Parametrik Değişken Takipçi

Bir sistemin modelini bir veya birden fazla parametreye bağımlı hale getirerek modelin parametreye bağılı olarak kendini güncelleyerek çalışma koşullarına uyumlu hale getiren yöntemle doğrusal parametrik değişken yöntemi denilmektedir[29]. Bu çalışmada sistem durum uzay modellerini en çok etkileyen parametre Mach sayısıdır.

Bu yüzden sistem modelleri Mach sayısına bağılı hale getirilmiştir. Eğer parametre sayısı birden fazla olarak modeller güncellenirse bu parametreler irtifa, hücum açısı ve kayma açısı olabilir. Aşağıda verilen Eşitlik (3.27) ve Eşitlik (3.28) ile Mach sayısına bağılı durum uzayı verilmiştir.

$$\dot{x} = A(M)x(t) + B(M)u(t) \quad (3.27)$$

$$y = C(M)x(t) + D(M)u(t) \quad (3.28)$$

Sistem modeli parametre değişkenli hale getirildikten sonra durum geri beslemesinde kullanılan kazançlar da parametrik hale getirilmiştir. Sistemin girişı Eşitlik (3.29) ile vermiştir.

$$u = -K(M)x \quad (3.29)$$

Sistemin durum uzay modeli Mach sayısına bağılı olarak aşağıda verilen değerlerde elde edildi.

$$Mach = \{0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0\}$$

Mach sayısının sistem modelindeki etkisi A matrisleri üzerinde olmaktadır. Eşitlik (3.30), Eşitlik (3.31) ve Eşitlik (3.32) ile A matrislerinde Mach sayısına bağılı sistem parametreleri verilmiştir.

$$A_{yunustama}(M) = \begin{bmatrix} Z_{\alpha}(M) & Z_q(M) + 1 & Z_{\delta_e}(M) & 0 & 0 \\ M_{\alpha}(M) & M_q(M) & M_{\delta_e}(M) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

$$A_{sapma}(M) = \begin{bmatrix} Z_{\alpha}(M) & Z_q(M) + 1 & Z_{\delta_e}(M) & 0 & 0 \\ M_{\alpha}(M) & M_q(M) & M_{\delta_e}(M) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

$$A_{yuvarlanma}(M) = \begin{bmatrix} L_p(M) & L_{\delta_a}(M) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\omega_n^2 & -2\xi\omega_n & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

Mach sayısına bağılı parametrik kazançlar yunuslama, sapma ve yuvarlanma otopilotu için Çizelge 3.1, Çizelge 3.2 ve Çizelge 3.3 ile verilmiştir.

Çizelge 3.1: Yunuslama otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar

Mach	K_α	K_q	K_{δ_e}	$K_{\dot{\delta}_e}$	K_{eq}
0.5	0.5357	-1.2933	0.0753	$5.22 \cdot 10^{-4}$	4.4721
1.0	0.4150	-0.6295	0.1789	0.0012	4.4721
1.5	0.7214	-0.4646	0.2141	0.0012	4.4721
2.0	1.0016	-0.3999	0.2143	0.0014	4.4721
2.5	1.0338	-0.3729	0.2286	0.0015	4.4721
3.0	1.0634	-0.3505	0.2421	0.0016	4.4721
3.5	1.0878	-0.3312	0.2548	0.0017	4.4721
4.0	1.1215	-0.3133	0.2664	0.0018	4.4721

Çizelge 3.2: Sapma otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar

Mach	K_β	K_r	K_{δ_r}	$K_{\dot{\delta}_r}$	K_{er}
0.5	1.3665	3.4206	1.5774	0.0086	-11.4018
1.0	1.0026	1.6079	1.7448	0.0093	-11.4018
1.5	1.7844	1.2301	1.8153	0.0096	-11.4018
2.0	2.5692	1.1033	1.8297	0.0096	-11.4018
2.5	2.6469	1.0317	1.8560	0.0098	-11.4018
3.0	2.7181	0.9720	1.8811	0.0099	-11.4018
3.5	2.7444	0.9205	1.9045	0.0100	-11.4018
4.0	2.8592	0.8738	1.9266	0.0101	-11.4018

Çizelge 3.3: Yuvarlanma otopilotu Mach sayısına bağlı parametrik kazançlar

Mach	K_p	K_{δ_a}	K_{δ_a}	K_{ep}
0.5	7.3009	0.7054	0.0043	-122.4745
1.0	4.9286	1.3046	0.0073	-122.4745
1.5	3.0451	3.2538	0.0150	-122.4745
2.0	2.5961	4.5316	0.0191	-122.4745
2.5	2.2942	5.8882	0.0230	-122.4745
3.0	2.0899	7.1848	0.0263	-122.4745
3.5	1.9542	8.2897	0.0290	-122.4745
4.0	1.8526	9.2876	0.0312	-122.4745

4. GÜDÜM TASARIMI

4.1 Giriş

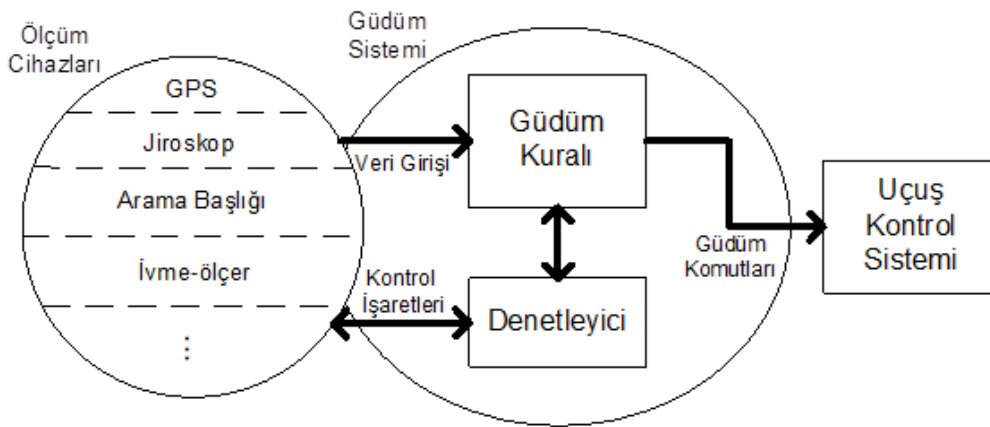
Bu bölümde güdüm tanımı ve çalışmada kullanılan füze kullanılan güdüm tiplerinin matematiksel elde edinimi verilecektir.

Füze Güdüm Sistemi, NATO ve ABD Savunma Bakanlığı kaynaklarında, uçuş bilgisini değerlendirip hedefe ait veriler ile ilintilendirerek bir füzenin istenen uçuş yolunu belirleyen ve gerekli komutları füze uçuş kontrol sistemine ileten sistem olarak tanımlanmıştır[30]. Güdüm sisteminin amacı, hedefe giden uygun füze uçuş yolu dinamikleri belirlemektir.

Uçuş Kontrol Sistemi, duruş kararlılığı sağlamayı ve sapmaları düzeltmeyi amaçlayan sistemdir. Bunun için pitch, yaw ve roll hareketini denetler. Güdüm kuralından gelen komutları yerine getirmek için aerodinamik ve itici elemanlara komutlar gönderir[32].

Navigasyon ve güdüm birbirinden farklı kavramlardır. Navigasyon sistemi araca, bir referans çerçevesine göre pozisyon, hız ve duruş sağlamayı amaçlar[32].

Örnek bir füze güdüm sistemi diagramı Şekil 4.1’de verilmiştir. Buna göre füze güdüm sistemi, kendi konumu ve hedef ile ilgili bilgileri GPS, jiroskop, arama başlığı gibi bileşenlerden alır[31]. Daha sonra bir güdüm kuralı tarafından belirlenen güdüm algoritmasının güdüm işlemcisi tarafından koşturulması ile karşılık gelen güdüm komutları üretilir. Bu komutlar füze uçuş kontrol sistemine iletilir.



Şekil 4.1: Füze güdüm sistemi blok diagramı

4.2 Güdüm Stratejileri

Bir güdüm sistemi, komuta ettiği aracın pozisyonu ve hedefin pozisyonu gibi bilgilere ihtiyaç duymaktadır. Hedef ile ilgili bilgiler, ayıredilmesini sağlayan özellikler gözlemlenerek elde edilebilir. rnek olarak stratejik bir mermi için hedefin yaydığı IR iz olabilir. Aynı zamanda radar sistemi kullanılarak merminin hedefe yönlendirilmesi sağlanabilmektedir. Benzer Şekilde bu gözlem füze tarafından taŐınan bir arama başlığı tarafından ya da füzeyi de yönlendiren tarayıcı tarafından da yapılabilir. Örneklerden de anlaŐılacađı gibi, güdüm sistemine gerekli olan bilgilerin nasıl elde edileceği, uçuşun hangi aŐamasında komutların ne Şekilde retiliceği gibi sorunların cevaplarının bir güdüm stratejisi oluŐturduđu değerlendirilmektedir.

Güdüm stratejisinin bir tasarım problemi olarak füzenin amacına göre seçildiği düŐünülmektedir. rnek olarak stratejik balistik ve taktik füze güdüm problemleri farklı özellikler göstermektedir. Stratejik balistik füzeler taktik füzelere göre daha uzun mesafelerde hareket eder ve daha çok durağan hedeflere yönelik tasarlanırlar[33].Bu alıŐma öncelikli olarak göz önüne aldığımız sistemler taktik güdümlü füzelerdir.

Füzeler, kontrol sistemi olmayan roketlere göre farklı güdüm sensörleri ile (görüntü sensörü, ısıl sensör, radar sensörü, ataletsel sensör, GPS, v.b.) hedefine yönelebilen sistemlerdir.

Füzeler, geçmiŐte uzun menzillerdeki hedefleri vurmak için kullanılmıŐlardır. Çünkü sistemin pahalı olması ve ayrıca güdüm sisteminin etkin olabilmesi için zamana ihtiyaç duymasıydı. Füzelerin kısa mesafede kullanımı rastgele bir roketle yapılan atıŐtan bir farksızdı[34].

