

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAVADAN YERE ATILAN BİR FÜZE İÇİN FARKLI GÜDÜM  
ALGORİTMALARININ KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ**

**GÖZDE YILMAZ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**2019**

**HAVADAN YERE ATILAN BİR FÜZE İÇİN FARKLI GÜDÜM  
ALGORİTMALARININ KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ**

**COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT GUIDANCE  
ALGORITHMS FOR AN AIR TO SURFACE MISSILE**

**GÖZDE YILMAZ**

Başkent Üniversitesi  
Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin  
ELEKTRİK-ELEKTRONİK Mühendisliği Anabilim Dalı İçin Öngördüğü  
YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak hazırlanmıştır.

2019

“Havadan yere atılan bir fûze için farklı güdümlerinin karşılaştırmalı analizi” başlıklı bu çalışma, jürimiz tarafından, 12 / 09 / 2019 tarihinde, **ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI 'nda YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Prof. Dr. Sedat NAZLIBİLEK

Üye (Danışman) : Dr. Öğr. Üyesi Derya YILMAZ

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Bülent İRFANOĞLU

**ONAY**

.../ 09 / 2019

Prof. Dr. Faruk ELALDI  
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü



**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**  
**YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU**

Tarih: 20 / 09 / 2019

Öğrencinin Adı, Soyadı : Gözde YILMAZ

Öğrencinin Numarası : 21520169

Anabilim Dalı : Elektrik-Elektronik Mühendisliği

Programı : Yüksek Lisans Programı

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı : Dr. Öğr. Üyesi Derya YILMAZ

Tez Başlığı : Havadan Yere Atılan Bir Füze İçin Farklı Güdüm Algoritmalarının Karşılaştırmalı Analizi

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 82 sayfalık kısmına ilişkin, 20 / 09 / 2019 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %7'dir.

Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

Onay

... / ... / 2019

Öğrenci Danışmanı

## TEŐEKKÜR

Tüm alıőma sűrecimde beni destekleyen ve bana gűvenen deęerli danıőman hocam Dr. Őęr. Őyesi Derya YILMAZ'a,

Sayın jűri űyelerim Prof. Dr. Sedat NAZLIBİLEK ve Dr. Őęr. Őyesi Bűlent İRFANOęLU' na,

Baőta grup koordinatűrűm Sn. Serdar KORDEM, birim amirim Sn. Ali KARAKOÇ ve benden bilgi ve tecrűbesini esirgemeyen Sn. Bűlent ŐZKAN olmak űzere, bu çalıőmamda beni destekleyen TŪBİTAK SAGE'ye ve çalıőma arkadaőlarıma,

Her an yardıma hazır bekleyip benden desteklerini esirgemeyen sevgili aileme ve sonsuz sabrı, anlayıőı ve yardımları için değerli eőim Nuri YILMAZ'a sonsuz teőekkűrlerimi iletiyorum.

## ÖZ

# HAVADAN YERE ATILAN BİR FÜZE İÇİN FARKLI GÜDÜM ALGORİTMALARININ KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ

Gözde YILMAZ

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu tezde; hareketsiz, sabit hızlı ve sabit ivmeli hedef tipinin kullanıldığı senaryolar için iki farklı füze dinamiğinin kullanıldığı kapsamlı bir füze hareket modeli üzerinde literatürdeki yaygın güdüm algoritmaları karşılaştırılmıştır.

Atmosfer, güdüm, otopilot ve füze dinamiği modellerini içeren ve istenen füze aerodinamik veri tabanını kullanmaya elverişli bir füze modeli oluşturularak füzenin üç serbestlik dereceli hareketi modellenmiştir. Aerodinamik kuvvet ve momentler ile otopilot kazançları için gerekli olan aerodinamik veri tabanı, füze geometrisine göre Missile DATCOM yazılımı ile elde edilmiştir. Literatüre katkı sağlamak amacıyla ivme ve açı çıkışlı güdüm algoritmaları arasından seçilen yedi algoritma ile üç farklı senaryo için yapılan benzetimler, iki füze geometrisi ile tekrarlanmış, modelin ivme ve açı çıkışlı güdüm algoritmalarına uygun çalışabilmesi için iki otopilot modeli kullanılmıştır. İvme çıkışlı güdüm algoritmalarından Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG), Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG), Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü (GNOSG), Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG) ve Hız Takibi Güdümü (HTG); açı çıkışlı güdüm algoritmalarından Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG) ile Gövde Takibi Güdümü (GTG) uçuş profilleri, uçuş süresi, füzeye yaptırdığı en yüksek manevra değeri ve füzenin hedefi yakalama performansı bakımından karşılaştırılmıştır.

Oluşturulan kapsamlı füze modeli ve değerlendirilen çok sayıda kriter ile güdüm algoritmaları hakkında kapsamlı bir analiz çalışması elde edilmiştir. Gerçekleştirilen çok sayıda benzetimin sonucunda, güdüm algoritmalarının performanslarının hedef tipine ve füze dinamiğine bağlı olduğu gözlemlenmiştir.

**ANAHTAR SÖZCÜKLER:** GÜdümlü füzeler, füze modeli, güdümlü algoritmaları, hedefe güdümlü, oransal seyrişer güdümlü, takip güdümlü.

**Danışman:** Dr. Öğr. Üyesi Derya YILMAZ, Başkent Üniversitesi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü.

## **ABSTRACT**

### **COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT GUIDANCE ALGORITHMS FOR AN AIR TO SURFACE MISSILE**

Gözde YILMAZ

Baskent University Institute of Science and Engineering  
Department of Electrical and Electronics Engineering.