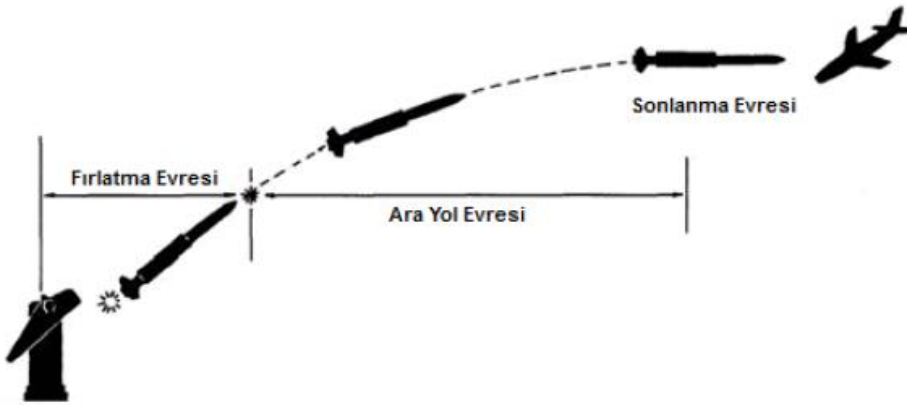
Günümüzde menzil bakımından kısa ve uzun çok çeşitli füze tipleri vardır. Yazılım teknolojisindeki ilerlemeler, elektronik sistemlerinin maliyetinin düŐmesi, güdümsüz silahların lojistik destek zorluğu, güdümsüz silahlar ile evre katliamı, sivillere verilebilecek yüksek zararlar, hareketli ve zaman önemli hedeflerin güdümsüz silahlar ile vurulma zorluğu, v.b. nedenlerden dolayı güdüm yapabilen silah sistemleri gün geçtikçe önemli hale gelmiŐtir[34].

II. Dünya SavaŐı'ndan sonra, güdümlü silah sistemi geliştirme ihtiyaı, savaş boyunca kamikazelerin çok etkili olmasından ortaya çıkmıştır. SavaŐtan sonra güdümsüz sistemlerin, yüzen hedeflere intihar saldırısı yapan hava araçları için

yeterli olmadığı açık bir şekilde ortaya çıkmıştır. Bu saldırılara karşı tedbir olarak Amerikan Ordusu 1944 yılında Lark isminde ilk güdümlü silahı geliştirmiştir. O yıllardan günümüze kadar, teknolojinin ilerlemesiyle ve güdüm konusunda yapılan çalışmaların artmasıyla daha etkili güdümlü sistemler geliştirilmiştir[33].

Taktik güdümlü füzelerin, temel olarak algılayıcı, güdüm sistemi, kontrol ve itme sistemi ve savaş başlığından oluştuğu bilinmektedir. Kızılötesi güdümlü füzelerde, algılayıcı arama başlığıdır. Arama başlığı görüş hattı açısının gürültülü kestirimlerini sağlar. Güdüm sistemi ise tanımı uyarınca bu kestirimleri değerlendirerek uçuş kontrol sistemine komutlar iletir. Buna göre hedefi yakalama ve izlemenin güdüm sisteminin değil arama başlığının görevidir.

Bir füzenin uçuşu, fırlatma fazı, ara fazı ve sonlanma fazı olarak üç evrede değerlendirilmektedir. Bir füze bu evrelerin hepsini kullanabileceği gibi ara ve sonlanma fazını birleştirip kullanabilir. Örnek olarak stratejik balistik bir füze arama başlığı içermez ve tüm güdüm işlemleri başlangıç evresinde yapılır. Taktik bir füze ise buluşma anına kadar hedefi ile ilgili bilgileri toplar ve güdüm sistemi tarafından yönlendirilir. Aşağıda güdüm evrelerini gösteren Şekil 4.2: Füze güdüm evreleri Şekil 4.2 paylaşılmıştır.



Şekil 4.2: Füze güdüm evreleri

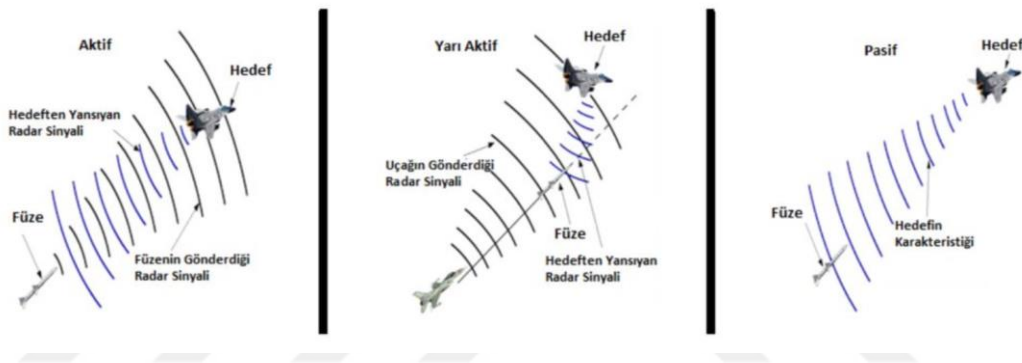
4.3 Güdüm Tipleri

Güdüm sisteminin hedef ile ihtiyaç duyduğu bilgiler, bir ya da daha fazla algılayıcı kullanılarak elde edilen ölçümler ile sağlanmaya çalışılır. Bu lmler, amaca göre

- Aktif
- Yarı Aktif
- Pasif

şekilde yapılabilir[35].

Taktik amaçlı bir füze için gerekli olan takip sistemi füzenin üzerinde bulunmak zorunda değildir. Taktik füzelerin hedefi ve/veya kendi pozisyonunu algılayışına göre şekil 4.3’de sunulan güdüm tipleri birbirinden farklılık gösterebilir.



şekil 4.3: Güdüm tipleri

4.3.1 Aktif Güdüm

Aktif güdüm yapan bir füzede arayıcı başlık kendi sinyallerini hedefe gönderir ve hedefi aydınlatır. Hedeften yansıyan sinyalleri geri alarak hedefin nerede olduğunu kestirir. Bu güdüm yönteminde çoğunlukla radar teknolojisi kullanılır. Bu tür güdüm yapan füzeler hedefe kendi üzerindeki sistemler üzerinden sinyal gönderdikleri için hedef tarafından farkedildiklerinde dolaylı hedef tarafından karşı tedbir uygulanmaya müsaittirler. Bu sebepten dolaylı aktif güdüm yapan füzenin güdümü hassas yapmsı gerekmektedir.

4.3.2 Yarı Aktif Güdüm

Yarı aktif güdüm yapan füzeler hedefin aydınlatılması için gönderilen sinyalleri kendileri göndermez, onun yerine başka bir yerden aydınlatma sinyali sağlanmaktadır. Füzenin zerindeki arama başlığı hedeften yansıyan sinyalleri toplar

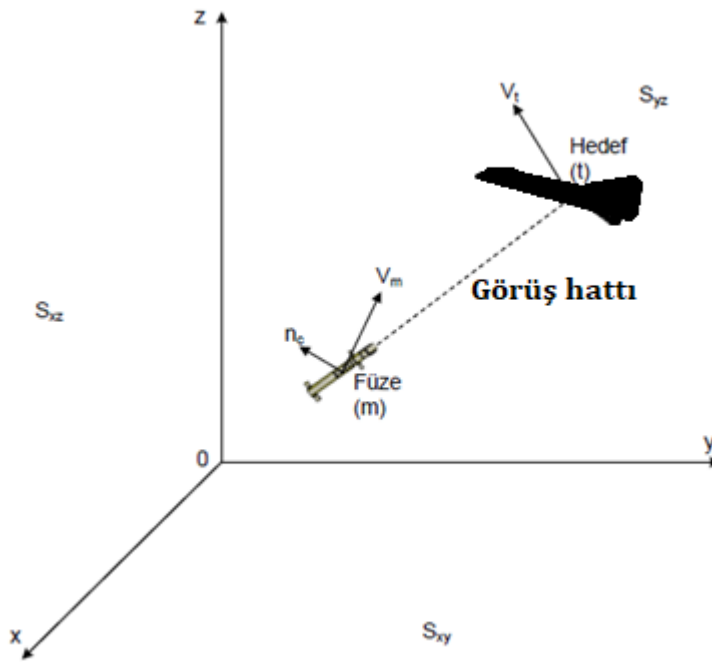
ve kestirim yapar. Bu güdümün avantajı hedef tarafından fark edilememesidir ve hedefin yapabileceği karşı tedbire maruz kalmamaktır.

4.3.3 Pasif Güdüm

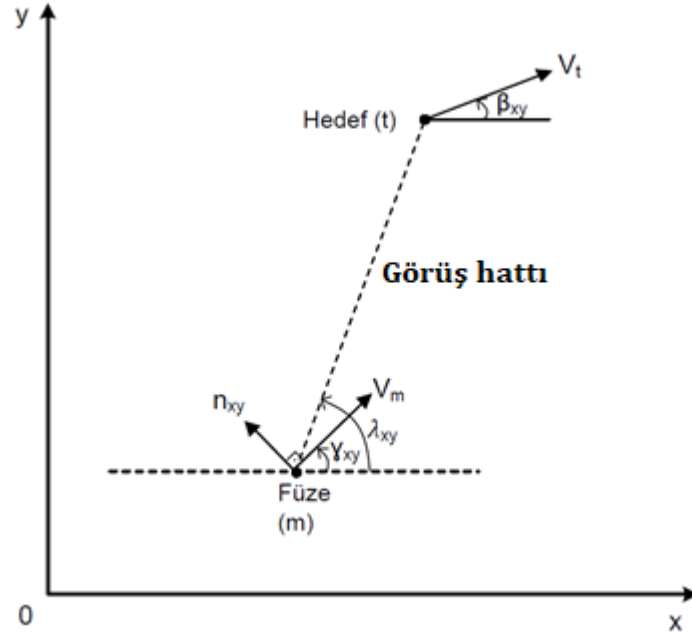
Pasif güdüm yapan füze hedefi aydınlatamaz. Hedef kestirimi yapabilmek için hedefin kendiliğinden yansıyan ışık, ses, radar veya ısı gibi elektromanyetik ışınları kullanır. Bu güdüm tipini kullanan füzelerin arama başlıkları daha basittir ve maliyeti düşüktür. Hedef aydınlatılmadığı için yine karşı tedbir avantajı vardır. Günümüzde çoğunlukla kızılötesi füzelerin kullandığı güdüm yöntemidir.

4.4 Çalışmada Kullanılan Güdüm Yöntemleri

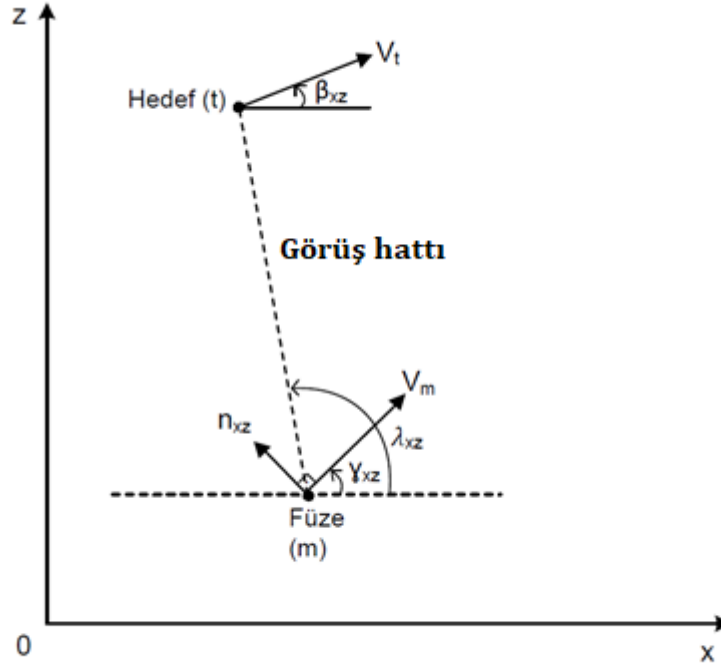
Bu tez çalışmasında kullanılmak üzere iki güdüm yöntemi seçilmiştir. Bu yöntemlerden birincisi gerçek oransal seyir güdümü, ikincisi ise takip güdümüdür. Takip güdümlerinin incelenilmesinden önce üç boyutlu angajmanda bazı tanımlamalar yapmak gerekmektedir. Bu tanımlamalar aşağıda yer alan Şekil 4.4, Şekil 4.5, Şekil 4.6 ve Şekil 4.7 ile verilmiştir.



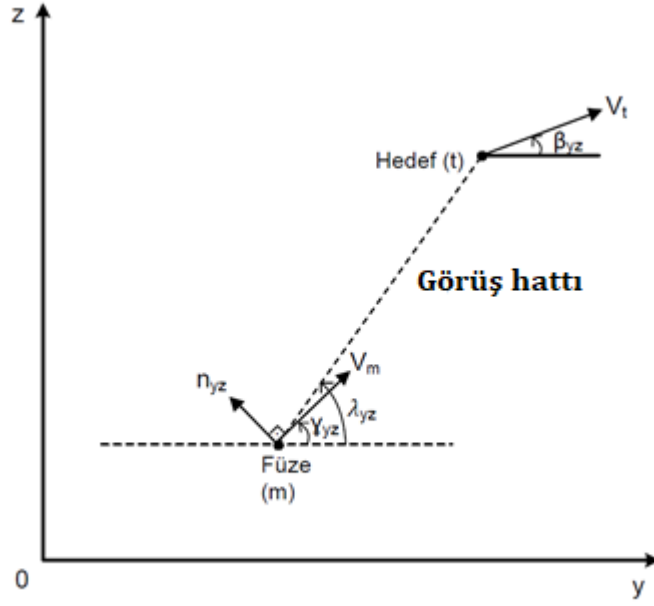
Şekil 4.4: Üç boyutlu füze-hedef angajmanı



Şekil 4.5: S_{xy} düzlemindeki füze-hedef angajmanı



Şekil 4.6: S_{xz} düzlemindeki füze-hedef angajmanı



Şekil 4.7: S_{yz} düzlemindeki füze-hedef angajmanı

Bu çalışmada hedef nokta parçacık olarak tanımlanmıştır. Aşağıda güdüm yöntemleri için bazı tanımlamalar yapılmıştır.

(X_m, Y_m, Z_m) = Füze konumun bileşenleri,

(X_t, Y_t, Z_t) = Hedef konumunun bileşenleri,

(V_{mx}, V_{my}, V_{mz}) = Füze hızının bileşenleri,

(V_{tx}, V_{ty}, V_{tz}) = Hedef hızının bileşenleri,

Füze ve hedef hızının büyüklükleri,

$$V_m = \sqrt{V_{mx}^2 + V_{my}^2 + V_{mz}^2} \quad (4.1)$$

$$V_t = \sqrt{V_{tx}^2 + V_{ty}^2 + V_{tz}^2} \quad (4.2)$$

Füze hız vektörlerinin yatay eksen ile yaptığı açılar,

$$\gamma_{xy} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{my}}{V_{mx}} \right) \quad (4.3)$$

$$\gamma_{xz} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{mz}}{V_{mx}} \right) \quad (4.4)$$

$$\gamma_{yz} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{mz}}{V_{my}} \right) \quad (4.5)$$

Hedef hız vektörlerinin yatay eksen ile yaptığı açılar,

$$\beta_{xy} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{ty}}{V_{tx}} \right) \quad (4.6)$$

$$\beta_{xz} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{tz}}{V_{tx}} \right) \quad (4.7)$$

$$\beta_{yz} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{tz}}{V_{ty}} \right) \quad (4.8)$$

olarak ifade edilir.

Görüş hattı açıları her düzlem için;

$$\lambda_{xy} = \tan^{-1} \left(\frac{Y_t - Y_m}{X_t - X_m} \right) \quad (4.9)$$

$$\lambda_{xz} = \tan^{-1} \left(\frac{Z_t - Z_m}{X_t - X_m} \right) \quad (4.10)$$

$$\lambda_{yz} = \tan^{-1} \left(\frac{Z_t - Z_m}{Y_t - Y_m} \right) \quad (4.11)$$

olarak ifade edilirler.

Füze ile hedef arasındaki mesafe,

$$R = \sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2} \quad (4.12)$$

ile ifade edilir.

4.4.1 Gerçek Oransal Seyir Güdümü

Gerçek oransal seyir güdümü oransal seyirin alt sınıflarından biridir. Gerçek oransal seyir güdümü uygulanana füzede ivme komutları görüş hattına dik olarak uygulanır. Yani görüş hattı açısını sıfırlamaya çalışır[36]. Üç boyutlu angajmanda oransal seyir güdümünün ivme komutları aşağıda verilen Eşitlik (4.13), Eşitlik (4.14) ve Eşitlik (4.15) ile ifade edilebilirler[38][39].

$$a_{xy} = NV_{xy} \dot{\lambda}_{xy} \quad (4.13)$$

$$a_{xz} = NV_{xz} \dot{\lambda}_{xz} \quad (4.14)$$

$$a_{yz} = NV_{yz} \dot{\lambda}_{yz} \quad (4.15)$$

Füze ile hedef arasındaki mesafenin kapanma hızları üç boyutlu angajmanda aşağıda verilen Eşitlik (4.16), Eşitlik (4.17) ve Eşitlik (4.18) gibidir.

$$V_{xy} = -\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) + (Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \quad (4.16)$$

$$V_{xz} = -\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) + (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \quad (4.17)$$

$$V_{yz} = -\frac{(Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my}) + (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(Z_t - Z_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \quad (4.18)$$

Üç boyutlu angajmanda görüş hattı açısının zamanla değişimi aşağıda verilen Eşitlik (4.19), Eşitlik (4.20) ve Eşitlik (4.21) ile ifade edilmektedir[41].

$$\lambda_{xy} = \frac{(X_t - X_m)(V_{ty} - V_{my}) - (Y_t - Y_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \quad (4.19)$$

$$\lambda_{xz} = \frac{(X_t - X_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \quad (4.20)$$

$$\lambda_{yz} = \frac{(Y_t - Y_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(Z_t - Z_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \quad (4.21)$$

Gerçek kontrol uygulayan füzede üç boyutlu angajmanın ivme bileşenleri son olarak aşağıdaki gibi elde edilmiştir[41].

$$\begin{aligned} a_{mx} = N & \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) - (Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \right) \\ & * \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Y_t - Y_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \right) \sin(\lambda_{xy}) \\ & + N \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) - (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \\ & * \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \sin(\lambda_{xz}) \end{aligned} \quad (4.22)$$

$$\begin{aligned} a_{my} = -N & \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) - (Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \right) \\ & * \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{ty} - V_{my}) - (Y_t - Y_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Y_t - Y_m)^2}} \right) \cos(\lambda_{xy}) \end{aligned}$$

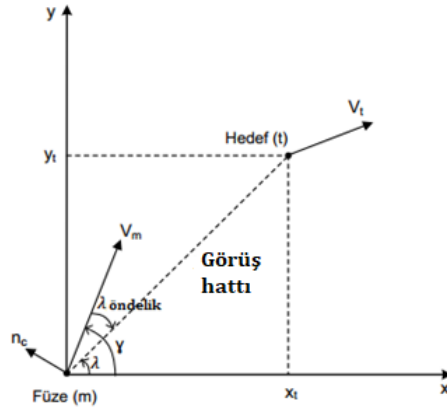
$$\begin{aligned}
& +N \left(\frac{(Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my}) - (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(Y_t - Y_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \\
& * \left(\frac{(Y_t - Y_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(Y_t - Y_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \sin(\lambda_{yz}) \quad (4.23)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{mz} = & -N \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tx} - V_{mx}) - (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \\
& * \left(\frac{(X_t - X_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{tx} - V_{mx})}{\sqrt{(X_t - X_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \cos(\lambda_{xz}) \\
& +N \left(\frac{(Y_t - Y_m)(V_{ty} - V_{my}) - (Z_t - Z_m)(V_{tz} - V_{mz})}{\sqrt{(Y_t - Y_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \\
& * \left(\frac{(Y_t - Y_m)(V_{tz} - V_{mz}) - (Z_t - Z_m)(V_{ty} - V_{my})}{\sqrt{(Y_t - Y_m)^2 + (Z_t - Z_m)^2}} \right) \sin(\lambda_{yz}) \quad (4.24)
\end{aligned}$$

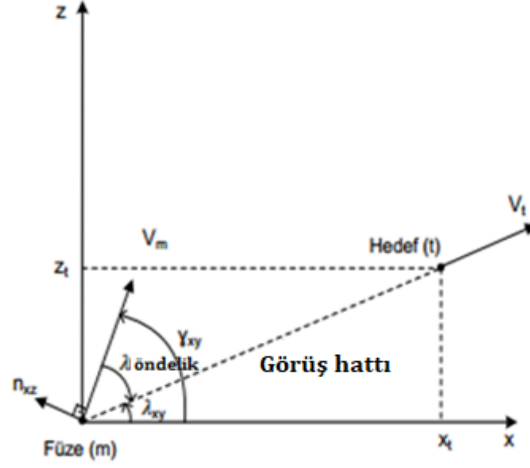
Bu çalışmada navigasyon oranı $N=5$ olarak belirlenmiştir. Bu sayı literatürde 3 ile 5 arasındadır.

4.4.2 Takip Güdümü

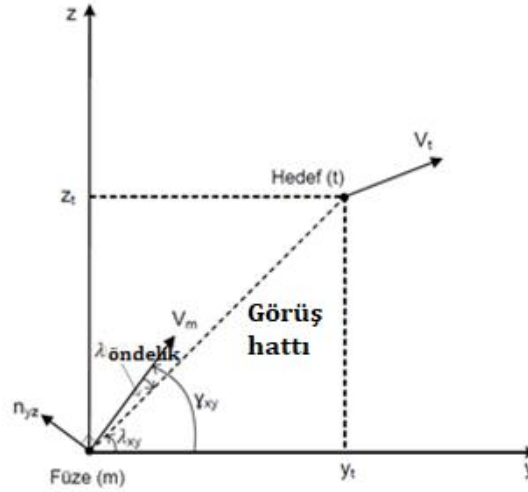
Takip güdümünün temelinde komuta ivmesiyle, görüş hattı açısı ve füze hız vektörü arasında kalan öndelik açısı $\lambda_{\text{öndelik}}$ açısı oransaldır[37]. Bunun sonucunda füzenin hız vektörü hedefi göstermeye çalışır. Takip güdümünün sabit, düşük hızlı ve ivmesiz hedeflere karşı etkinliği yüksektir[40]. Takip güdümü ile ilgili tanımlamalar Şekil 4.8, Şekil 4.9 ve Şekil 4.10 ile verilmiştir.