In this thesis, it is aimed to compare common guidance laws in literature on a comprehensive missile motion model which two different missile dynamics are used for scenarios with stationary, fixed speed and fixed accelerated target type.

Three degree of freedom movement of the missile was modeled by setting a model of the missile including the atmosphere, guidance, autopilot and missile dynamics suitable for operating the aerodynamic database of the desired missile. The aerodynamic database required for aerodynamic forces, moments and autopilot gains has been obtained by Missile DATCOM software according to missile geometry. In order to contribute to the literature, simulations for three different scenarios with seven algorithms selected from acceleration and angle-output algorithms were repeated with two missile geometries and two autopilot models were used in order to operate the model in accordance with acceleration and angle output guidance laws. Pure Proportional Navigation (PPN), True Proportional Navigation (TPN), Augmented Proportional Navigation (APN), Parabolic Homing Guidance (PHG) and Velocity Pursuit Guidance (VPG) as acceleration output guidance laws and Linear Homing Guidance (LHG) and Body Pursuit Guidance (BPG) as angle output guidance laws were compared in terms of flight profiles, flight time, maximum maneuvering value of the missile and target capture performance.

Comprehensive analysis study about the guidance laws has been obtained with formation of the comprehensive missile model and evaluation of many criteria. The dependence of the performance of the guidance laws on the target type and missile dynamics was observed according to the results of many simulations performed.



**KEYWORDS:** Guided missiles, missile model, guidance laws, homing guidance, proportional navigation guidance, pursuit guidance.

**Advisor:** Assoc. Prof. Derya YILMAZ, Baskent University, Department of Electrical and Electronics Engineering.

# İÇİNDEKİLER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
ÖZ .....	i
ABSTRACT .....	iii
İÇİNDEKİLER LİSTESİ .....	v
ŞEKİLLER LİSTESİ .....	vii
ÇİZELGELER LİSTESİ .....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ .....	xi
<b>1 GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>
1.1 Güdüm Algoritmaları .....	1
1.1.1 Hedefe Güdüm .....	2
1.1.2 Uzaktan Kontrollü Güdüm .....	9
1.2 Literatürdeki Çalışmalar .....	12
1.3 Tez Hakkında .....	13
<b>2 FÜZE AERODİNAMİĞİ .....</b>	<b>16</b>
2.1 Atmosfer Modeli .....	17
2.2 Eksen Takımları .....	18
2.3 Aerodinamik Katsayılar .....	19
2.4 Füzenin Kararlılığı .....	25
2.5 Kuvvet ve Momentler .....	27
2.6 Hareket Denklemleri .....	30
2.7 Kanat Hareketleri .....	33
2.8 Güdüm Sistemi .....	34
2.9 Otopilot Sistemi .....	35
<b>3 OTOPILOT MODELİ .....</b>	<b>36</b>
3.1 Aerodinamik Türevlerin Belirlenmesi .....	37
3.2 İvme Referanslı Otopilot .....	40
3.3 Açık Referanslı Otopilot .....	44
<b>4 GÜDÜM ALGORİTMALARI .....</b>	<b>46</b>
4.1 Oransal Seyrüsefer Güdümü (OSG) .....	47
4.1.1 Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG) .....	48
4.1.2 Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG) .....	49
4.1.3 Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü (GNOSG) .....	52

4.2	Takip Güdümü (TG) .....	53
4.2.1	Hız Takibi Güdümü (HTG).....	53
4.2.2	Gövde Takibi Güdümü (GTG).....	54
4.2.3	Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG).....	56
4.2.4	Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG) .....	56
<b>5</b>	<b>BENZETİM SONUÇLARI .....</b>	<b>57</b>
5.1	Senaryo 1: Hareketsiz Hedefe Yönelim.....	58
5.2	Senaryo 2: Sabit Hızlı Hedefe Yönelim .....	63
5.3	Senaryo 3 : İvmeli Hedefe Yönelim .....	69
<b>6</b>	<b>DEĞERLENDİRME VE SONUÇ.....</b>	<b>74</b>
	KAYNAKLAR LİSTESİ .....	79
	EK 1 MATLAB Simulink® Füze hareket modeli.....	82

## ŞEKİLLER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Şekil 1.1 GÜDÜM yöntemlerinin sınıflandırılması .....	2
Şekil 1.2 (a) Aktif, (b) Yarı-aktif, (c) Pasif hedefe güdüm.....	4
Şekil 1.3 OSG yörüngesi .....	5
Şekil 1.4 Hız takibi güdümü yörüngesi .....	7
Şekil 1.5 Gövde takibi güdümü yörüngesi .....	8
Şekil 1.6 Üç nokta güdümü yörüngesi .....	10
Şekil 1.7 Görüş hattına komuta güdümü yörüngesi.....	11
Şekil 1.8 Hüzme güdümü .....	11
Şekil 2.1 Füze modelinin alt sistemleri .....	16
Şekil 2.2 Simulink 1976 COESA atmosfer modeli .....	17
Şekil 2.3 Gövde ekseninde Euler açıların gösterimi .....	19
Şekil 2.4 Hücüm açısı ( $\alpha$ ) ve yana kayma açısı ( $\beta$ ) .....	20
Şekil 2.5 Gövde referans düzleminde aerodinamik katsayılar .....	22
Şekil 2.6 $C_a$ 'nın hücüm açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi .....	24
Şekil 2.7 $C_n$ 'nin hücüm açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi .....	24
Şekil 2.8 $C_m$ 'nin hücüm açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi.....	25
Şekil 2.9 Statik kararlılık grafiği .....	26
Şekil 2.10 Füzenin statik kararlılık analizi .....	26
Şekil 2.11 Füzeye etki eden kuvvet ve momentler .....	28
Şekil 2.12 Füzeye etki eden diğer kuvvetler .....	29
Şekil 2.13 Kontrol yüzeylerinin harekete etkisi .....	33
Şekil 2.14 Kontrol yüzeylerinin pozitif hareket yönü (arkadan görünüş) .....	33
Şekil 2.15 GÜDÜM biriminin görevi.....	34
Şekil 2.16 Yunuslama otopilotu .....	35
Şekil 3.1 Mach sayısı değerlerinin tamamı için statik kararlılık grafiği .....	36
Şekil 3.2 Mach 0,8 için $c_m - \alpha$ grafiği .....	38
Şekil 3.3 Aerodinamik türevlerin interpolasyon ile seçilmesi .....	39
Şekil 3.4 Kazanç hesaplama bloğu .....	40
Şekil 3.5 İvme referanslı otopilot şeması .....	41
Şekil 3.6 İvme referanslı yunuslama otopilotu .....	41
Şekil 3.7 İrtifa sapması ile yunuslama oranı ilişkisi.....	42