Şekil 4.8: Takip güdümü S_{xy} düzlemi için angajman



Şekil 4.9: Takip güdümü S_{xz} düzlemi için angajman



Şekil 4.10: Takip güdümü S_{yz} düzlemi için angajman

Öndelik açıları her düzlem için,

$$\lambda_{\text{öndelik}_{xy}} = (\lambda_{xy} - \gamma_{xy}) \quad (4.25)$$

$$\lambda_{\text{öndelik}_{xz}} = (\lambda_{xz} - \gamma_{xz}) \quad (4.26)$$

$$\lambda_{\text{öndelik}_{yz}} = (\lambda_{yz} - \gamma_{yz}) \quad (4.27)$$

olarak ifade edilirler.

Takip güdümünün üç boyutlu angajmanda ürettiği ivme komutları aşağıda Eşitlik (4.28), Eşitlik (4.29) ve Eşitlik (4.30) ile verilmiştir.

$$a_{xy} = K(\lambda_{xy} - \gamma_{xy}) \quad (4.28)$$

$$a_{xz} = K(\lambda_{xz} - \gamma_{xz}) \quad (4.29)$$

$$a_{yz} = K(\lambda_{yz} - \gamma_{yz}) \quad (4.30)$$

İvme komutlarının son halleri[41],

$$a_{xy} = K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Y_t - Y_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{my}}{V_{mx}}\right)\right) \quad (4.31)$$

$$a_{xz} = K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{mx}}\right)\right) \quad (4.32)$$

$$a_{yz} = K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{Y_t - Y_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{my}}\right)\right) \quad (4.33)$$

olarak ifade edilirler.

Eğer füze gerçek kontrol uyguluyorsa ivme komutları aşağıdaki biçimde üretilir[41].

$$\begin{aligned} a_{mx} = & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Y_t - Y_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{my}}{V_{mx}}\right)\right)\sin(\lambda_{xy}) \\ & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{mx}}\right)\right)\sin(\lambda_{xz}) \end{aligned} \quad (4.34)$$

$$\begin{aligned} a_{my} = & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Y_t - Y_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{my}}{V_{mx}}\right)\right)\sin(\lambda_{xy}) \\ & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{Y_t - Y_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{my}}\right)\right)\sin(\lambda_{yz}) \end{aligned} \quad (4.35)$$

$$\begin{aligned} a_{mz} = & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{X_t - X_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{mx}}\right)\right)\sin(\lambda_{xz}) \\ & -K\left(\tan^{-1}\left(\frac{Z_t - Z_m}{Y_t - Y_m}\right) - \tan^{-1}\left(\frac{V_{mz}}{V_{my}}\right)\right)\sin(\lambda_{yz}) \end{aligned} \quad (4.36)$$

Bu çalışmada navigasyon oranı K=100 olarak belirlenmiştir.

5. BENZETİM ÇALIŞMALARI

5.1 Giriş

Füzelerin tasarım ve geliştirme aşamalarında füzenin görevini yapacağı uçuş koşullarının, hedef hareketinin ve hedefin dinamiklerinin bilinmesi kritiktir. GÜDÜM sistemleri hareketsiz hedefler için iyi sonuçlar verirken hareketli hedeflerde ciddi performans kayıpları gösterebilir.

Bu çalışmada tasarlanan otopilot ve güdüm modellerinin test edilmesi ve birbirleriyle kıyaslanması için dört farklı senaryo oluşturulmuştur. Bu senaryolar, sabit hedef, sabit hızlı hedef, sabit ivmeli hedef ve artan ivmeli hedef modellerini içererek tasarımı yapılan otopilot ve güdüm algoritmalarının performanslarını uçuş süresi, kaçırma mesafesi gibi sonuçlar üzerinden değerlendirilmek üzere oluşturulmuşlardır. Tasarlanan hedef modelinde hedef nokta parçacık olarak kabul edilmiştir.

5.2 Sabit Hedef Senaryosu

Sabit hedef senaryosu için, belli bir irtifada hareketsiz olarak duran nokta hedefin angajman benzetimi yapılmıştır. Çizelge 5.1 ile senaryonun başlangıç koşulları verilmiştir. Çizelge 5.2 ile de senaryo sonuçları tasarlanan güdüm ve otopilot algoritmaları için süre ve kaçırma mesafesi üzerinden verilmiştir.

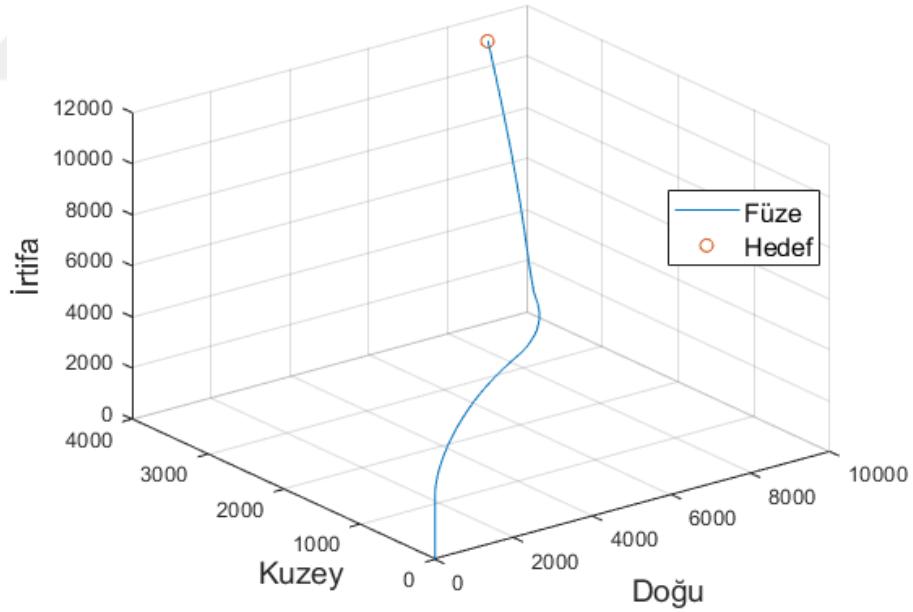
Çizelge 5.1: Sabit hedef senaryosu başlangıç koşulları

Füze Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m] (m)	[0,0,-10]
Hedef Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m](m)	[9000,4000,-11000]
Füze Fırlatma Hızı [V_{mx}, V_{my}, V_{mz}](m/s)	[0,0,-45]
Hedef Hızı [V_{tx}, V_{ty}, V_{tz}](m/s)	[0,0,0]

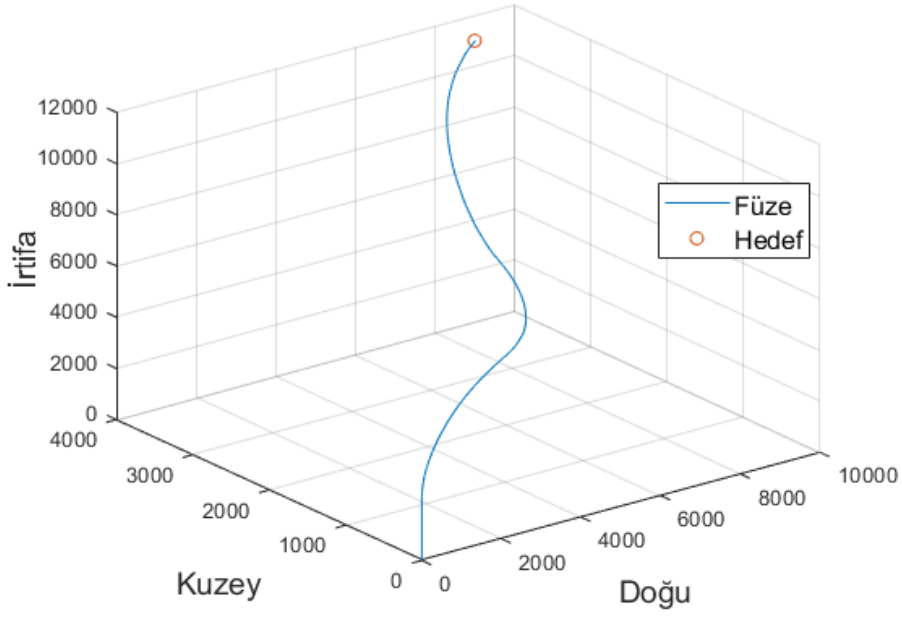
Çizelge 5.2: Sabit hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları

Pratik En Uygun Takipçi Otopilot				Doğrusal Parametrik Değişken Otopilot			
Takip Güdümü		Oransal Seyir G.		Takip Güdümü		Oransal Seyir G.	
Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)
21.29	4.68	22.19	4.94	21.74	4.46	21.76	4.69

En uygun takipçi otopilotuna sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.1 ve Şekil 5.2 ile verilmiştir.

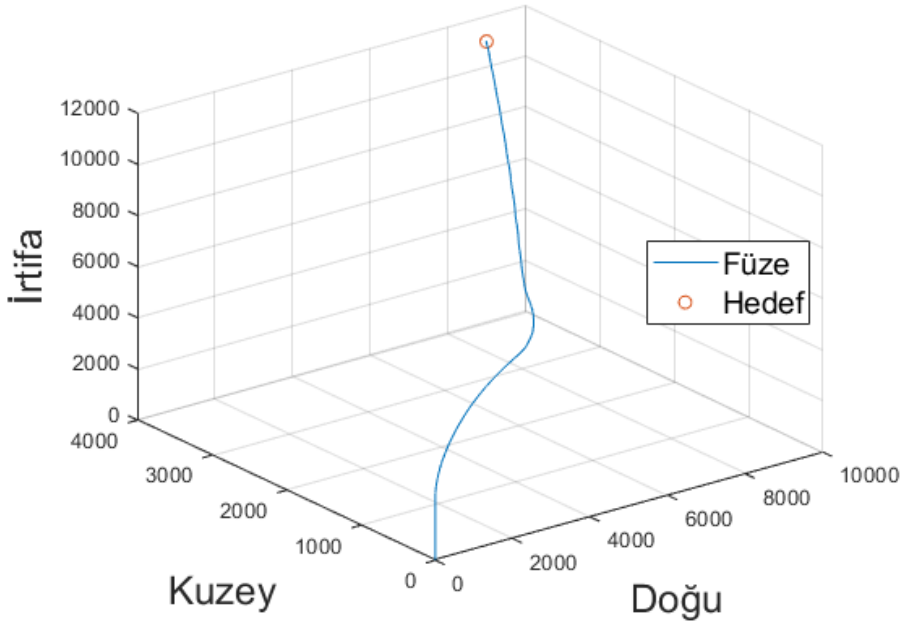


Şekil 5.1: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

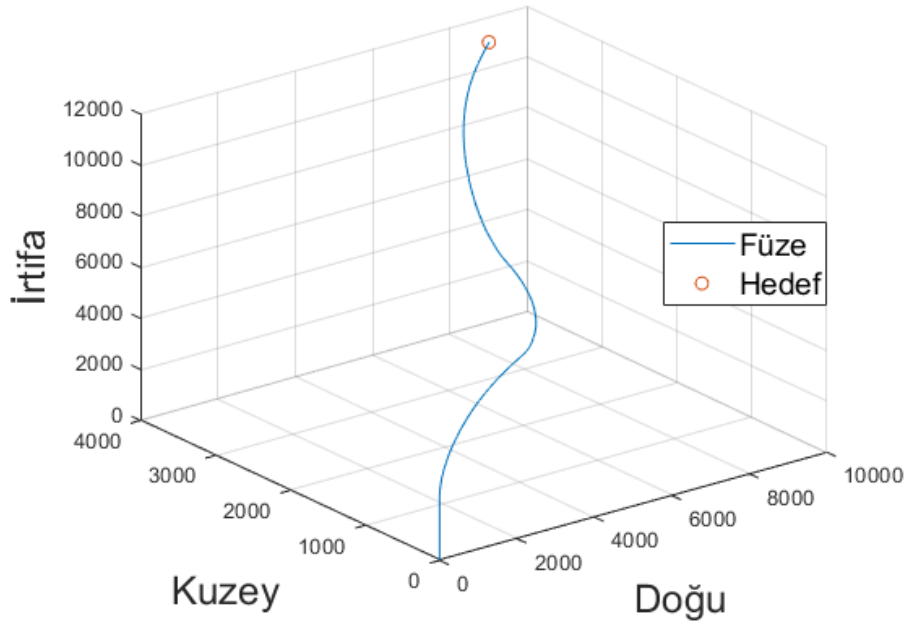


Şekil 5.2: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

Doğrusal parametrik değişkenli hale getirilmiş sistem ve otopilota sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.3 ve Şekil 5.4 ile verilmiştir.



Şekil 5.3: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu



Şekil 5.4: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli sonucu

5.3 Sabit Hızlı Hedef Senaryosu

Sabit hızlı hedef senaryosu için, belli bir sabit hızla hareket eden nokta hedefin angajman benzetimi yapılmıştır. Hedefin hızı, 11000 metre irtifada 1.5 Mach olacak şekilde 444 m/s olarak seçilmiştir. Çizelge 5.3 ile senaryonun başlangıç koşulları verilmiştir. Çizelge 5.4 ile de senaryo sonuçları tasarlanan güdüm ve otopilot algoritmaları için süre ve kaçırma mesafesi üzerinden verilmiştir.

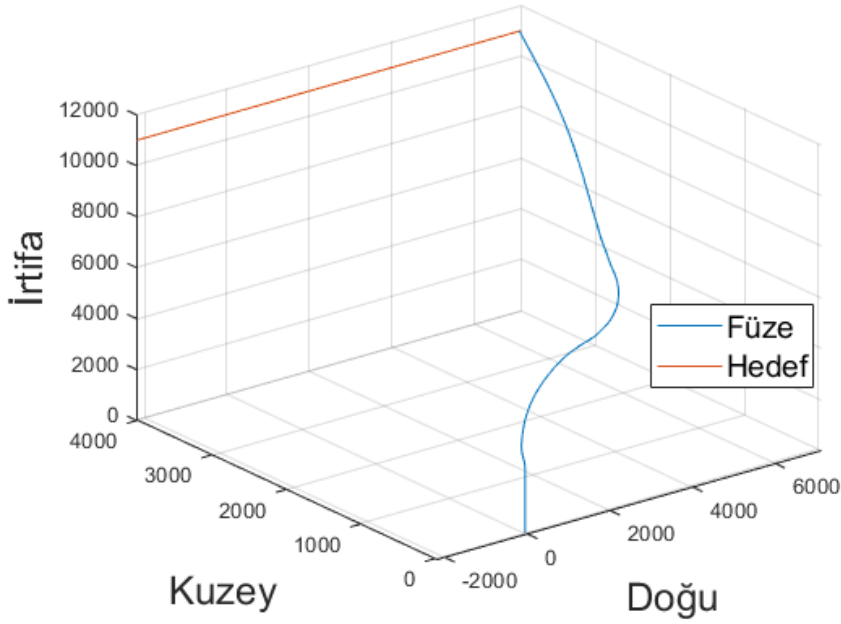
Çizelge 5.3: Sabit hızlı hedef senaryosu başlangıç koşulları

Füze Başlangıç Konumu $[X_m, Y_m, Z_m]$ (m)	[0,0,-10]
Hedef Başlangıç Konumu $[X_m, Y_m, Z_m]$ (m)	[-2200, 4000, -11000]
Füze Fırlatma Hızı $[V_{mx}, V_{my}, V_{mz}]$ (m/s)	[0,0,-45]
Hedef Hızı $[V_{tx}, V_{ty}, V_{tz}]$ (m/s)	[444, 0, 0]

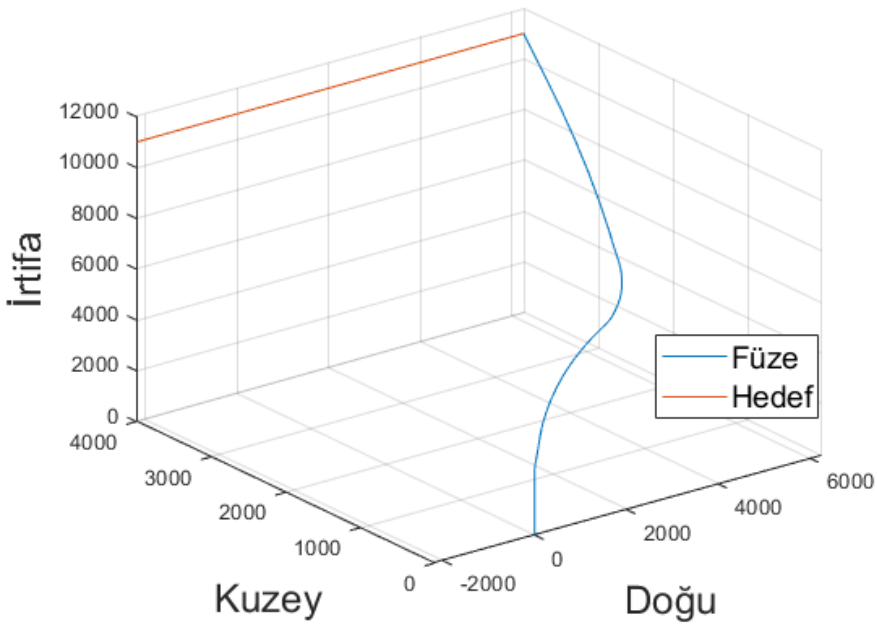
Çizelge 5.4: Sabit hızlı hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları

Pratik En Uygun Takipçi Otopilot				Doğrusal Parametrik Değişken Otopilot			
Takip Güdümü		Oransal Seyir G.		Takip Güdümü		Oransal Seyir G.	
Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)
20.99	34.67	19.09	22.87	21.00	28.06	19.08	19.33

En uygun takipçi otopilotuna sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.5 ve Şekil 5.6 ile verilmiştir.

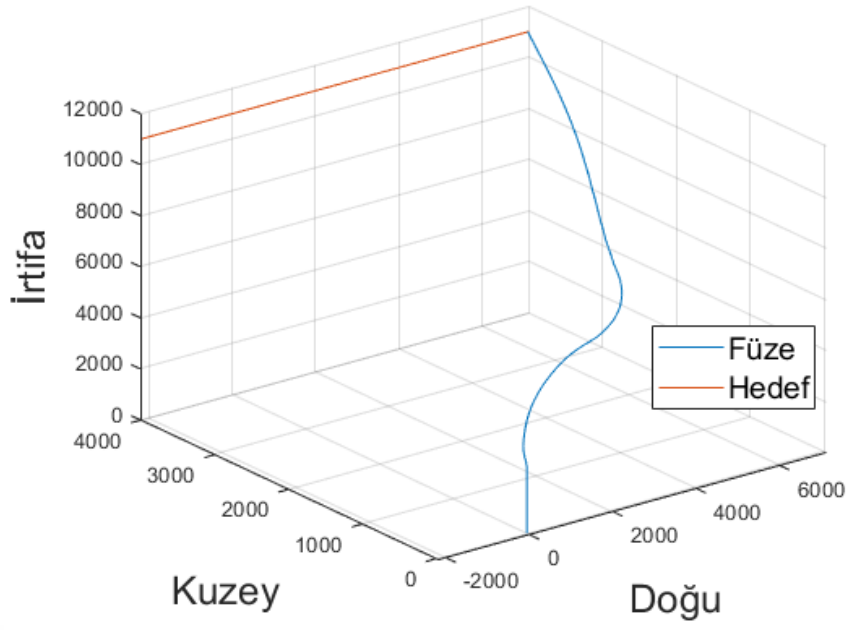


Şekil 5.5: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

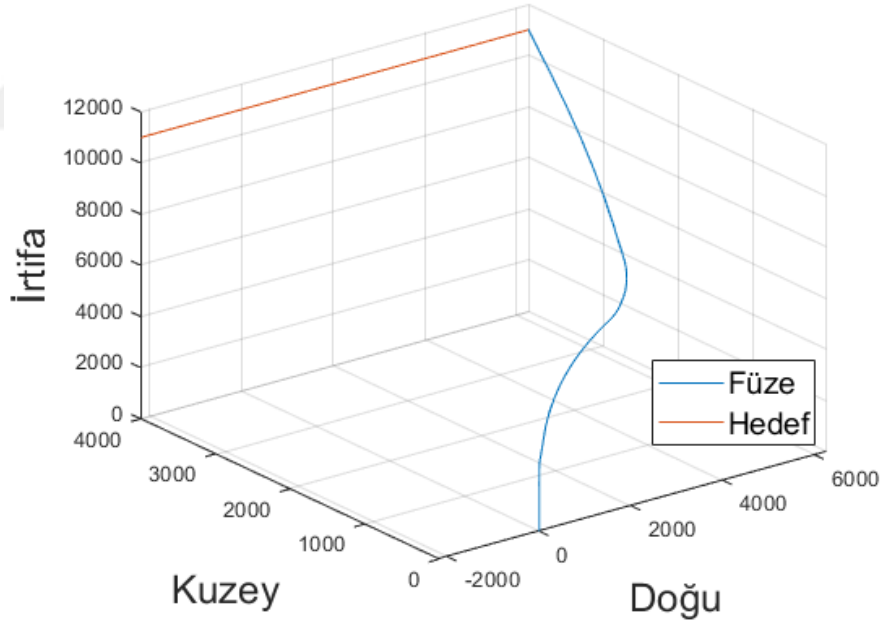


Şekil 5.6: Oransal güdüm en uygun takipçi otopilot sonucu

Doğrusal parametrik değişkenli hale getirilmiş sistem ve otopilota sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.8 ve Şekil 5.7 ile verilmiştir.