Şekil 3.8 İvme referanslı otopilot Simulink® modeli.....	43
Şekil 3.9 İvme otopilotunun performansı .....	43
Şekil 3.10 Açık otopilotu için Simulink® modeli.....	44
Şekil 3.11 Açık otopilotunun adım fonksiyonuna verdiği tepki.....	45
Şekil 4.1 GÜDÜM döngüsü .....	46
Şekil 4.2 GÜDÜM parametreleri.....	47
Şekil 4.3 OSG için güdüm döngüsü.....	48
Şekil 4.4 SOSG için güdüm geometrisi .....	48
Şekil 4.5 SOSG için Simulink® modeli .....	49
Şekil 4.6 GOSG için güdüm geometrisi .....	50
Şekil 4.7 GOSG için Simulink® modeli.....	51
Şekil 4.8 GNOSG için güdüm geometrisi .....	52
Şekil 4.9 GNOSG için Simulink® modeli .....	53
Şekil 4.10 Takip güdümü için gerekli açıların gösterimi.....	53
Şekil 4.11 HTG için güdüm geometrisi .....	54
Şekil 4.12 GTG için güdüm geometrisi .....	55
Şekil 4.13 GTG için Simulink® modeli.....	55
Şekil 5.1 Füzeler #1.....	57
Şekil 5.2 Füzeler #2.....	57
Şekil 5.3 Hareketsiz hedefe yönelim senaryosu .....	58
Şekil 5.4 Füzeler #1 ve Füzeler #2'nin GOSG algoritması ile uçuş profili.....	59
Şekil 5.5 İvme çıkışlı güdüm yöntemleri ile uçuş profilleri.....	60
Şekil 5.6 Açık çıkışlı güdüm yöntemleri ile uçuş profilleri .....	62
Şekil 5.7 Sabit hızlı hedefe yönelim senaryosu .....	63
Şekil 5.8 İvme çıkışlı algoritmalar ile sabit hızlı hedefe yönelim .....	64
Şekil 5.9 GNOSG algoritması ile füzenin hedefle buluşması.....	64
Şekil 5.10 Açık çıkışlı algoritmalar ile sabit hızlı hareketli hedefe yönelim (a) : Tüm uçuş profili (b) : Son 300 m irtifa .....	66
Şekil 5.11 GTG'nin 100 km/saat sabit hızlı hedefi vuruşu .....	68
Şekil 5.12 GTG algoritmasının farklı menzillerdeki uçuş profili (a) : 10,000 m menzil, (b) 15,000 m menzil. ....	69
Şekil 5.13 Sabit ivmeli hedefe yönelim senaryosu.....	69
Şekil 5.14 GNOSG ile güdümlenen füzenin üç farklı senaryoda uçuş profili .....	70
Şekil 5.15 Sabit ivmeli hedef için ivme çıkışlı algoritmaların hedefe yönelimi.....	71

Şekil 5.16 Sabit ivmeli hedef için SOSG, GOSG ve GNOSG'nin performansları .....	72
Şekil 5.17 Sabit ivmeli hedefe açılı çıkışlı güdüm yöntemleri ile yönelim .....	73

## ÇİZELGELER LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 Yeryüzü ve gövde ekseninin birbiriyle ilişkisi .....	18
Çizelge 2.2 Gövde eksenindeki kuvvet, moment ve hız vektörleri.....	29
Çizelge 3.1 İvme otopilotu kazanç değerleri .....	42
Çizelge 3.2 Açık otopilotu için bulunan kazançlar .....	45
Çizelge 5.1 Bırakma koşulları.....	58
Çizelge 5.2 Hareketsiz hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları .....	61
Çizelge 5.3 Hareketsiz hedef için açık çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları	62
Çizelge 5.4 Sabit hızlı hareketli hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları .....	65
Çizelge 5.5 HTG'nin farklı senaryolar için sapma miktarları .....	65
Çizelge 5.6 Sabit hızlı hareketli hedef için açık çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları .....	67
Çizelge 5.7 GTG'nin farklı hedef hızları için sapma miktarları .....	68
Çizelge 5.8 GTG'nin farklı menziller için sapma miktarları .....	69
Çizelge 5.9 Sabit ivmeli hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları .....	71
Çizelge 5.10 Sabit ivmeli hedef için açık çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları .....	73
Çizelge 6.1 Tüm sonuçlar.....	77

## SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

$\delta_a$	Yuvarlanma sapması (Aileron deflection)
$\delta_e$	İrtifa sapması (Elevator deflection)
$\delta_r$	Yandönme sapması (Rudder deflection)
$a_{fk}$	Füzenin ivmelenme komutu
$C_{z\delta_e}$	Gövde eksen takımının z eksenindeki kuvvetin irtifa sapmasına bağlı değişimi
$F_{z\delta_e}$	İrtifa sapması sonucu z ekseninde oluşan kuvvet
$N_s$	Seyrüsefer oranı
$N_s'$	Etkin seyrüsefer oranı
$R_{gh}$	Görüş hattının uzunluğu
$V_f$	Füze hızı
$V_s$	Ses hızı
$V_y$	Yaklaşma hızı
$a_h$	Hedef ivmesi
$c_m^{(s)}$	Yunuslama eksenindeki sönümlenme momenti
$k_a$	Güdümlü ivmesi için kullanılan kazanç
$\perp$	Dik açı
$\Delta t$	Başlangıç anından uçuşun sonlanmasına kadar geçen süre
$C_a$	Eksenel kuvvet katsayısı
$C_D$	Sürtünme katsayısı
$C_L, C_M, C_N$	Aerodinamik moment katsayıları
$C_{LF}$	Kaldırma kuvveti katsayısı
$C_{m\alpha}$	Yunuslama momentinin hücum açısına bağlı değişimi
$C_{n\alpha}$	Normal kuvvetin hücum açısına bağlı değişimi
$C_{mq}$	Yunuslama momentinin yunuslama oranına bağlı değişimi
$C_{nq}$	Normal kuvvetin yunuslama oranına bağlı değişimi
$C_n$	Normal kuvvet katsayısı
$C_x, C_y, C_z$	Aerodinamik kuvvet katsayıları
$d$	Füzenin çapı
$D_F$	Sürtünme kuvveti
$F_x, F_y, F_z$	Gövde eksen takımının x, y, z eksenlerindeki aerodinamik kuvvetler
$g$	Yerçekimi ivmesi



$g_e$	Gövde eksenini
$h$	İrtifa
$I_x, I_y, I_z$	Gövde eksen takımının x, y, z eksenlerindeki eylemsizlik momentleri
$K$	Isı oranı
$K_p, K_i, K_q$	Otopilot için sırasıyla oransal, integral ve yunuslama sönümlenme kazançları
$L, M, N$	Gövde eksen takımının x, y, z eksenlerindeki momentleri
$L_F$	Kaldırma kuvveti
$p, q, r$	Sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve yandönme eksenlerindeki açısal hızlar
$R$	Evrensel gaz sabiti
$S_{ref}$	Füzenin referans kesit alanı
$T$	Ortam sıcaklığı
$u, v, w$	Füzenin hız vektörünün gövde eksen takımı üzerindeki bileşenleri
$V_x, V_y, V_z$	Füzenin hız vektörünün yeryüzü eksen takımını üzerindeki bileşenleri
$y_e$	Yeryüzü eksenini
$\alpha$	Hücum açısı
$\beta$	Yana kayma açısı
$\lambda$	Görüş hattı açısı
$\rho$	Hava yoğunluğu
$\gamma$	Füze gövdesi ekseninin görüş hattı ile yaptığı açı
$C_{m_{\delta_e}}$	Yunuslama momentinin irtifa sapmasına bağlı değişimi
$C_{n_{\delta_e}}$	Normal kuvvetin irtifa sapmasına bağlı değişimi
$Q$	Dinamik basınç
$a$	Füze ivmesi
$\gamma$	Uçuş yolu açısı
$\tau$	Kalan süre
$\phi, \theta, \psi$	Sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve yandönme eksenlerindeki Euler açıları
DHGT	Doğrusal Hedef Takibi Güdümü
GH	Görüş Hattı
GHKG	Görüş Hattına Komuta Güdümü
GNOSG	Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü

GOSG	Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü
HTG	Hız Takibi Güdümü
OSG	Oransal Seyrüsefer Güdümü
PHTG	Parabolik Hedef Takibi Güdümü
SAGE	Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü
SOSG	Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü
TÜBİTAK	Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu

# 1 GİRİŞ

Füzeler genel olarak bırakılma koşullarına, kısa veya uzun menzilli oluşlarına, kontrol mekanizmalarına, güdümlü / güdümsüz oluşlarına veya güdüm yöntemlerine göre sınıflandırılabilir. Güdümlü füzeler ise fırlatma platformunun ve hedefin konumu ile ilişkili olarak aşağıdaki dört temel kategoriye ayrılır:

- Kara – kara füzeleri
- Kara – hava füzeleri
- Hava – kara füzeleri
- Hava – hava füzeleri

II. Dünya Savaşı döneminde Almanya'da başlatılan güdümlü füze çalışmaları, günümüzde de yoğun şekilde devam etmektedir. II. Dünya Savaşı sırasında kullanılan kara – kara füzeleri V-1 (German FZG-76) ve V-2 (German A-4)'nin pilot kontrolü olmadan uzak mesafelerdeki hedefleri etkileme imkânı vermesiyle, güdümlü mühimmatların savaşlarda sağladığı avantajlar görülmüş ve güdümlü mühimmat geliştirme çalışmaları ciddi ivme kazanmıştır [1], [2]. Bununla birlikte, güdüm performansının iyileştirilmesi amacıyla güdüm algoritmaları türetme ve geliştirme çalışmaları yapılmaktadır.

Güdüm algoritması, füzenin hedefe ulaşması için yapması gereken manevrayı hesaplayan matematiksel ifadedir. Bu algoritmanın seçimi; beklenen sapma mesafesi, hedef tipine göre füzenin sahip olması gereken manevra kabiliyeti ve füze aerodinamiğinin limitleri ile ilişkilidir [3].