Şekil 5.7: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu



Şekil 5.8: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu

5.4 Sabit İvmeli Hedef Senaryosu

Sabit ivmeli hızlanan hedef senaryosu için, belli bir sabit ivme ile hareket eden nokta hedefin angajman benzetimi yapılmıştır. Hedefin ivmesi, benzetimin herhangi anında başlamak koşulu ile x yönünde 2.5 g, yönünde 0.5 g olarak seçilmiştir. Çizelge 5.5

ile senaryonun başlangıç koşulları verilmiştir. Çizelge 5.6 ile de senaryo sonuçları tasarlanan güdüm ve otopilot algoritmaları için süre ve kaçırma mesafesi üzerinden verilmiştir.

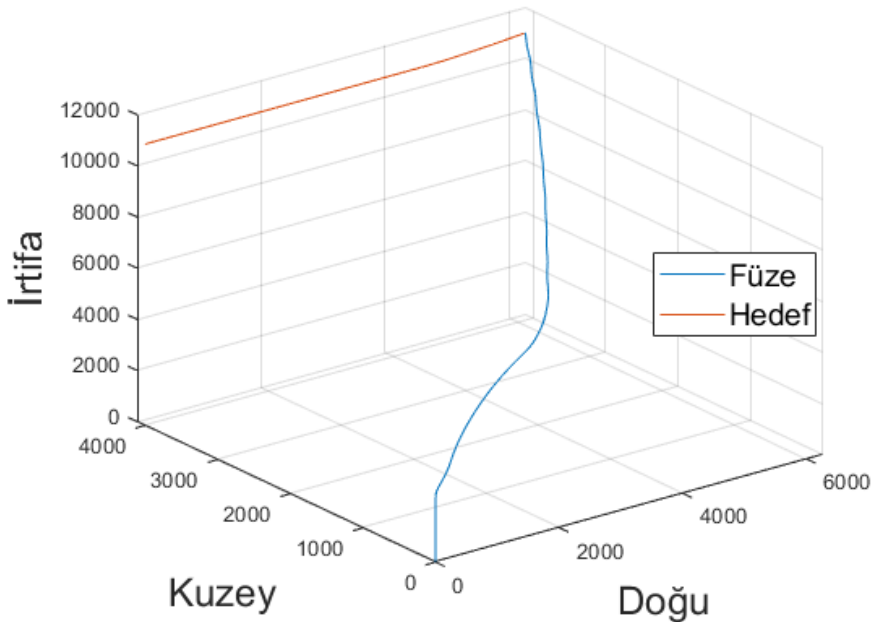
Çizelge 5.5: Sabit ivmeli hedef senaryosu başlangıç koşulları

Füze Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m] (m)	[0,0,-10]
Hedef Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m](m)	[-10, 4000, -11000]
Füze Fırlatma Hızı [V_{mx}, V_{my}, V_{mz}](m/s)	[0,0,-45]
Hedef İlk Hızı [V_{tx}, V_{ty}, V_{tz}](m/s)	[295,0,0] m/s

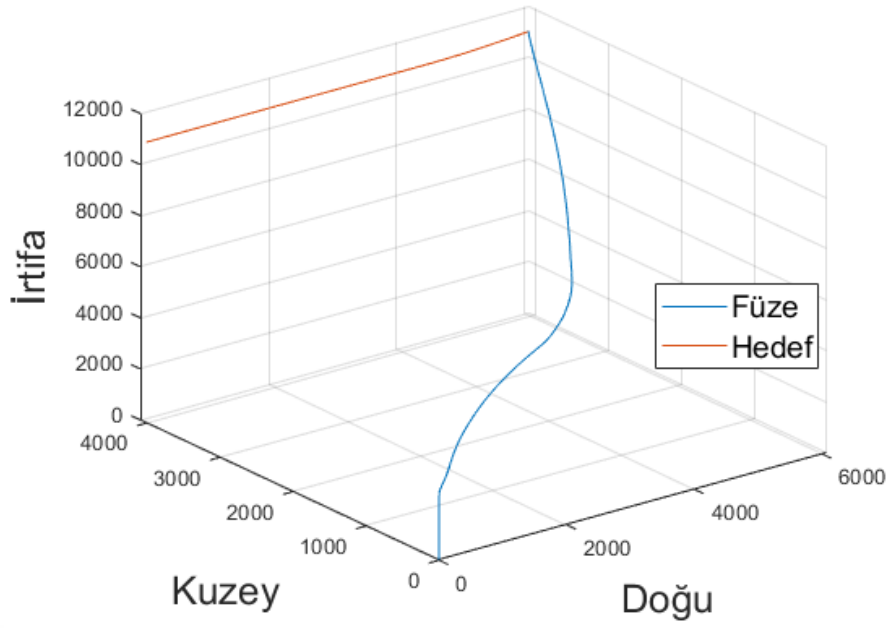
Çizelge 5.6: Sabit ivmeli hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları

Pratik En Uygun Takipçi Otopilot				Doğrusal Parametrik Değişken Otopilot			
Takip Güdümü		Oransal Seyir G.		Takip Güdümü		Oransal Seyir G.	
Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)
20.34	35.52	19.45	24.26	19.52	28.64	19.16	21.42

En uygun takipçi otopilotuna sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.9 ve Şekil 5.10 ile verilmiştir.

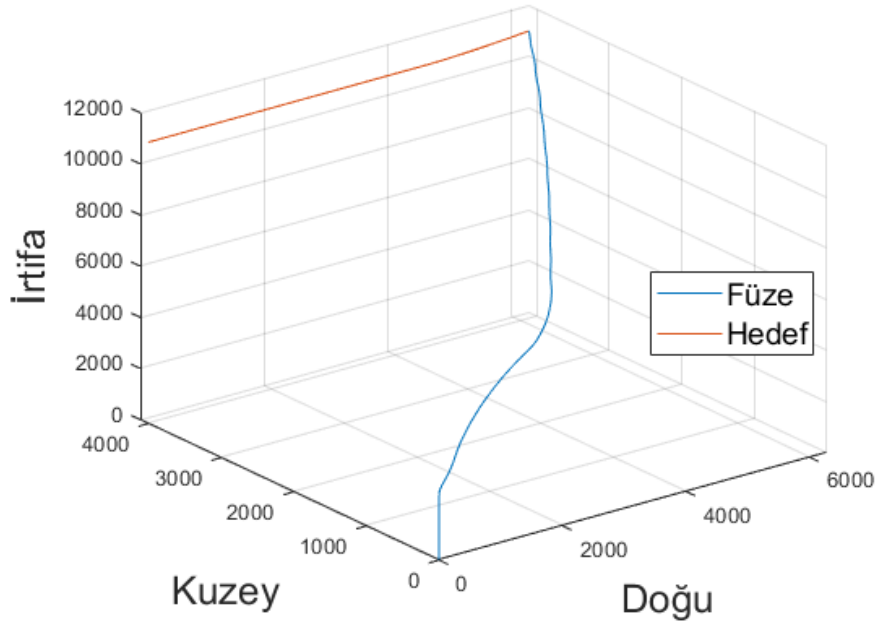


Şekil 5.9: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

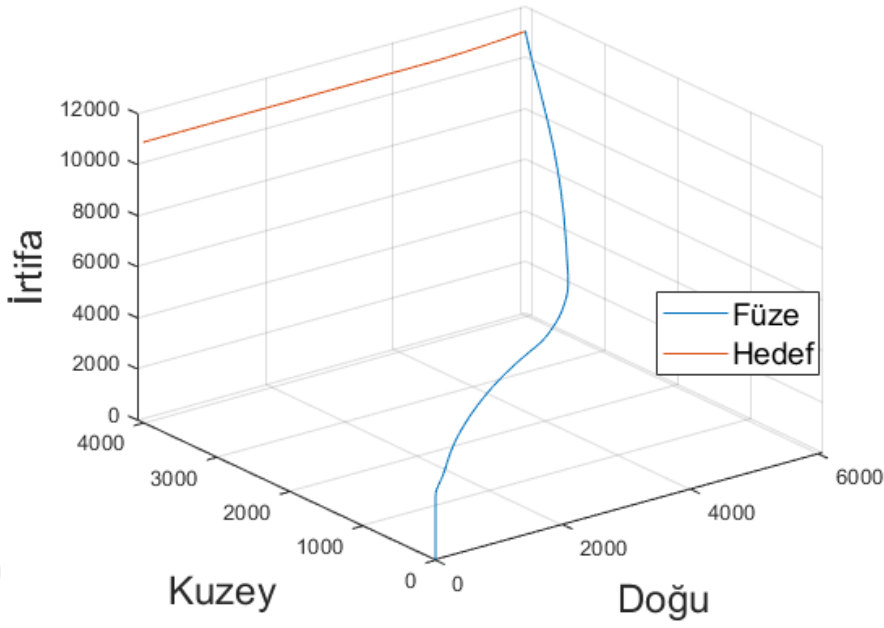


Şekil 5.10: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

Doğrusal parametrik değişkenli hale getirilmiş sistem ve otopilota sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.11 ve Şekil 5.12 ile verilmiştir.



Şekil 5.11: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu



Şekil 5.12: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu

5.5 Artan İvmeli Hedef Senaryosu

Artan ivmeli hızlanan hedef senaryosu için, artan ivme ile hareket eden nokta hedefin angajman benzetimi yapılmıştır. Hedefin ivmesi, benzetimin herhangi anında başlamak koşulu ile y yönünde 10 saniyede 0 g'den 1 g'ye, z yönünde 10 saniyede 0 g'den 3 g'ye çıkacak şekilde seçilmiştir. Çizelge 5.5 ile senaryonun başlangıç koşulları verilmiştir. Çizelge 5.6 ile de senaryo sonuçları tasarlanan güdüm ve otopilot algoritmaları için süre ve kaçırma mesafesi üzerinden verilmiştir.

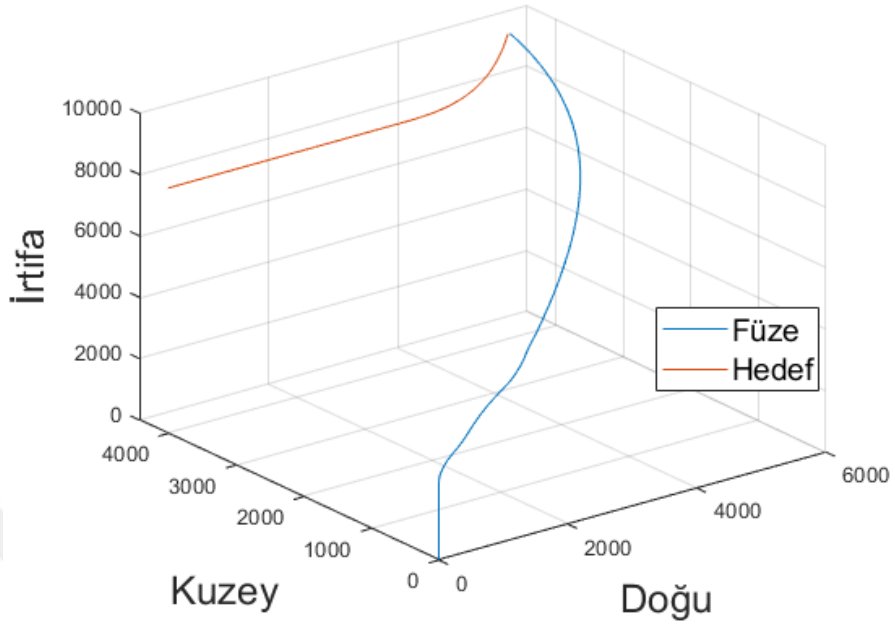
Çizelge 5.7: Artan ivmeli hedef senaryosu başlangıç koşulları

Füze Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m] (m)	[0,0,-10]
Hedef Başlangıç Konumu [X_m, Y_m, Z_m](m)	[-10, 4000, -8000]
Füze Fırlatma Hızı [V_{mx}, V_{my}, V_{mz}](m/s)	[0,0,-45]
Hedef İlk Hızı [V_{tx}, V_{ty}, V_{tz}](m/s)	[350,0,0] m/s

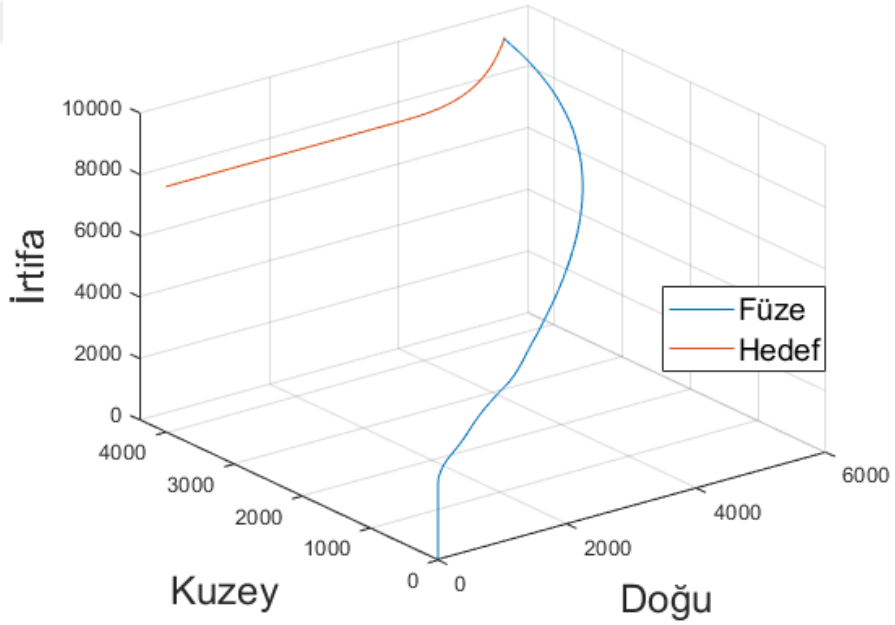
Çizelge 5.8: Artan ivmeli hedef senaryosu güdüm-otopilot tasarımları performans karşılaştırmaları

Pratik En Uygun Takipçi Otopilot				Doğrusal Parametrik Değişken Otopilot			
Takip Güdümü		Oransal Seyir G.		Takip Güdümü		Oransal Seyir G.	
Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)	Süre(s)	Kaçırma(m)
17.47	52.15	17.3	39.66	17.41	33.43	17.32	25.66

En uygun takipçi otopilotuna sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.13 ve Şekil 5.14 ile verilmiştir.

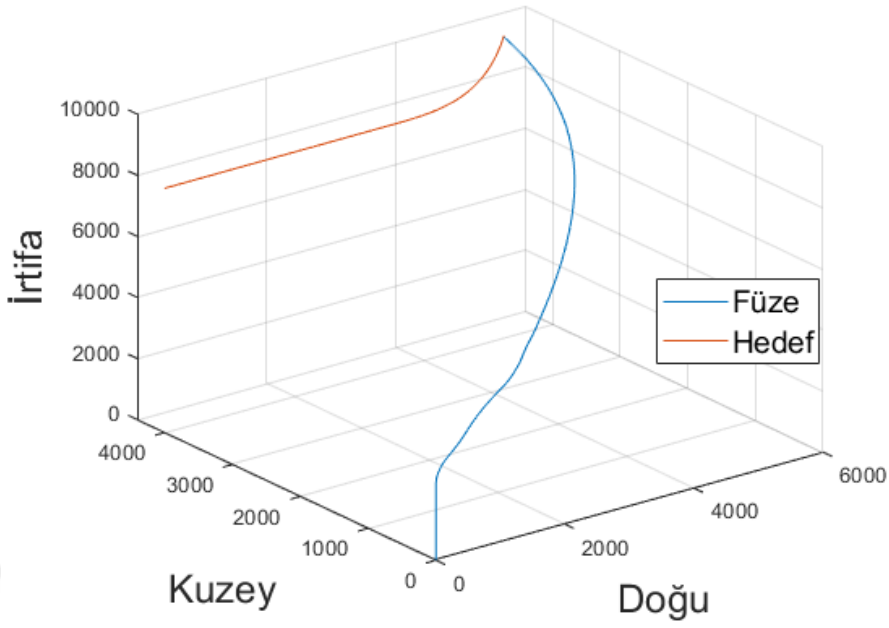


Şekil 5.13: Takip güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

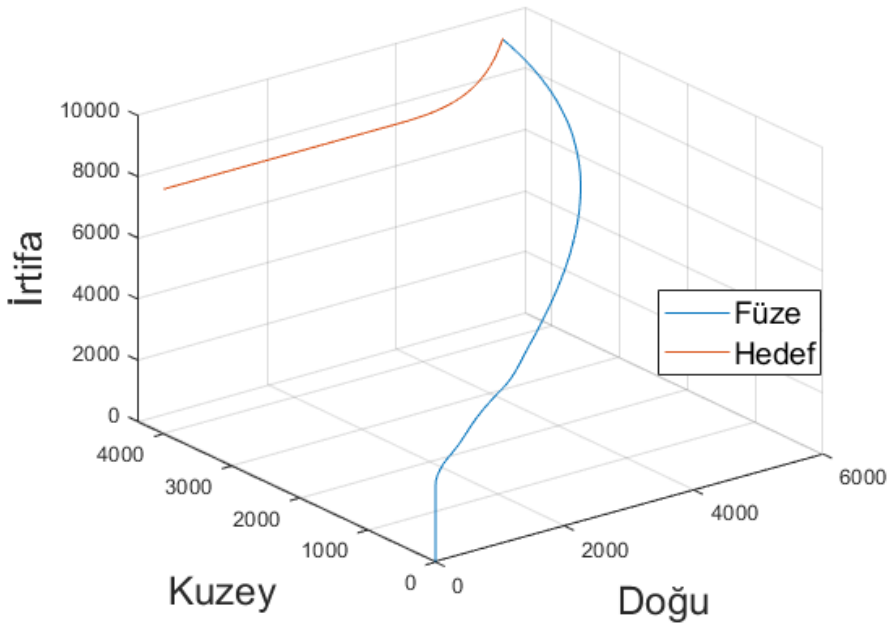


Şekil 5.14: Oransal seyir güdümü en uygun takipçi otopilot sonucu

Doğrusal parametrik değişkenli hale getirilmiş sistem ve otopilota sahip füzenin takip güdümü ve oransal seyir güdümü ile benzetim sonuçları Şekil 5.15 ve Şekil 5.16 ile verilmiştir.



Şekil 5.15: Takip güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu



Şekil 5.16: Oransal seyir güdümü doğrusal parametrik değişkenli otopilot sonucu

Benzetim sonuçları incelendiğinde oransal seyir güdümünün takip güdümünden daha iyi performans göstermektedir. Doğrusal parametrik hale getirilmiş sistem ve kontrolcüden oluşan modelin ise en uygun takipçi otopilotuna göre daha iyi performans gösterdiği anlaşılmaktadır. Benzetim sonuçlarına göre oransal seyir güdümü algoritmasına ve doğrusal parametrik değişkenli otopilota sahip füzenin

diğer güdüm ve otopilot seçeneklerine göre en iyi performans gösterdiği söylenebilmektedir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, hava savunma füzelerinin görevleri kapsamında hedefine en kısa sürede en az kaçırma mesafesiyle angajman yapabilen orta menzilli bir füzenin modellenmesi, güdüm ve otopilot algoritmalarının tasarımı gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda güdüm için takip güdümü ve oransal seyir güdümü, otopilot için en uygun takipçi otopilotu ve bu otopilotun doğrusal parametrik değişkenli halinin tasarımı yapılmıştır. Benzetim sonuçlarına göre en iyi performans gösteren güdüm ve otopilot yapısı belirlenmiştir.

Füzenin modellenmesinde kullanılan aerodinamik katsayılar Missile-Datcom yazımlı ile elde edilmiştir. Kanatçık açısına, irtifaya, hıza, hücum açısına, kayma açısına göre değişen aerodinamik katsayıların türevleri alınarak ara bul tablosuna yerleştirilmiştir. 4 Mach hız ve 40000 feet irtifaya kadar uçuş koşulları için benzetim ortamı yaratılmıştır.