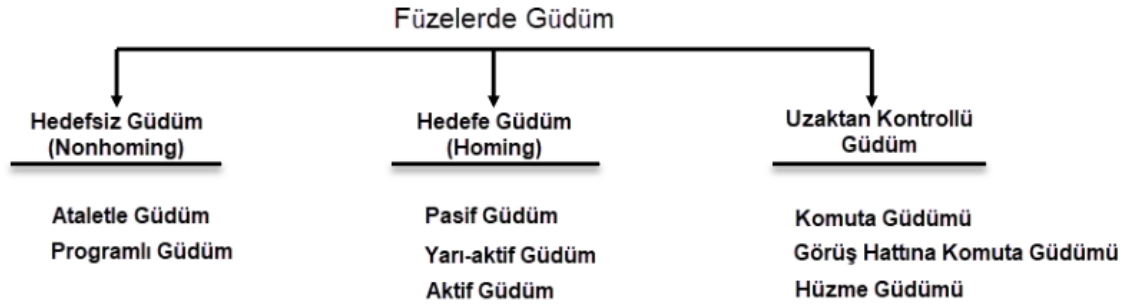
Bu bölümde, literatürdeki en temel ve yaygın güdüm algoritmalarının genel özellikleri verilmiştir.

## 1.1 Güdüm Algoritmaları

Literatürde güdüm algoritmalarını konu edinen çok sayıda araştırma ve bunların performanslarının karşılaştırıldığı çalışmalar mevcuttur [1-26,29-35]. Çeşitlenen harekât senaryoları ve hareketin getirdiği çeşitli kısıtlamalar nedeniyle güdüm algoritmalarında sürekli olarak iyileştirme ve geliştirme çalışmaları yapılmaktadır. Bunun yanında, gelişen teknoloji ile birlikte güdümlenecek füzenin ve/veya

hedeflenen füzenin artan kabiliyetleri de algoritmaların geliştirilmesinde sürekliliği zorunlu kılmaktadır.

Güdümlü algoritmaları en temel seviyede Şekil 1.1’de gösterildiği gibi sınıflandırılabilir. Ancak, bu kategoriler literatürde değişiklik gösterebilir. Algoritmaların çeşitlenmesi, türetilmesi ve gelişmesi ile ortaya çıkan yeni güdümlü yöntemleri “Uzaktan Kontrollü Güdümlü” sınıfı ile beraber “Hedefe Güdümlü (Homing)” sınıfı içinde de gösterilebilir. Bu kategorilerin karmaşıklığına, 1950’li yılların başlarına kadar hedefe güdümlü yönteminin saf takip (Pure Pursuit) güdümlü ile, füze güdümlünün ise komuta güdümlü ile aynı anlamı taşıması örnek verilebilir [4]. Bununla birlikte güdümlü algoritmaları, otopilota verdikleri güdümlü parametresine göre ivme çıkışlı veya açılı çıkışlı güdümlü yöntemleri olarak da sınıflandırılabilirler.



Şekil 1.1 Güdümlü yöntemlerinin sınıflandırılması [1]

Bu bölümün devamında, güdümlü algoritmalarının özellikleri ve literatürdeki çalışmalar açıklanmaktadır.

### 1.1.1 Hedefe Güdümlü

Hedefe güdümlü, ilk güdümlü füzelerden itibaren kullanılan en temel güdümlü yöntemi sınıfıdır. Bu güdümlü sınıfında füze, hedeften gelen enerjiye göre belirli bir güdümlü algoritması ile ürettiği komutları kendi kontrol yüzeylerine göndererek hedefe yönelir [1], [2].

Hedefe güdümlü üç ana kategoriye ayrılır [1], [4]:

### **Aktif Hedefe Güdüm:**

Aktif hedefe güdüm sisteminde, füze hedefi tespit etmek için yöneleceği enerjiyi kendi sistemleri ile hedefe gönderir ve hedeften gelen yansımayı takip eder.

### **Yarı-aktif Hedefe Güdüm:**

Yarı-aktif hedefe güdüm sisteminde füze, kontrol edilebilen üçüncü bir kaynak tarafından yayılan enerjinin hedef tarafından yansımalarını takip eder.

### **Pasif Hedefe Güdüm:**

Pasif hedefe güdüm sisteminde füze; Güneş, ısı, radyo yayınları gibi kontrol dışı bir kaynaktan gelen enerjinin hedef tarafından yansımalarını takip eder.

Bu üç kategori Şekil 1.2 ile gösterilmiştir.

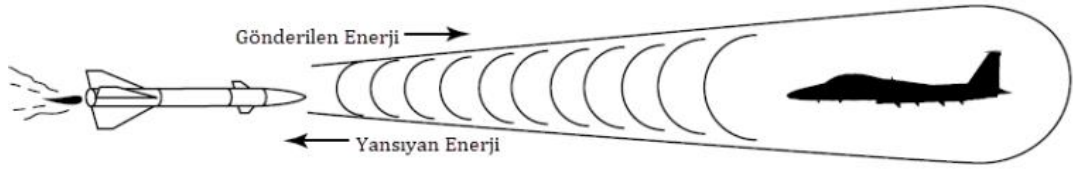
Bu güdüm sınıfındaki tüm yöntemler temelini oransal seyrüsefer güdümünden almıőtır [1]. Harekât senaryolarına, füzenin yeteneğine veya hedef türüne bağlı olarak yapılan ayarlamalar sonucunda bu güdüm sınıfı eőtlenmiőt, geliőtten teknolojinin ve günümüz koőtullarının gerektirdiği zorlayıcı hedef tiplerine uyumlu hale gelmiőtir. Bu sayede, günümüze kadar en çok kullanılan güdüm sınıfı olma özelliğini korumaktadır. Bununla beraber, hedefe güdüm sınıfındaki yöntemler ile hareketsiz veya sabit hızlı hedef tipleri için son derece baőtırlı sonuçlar alınmaktadır [1].

Bu güdüm sınıfının en yaygın kullanılan yöntemleri aőtıęıda detaylandırılmaktadır.

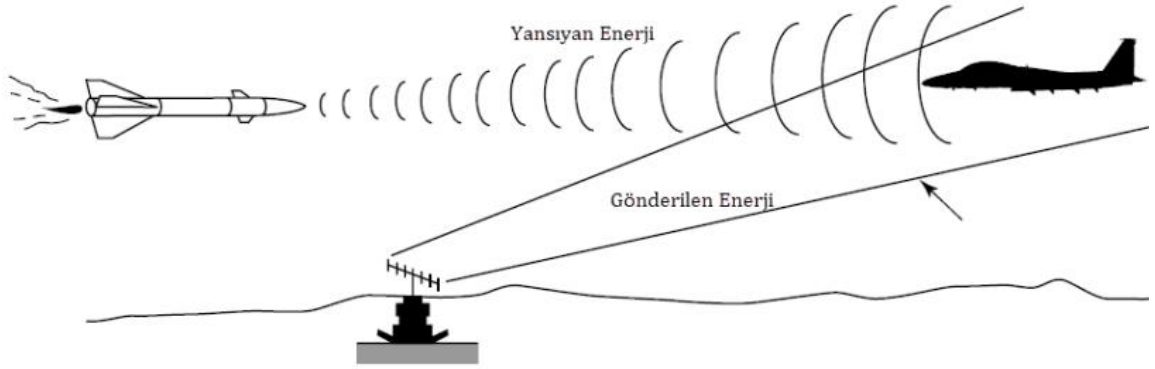
#### **1.1.1.1 Oransal Seyrüsefer Güdümü**

Oransal seyrüsefer güdümü (OSG), ilk olarak Raytheon tarafından geliştirilen Lark fzesinde kullanılmıőt ve 1950 yılında bu füzenin baőtırlı bir atıőt gerçekleőtirmesiyle Dünya genelinde tüm taktik radar ve kızılötesi güdümlü füzelerde kullanılmaya baőtlanmıőtır [5]. Güdümlü füzeler, çoğunlukla terminal safhasında ya OSG'yi ya da onun tretilmiőt versiyonlarından birini kullanmaktadır [6].

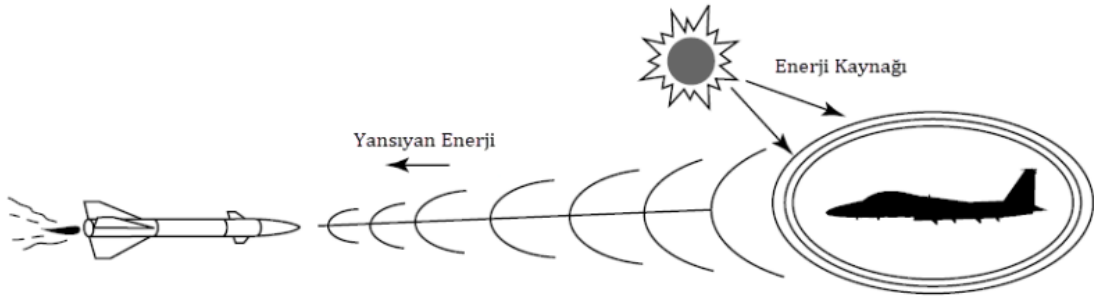
OSG'nin temel mantığı, füzenin hedef ile arasındaki görüş hattının (GH) deęiőtimine orantılı olarak ivmelenmesidir [1]. Bu amaç doğrultusunda füze, GH'nin dönüş hızına orantılı bir hızda ve GH ile aynı yönde döner. Bu sayede, hedeflendiği gibi uçuşun



(a)



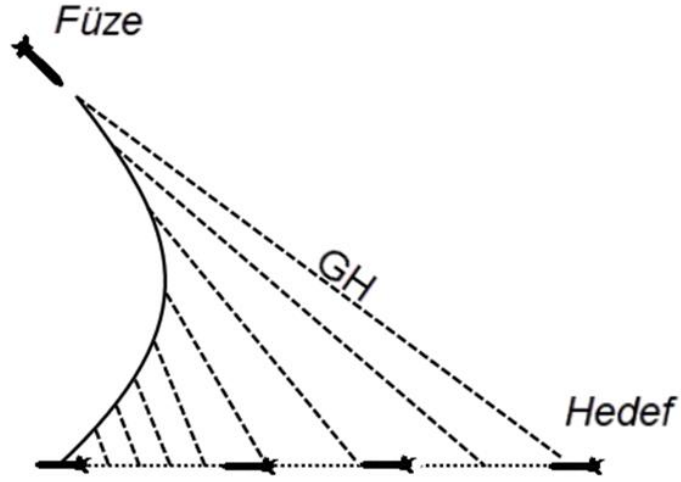
(b)



(c)

Şekil 1.2 (a) Aktif, (b) Yarı-aktif, (c) Pasif hedefe güdümlenme [1]

son safhalarında görüş hattının değişimi sıfıra yakınsar ve GH'ler birbirine neredeyse paralel olacak şekilde oluşmaya başlar [4]. Bu yöntem ile güdümlenen füzenin izlediği yol basit hali ile Şekil 1.3'te gösterilmiştir.