Otopilot tasarımında sistem yerleşme süresinin mümkün olduğunca kısa olmasına ve gerekli marjinleri sağlamasına önem verilmiştir. Sistem dinamiklerinin en iyi cevabı verebildiği otopilot tasarımı en iyilemeler sonucu elde edilmiştir. LQR tabanlı olan

en uygun takipçi otopilotunun doğrusal parametrik değişkenli halinin sistem gereksinimlerini sağladığı ve daha iyi performans gösterdiği benzetim çalışmaları sonucunda anlaşılmıştır. Hava savunma sistemleri görevleri gereği hızlı hedeflere karşı hızlı tepki vermek zorundadırlar. Bu çalışmada hızlı hedeflere karşı hızlı ve etkin tepkiler verilerek minimum kaçırma mesafeleri elde edilmiştir. Hedefin noktasal bir hedef olduğu düşünülürse benzetim çalışmaları sonucu elde edilen kaçırma mesafelerinin, yaklaşma tapası kullanan füzenin hedefini etkisiz hale getirebileceği rahatlıkla söylenebilir.

Güdümlü tasarımda literatürde en çok kullanılan takip güdümü ve oransal seyir güdümü kullanılmıştır. Füzenin arayıcı başlığı ideal olarak kabul edilmiş ve hedefin konumunu ve hızını güdümlü algoritmasına gerçek zamanlı beslemiştir. Takip güdümünün ihtiyaç duyduğu hedef hız ve konum bilgilerinin sağlanmasına rağmen oransal seyir güdümü kadar etkili olamamıştır. Yüksek hızlı ve manevra yeteneğine sahip hedefler için uygun bir güdümlü yöntemi olamamıştır. Oransal seyir güdümü hedef ile arasında olan görüş açısını sıfırlama işlevi gösterdiğinden dolayı hava savunma füzelerinde kullanıma uygundur.

Gelecekte sistem için gürbüzlük sağlayan otopilotlar tasarlanabilir. Örneğin sensör ölçüm hatası, gürültü içeren modeller ile yeni çalışmalar yapılabilir[44]. H_{∞} optimizasyonu ile farklı denetleyiciler sistemde test edilebilir[42]. Kanatçık tahrik sistemi modeli 2. dereceden bir modelleme yerine sistem tanımlama metoduyla elde edilebilir[43]. Arayıcı başlık gerçekçi bir şekilde modellenmelidir. Arayıcı başlığın hedefi takip ederken yaptığı hatalar sistem için ayrıca zorluklar meydana getirecektir. Daha ileri aşamalarda elektronik harp teknikleri çalışmaya ilave edilebilir. Mesela hedef uçak ise uçağın uygulayacağı karşı tedbirine karşı füzenin üreteceği karşı karşı tedbirler tasarlanıp modellenmesi yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Classification of Missile. Erişim adresi:
<http://www.brahmos.com/content.php?id=10&sid=9>, Erişim tarihi:
16.02.2021.
- [2] Hava ve Füze Savunma Sistemleri. Erişim adresi:
https://thinktech.stm.com.tr/uploads/raporlar/pdf/23202091333907_stm_hava_ve_fuze_savunma_sistemleri.pdf, Erişim tarihi: 16.02.2021.
- [3] Hisar-A ve Hisar-O'ya Asya'dan sipariş. Erişim adresi:
<https://www.savunmasanayist.com/hisar-a-ve-hisar-oya-asyadan-siparis/>, Erişim tarihi: 16.02.2021.
- [4] **Ilka, A., Vesely, V.**, (2017). Robust LPV-based infinite LQR design, IEEE 21st International Conference on Process Control, pp. 86-91.
- [5] **Liu, Z., Theilliol, D., Gu F., He, Y., Yang, L., Han, J.**, (2017). State Feedback Controller Design for Affine Parameter-Dependent LPV Systems, IFAC PapersOnline, pp. 9760-9765.
- [6] **Aktaş, A., Sever, M., Yazıcı, H.**, (2016). Doğrusal Parametre Değişimli Tepe Vinç Sisteminin Kazanç Planlamalı LQR ile Kontrolü, Elektrik-Elektronik ve Biyomedikal Mühendisliği Konferansı ELECO, pp. 232-236.
- [7] **Evren, S., Unel, M.**, (2016). Stabilization of a Pan-Tilt System Using a Polytopic Quasi-LPV Model and LQR Control, 42nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, pp. 1-7.
- [8] **Alcala E., Puig, V., Quevedo, J.**, (2019).LPV-MPC Control for Autonomous Vehicles, IFAC PapersOnline, pp. 106-113.
- [9] **Barkat, A., Hanif, A., Hamayun, M.**, (2018). Model Identification and Control of a Lab Based Inverted Pendulum System Using Robust Control Technique, 2018 International Conference on Frontiers of Information Technology (FIT), vol. 1, pp. 1-6.
- [10] **Aouani, N., Olalla, C.**, (2020).Robust LQR Control for PWM Converters with Parameter-Dependent Lyapunov Functions, Applied Sciences, vol. 21, pp. 1-13.
- [11] **Altun Y.**, (2018). Gain Scheduling LQI controller design for LPV descriptor systems and motion control of two-link flexible joint robot manipulator, An International Journal of Optimization and Control: Theories & Applications, vol.8, pp. 201-207.
- [12] **Wang, Z., Montanaro, U., Fallah, S., Sorniotti, A., Lenzo, A.**, (2018).A Gain Scheduled Robust Linear Quadratic Regulator for Vehicle Direct Yaw Moment Control, Mechatronics, vol.51, pp. 31-45.

- [13] **Anjali, S., Vivek, A., Nandagopal, L.,** (2016).Simulation and Analysis of Integral LQR Controller for Inner Control Loop Design of a Fixed Wing Micro Aerial Vehicle, *Procedia Technology*, vol.25, pp.76-83.
- [14] **Erkan, Y. B., Sengil, N.,** (2018). Comparison Between the Pursuit Guidance and the Proportional Navigation Guidance Laws regarding a Predetermined Scenario, *Trans Motauto World*, vol.3, pp.162-165.
- [15] **Yılmaz, G.,** (2019). Havadan Yere Atılan Bir Füze için Farklı Güdüm Algortimalarının Karşılaştırılmalı Analizi .Yüksek Lisans Tezi, Başkent Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [16] **Guelman, M.,** (1976).The Closed Form Solution of True Proportional Navigation, *IEEE Trans. Aero. Elec. Syst.*, vol. 12, pp. 472-482.
- [17] **Shukla, U. S., Mahapatra, P. R.,** (1990). The Proportional Navigation Dilemma- Pure or True?, *IEEE Trans. Aero. Elec. Syst.*, vol. 26, pp. 382-392.
- [18] **Palumbo, N. F., Blauwkamp, R. A., Ve Lloyd J. M.,** (2010). Basic Principles of Homing Guidance, *Johns, Hapkins Apl Technical Digest*, vol. 29, pp. 25-41.
- [19] **Zipfel, P. H.,** (2007). Modelling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, *AIAA Inc.*,
- [20] **Etkin, B., Reid, L. D.,** (1995). Dynamics of Flight: Stability and Control, 3rd Edition, *John Wiley & Sons*, New York.
- [21] **Anderson, J. D.,** (2001). Fundamentals of Aerodynamics, 6th Edition, *McGrw-Hill*, Boston.
- [22] **Blake, W.,** (2008). Missile Datcom User's Manual.
- [23] **Sefastson, U.,** (2016).Evaluation of Missile Guidance and Autopilot through a 6 DOF Simulation Mode, Yüksek Lisans Tezi, Kth Royal Institute of Technology School of Engineering Sciences, Stockholm, Sweden.
- [24] **Wibowo, S. S.,** (2020). Full Envelope six-degree of Freedom Simulation of Tactical Missile. *AIP Conference Proceedings* 2226, pp. 1-14.
- [25] **Evcimen, Ç.,** (2007). Development and Comparison of Autopilot and Guidance Algorithms for Missiles, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [26] **Ulu, M.,** (2013). Sliding Mode Guidance of an Air to Air Missile, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [27] **Ogata, K.,** (2002). Modern Control Engineering, 5th Edition, *Prentice Hall*, New Jersey.
- [28] Durum Geri Beslemesi(Ders Notu). Erişim adresi:
https://kasnakoglu.files.wordpress.com/2014/01/ders8_ck02a.pdf,
Erişim tarihi: 24.02.2021.
- [29] **Bamieh, B., Giarre, L.,** (2002). Identification of linear parameter varying models, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol.12, pp.841-853.

- [30] Joint Electronic Library. Erişim adresi: <https://www.jcs.mil/Doctrine/jel/doddict/data/m/>, Erişim tarihi: 02.03.2021.
- [31] **Menon P., Ohlmeyer E. J.**, (2001). Integrated Design of a Agile Missile Guidance and Autopilot Systems, Control Engineering Practice, vol. 9, pp.1095-1106.
- [32] **Lin, C.**, (1991). Modern Navigation, Guidance and Control Processing Volume II, Prentice Hall, 1st Edition, New Jersey.
- [33] **Zarchan, P.**, (2012). Tactical and Strategic Missile Guidance, 6th Editon, AIAA, Virginia.
- [34] **Siouris, G. M.**, (2004). Missile Guidance and Control Systems, 1st Edition, Springer-Verlag, New York.
- [35] Radar Güdüm Yöntemleri. Erişim adresi: <https://www.defenceturk.net/radar-gudum-yontemleri>, Erişim tarihi: 02.03.2021.
- [36] **Ghose, D.**, (1994). On the Generalization of True Proportional Navigation, IEEE Trans. Aero. Elec, vol.30, pp.545-555.
- [37] **Yang, C. D., Yang, C. C.**, (1996). Analytical Solution of 3D True Proportional Navigation, IEEE Trans. Aero. Elec, vol.32, pp.1509-1522.
- [38] **Yanushevsky, R.**, (2008). Modern Missile Guidance, 2nd Edition, CRC Press, Boca Raton.
- [39] **Özkan, B.**, (2005). Dynamic Modeling, Guidance And Control of Homing Missiles, Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [40] **Erkan, Y. B., Sengil, N.**, (2018). Comparison Between the Pursuit Guidance and the Proportional Navigation Guidance Laws Regarding a Predetermined Scenario, International Scientific Journal “Trans Motauto World”, vol.3, pp.162-165.
- [41] **Milli, E.**, (2012). Taktik Füzelerde Kullanılan Sonlanma Güdümü Yöntemlerinin 3B Formülasyonları ve Analizi, Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [42] **Şahin, İ. H.**, (2018). İnsansız Hava Araçları İçin Kazanç Ayarlamalı Gürbüz Kontrol, Doktora Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [43] **Cantürk, İ.**, (2020). Gdümlü Bir Mühimmatın Elektromekanik Bir Bileşeni Olan Kanatçık Tahrik Sistemi İçin Gürbüz Kontrolcü Tasarımı ve Uygulanması, Yüksek Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, Türkiye.
- [44] **Kürkçü, B., Kasnakoğlu, C.**, (2019). Robust Autopilot Design Based on a Disturbance/Uncertainty/Coupling Estimator. IEEE Trans. Cont. Syst. Tech., vol. 27, pp. 2622-2629.