Şekil 1.3 OSG yörüngesi

OSG; basitliği, kolay uygulanabilirliği ve yüksek başarı oranı sayesinde en yaygın kullanılan güdüm yöntemi olmuştur. Diğer yöntemlere kıyasla, hedef hareketi ile ilgili çok düşük seviyede bilgi gerektirmesi de büyük oranda uygulama kolaylığı sağlamaktadır. Hareketsiz veya sabit hızlı hedef tipleri için çok sayıda araştırma ve çalışma ile bu güdüm yönteminin başarısı doğrulanmıştır [8,9,11,16-20,29,30,34]. Farklı harekât senaryoları, hedef tipleri ve kısıtlamalar nedeniyle çeşitlenen güdüm gereksinimleri için ise iyileştirmeler veya türetmeler yapılarak yine OSG temeline sahip olan çok sayıda güdüm yöntemi elde edilmiştir.

OSG, üretilen ivme komutunun yönüne göre Saf OSG (Pure Proportional Navigation Guidance) ve Gerçek OSG (True Proportional Navigation Guidance) olmak üzere iki temel yöntem olarak ayrılır. Bu iki yöntemin dışında, iyileştirme çalışmaları veya farklı harekât koşullarına uygunluk amacıyla çok sayıda OSG yöntemi türetilmiştir. Aşağıda tanımlanan Saf OSG (SOSG), Gerçek OSG (GOSG) ve Genişletilmiş OSG (GNOSG) yöntemleri, Bölüm 4'te matematiksel ifadeleri ile ele alınacaktır.

#### **Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (Pure PNG) :**

OSG ile aynı matematiksel ifadeyi kullanan SOSG ve GOSG, birbirlerinden ivme komutunun yönü ile ayrılırlar. Aynı yöntem ile bulunan ivme komutu SOSG için füzenin hız vektörüne dik yönlü alınmaktadır [1], [4]. Bu nedenle ivme komutunu bulmak için kullanılan hız bileşeni füze hızıdır. Bu durum; füze hızlı şekilde yol

alırken sürekli değişen füze hızını anlık olarak bilme gereksiniminden dolayı füze içinde ek donanımlar gerektirmektedir.

### ***Gerçek Oransal Seyrüsefer GÜdümü (True PNG) :***

OSG yönteminin bu formunda, üretilen ivme füze ile hedef arasındaki görüş hattına dik olarak yönlendirilir. GOSG, ilk olarak 1976 yılında Guelman [7] tarafından tanımlanmıştır ve yıllar içerisinde de geliştirilerek yaygın şekilde kullanılmıştır. Shukla ve Mahapatra [8], GOSG'nin hareket denklemlerinin çözümlenmesinde SOSG'ye göre avantajlı olduğunu ve bu nedenle analitik uygulamasının daha kolay olduğunu belirtmişlerdir. Bu avantajına rağmen, GOSG ile üretilen ivme komutunun füzenin itme eksenini yönünde bileşeni olmaması, GOSG ile güdümlenen füzenin hareketinin kısıtlanmasına neden olmaktadır [8], [9].

### ***Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer GÜdümü (Augmented PNG) :***

OSG'nin yukarıda anlatılan iki versiyonunda da hedefin ivmesi ile ilgili bir veri kullanılmadığından, manevralı hedefler için etkin bir performans elde edilememektedir. Bu açığı kapatmak için OSG'nin temel yapısına hedefin ivmesi ilave edilerek GNOSG türetilmiştir [9], [10]. Perh [11], sisteme gürültü eklendiği durumlarda da GNOSG'nin klasik OSG'ye göre daha başarılı sonuç verdiğini gözlemlemiştir.

Bununla beraber, daha az manevra kabiliyetine sahip füzeler için klasik OSG yöntemleri yerine GNOSG ile daha başarılı sonuçlar alınabileceği tespit edilmiştir [10].

#### **1.1.1.2 Takip GÜdümü**

Takip güdümünün (TK) amacı, hız üstünlüğüne sahip olan füzenin daima hedefi işaret etmesini sağlamaktır [12]. Kesintisiz olarak hedefi işaret eden füze, bu sayede hedef ile arasındaki görüş hattı açısını sınırlamayı amaçlar [9].

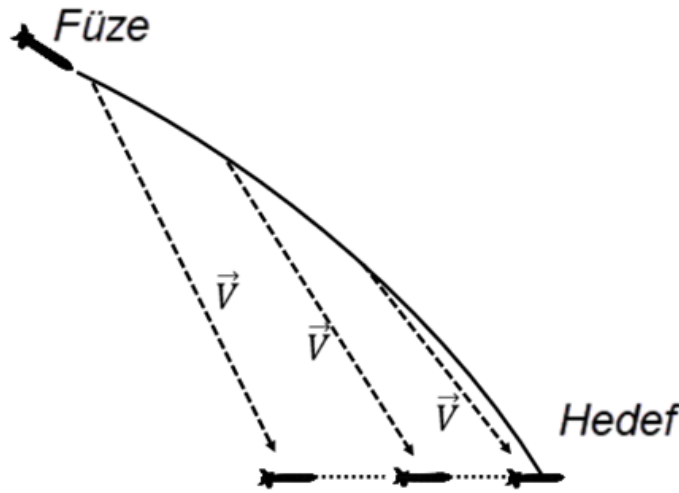
Bu yöntem, literatürde yaygın olarak saf takip güdümü (Pure pursuit guidance) ismi ile kullanılırken, füzenin hedefi takip etme yönteminin çeşitlenmesi ile hız takibi güdümü ve gövde takibi güdümü olmak üzere iki temel gruba ayrılmıştır.



### **Hız Takibi Güdümü (Velocity Pursuit Guidance) :**

Hız takibi güdümü (HTG), saf takip güdümü ile aynı geometriyi kullanır ve lazer güdümlü bombaların ilk sürümlerinde kullanılmıştır. Paveway I ve Paveway II, hız takibi güdümünü kullanan bombalara örnek gösterilebilir [13]. Bu güdüm yöntemi, Şekil 1.4'te gösterildiği gibi hız vektörünü kesintisiz olarak hedefin mevcut pozisyonuna tutar [4] ve kesişmenin sağlanması için füzenin hızının hedefin hızından büyük olmasını gerektirir [13].

Takip güdümü yöntemlerinin temel sorunu, sürekli olarak hedefi kovalayan füzenin enerjisinin büyük kısmını uçuş yolu safhasında tüketmesi ve bu nedenle füzenin en keskin manevrayı yapması gereken son safhada yeterli enerjisinin kalmamasıdır [1]. Bu sebeple, HTG çok hassas hareketlere uygun değildir. Bununla birlikte, bu yöntem hedefin hızına ve rüzgar gibi dış etkilere karşı hassastır [13].



Şekil 1.4 Hız takibi güdümü yörüngesi

### **Gövde Takibi Güdümü (Body Pursuit Guidance) :**

Bu yöntem literatürde gövde takibi güdümü (GTG) adı ile birlikte yönelim takibi güdümü (Attitude pursuit guidance) olarak da anılabilmektedir. Aı ıkışlı güdüm yöntemlerinden olan GTG, füze gövdesi ile yeryüzü referanslı yatay eksen arasındaki açı olan ' $\theta$ ' açısını, görüş hattının yeryüzü ile arasındaki açıya eşitlemeyi amaçlar [14]. Bu amaç, füze gövdesinin her zaman hedefe doğru bakmasını sağlamaya yöneliktir.

Füzenin uçuşu üç ana safhadan oluşur. Bunlar [1], [2]:

- **Fırlatma safhası (Launch phase) :**

Bu safha, füzenin ilk bırakıldığı andan hızının kontrol edilebilir bir noktaya ulaştığı ana kadar devam eder. Bu safhada güdüm algoritmaları henüz çalışmaya başlamamış olabilir.

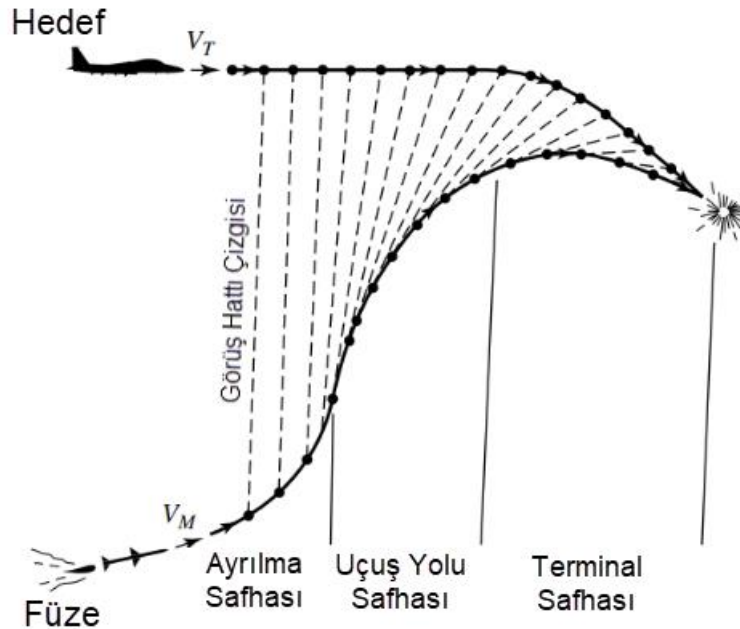
- **Uçuş yolu safhası (Midcourse phase) :**

Bu safha füze uçuşunun hem zaman hem de kat edilen mesafe bakımından en büyük bölümünü kaplayan ara safhadır.

- **Terminal safhası (Terminal / homing phase):**

Bu safha güdümün son ve en kritik safhasıdır. Bu safhada, güdüm algoritmasının doğruluğunun en üst seviyede olması ve füzenin en keskin manevraları yapması gerekir.

GTG'nin yörüngesi, uçuşun safhaları ile birlikte Şekil 1.5'te gösterilmiştir.



Şekil 1.5 Gövde takibi güdümü yörüngesi [1]

Takip güdümü, uçuş yolu safhası boyunca gereken daha hafif manevralar için elverişliken terminal safhasındaki keskin manevralarda başarısız kalmaktadır. Bunun nedeni, hareketi boyunca sürekli olarak burnunu hedefe yöneltme amacıyla ani manevralar yapması ve terminal safhasına geldiğinde enerjisinin büyük çoğunluğunu tüketmiş olmasıdır [11].

Takip güdümünün iki temel çeşidi olan HTG ve GTG, güdüm gereksinimlerine göre geliştirilerek kendi içlerinde de çeşitlenmiştir. Bunlara örnek olarak; HTG'den türetilen öncü takip güdümü ile GTG'den türetilen ayrık takip güdümü aşağıda açıklanmıştır.

### ***Öncü Takip Güdümü (Lead Pursuit Guidance) :***

Bu yöntemde, füze hız vektörünü hedefin hemen ilerisindeki bir noktaya yönelterek hedefi etkileyebileceği bir alana ulaşmayı amaçlar [15]. Bu yöntem hedefin bir sonraki adımda nerede olacağını tahmin ederek ilerlediğinden, diğer takip güdümü türlerine göre nispeten daha erken hedef ile buluşur ve böylece daha etkin performans sergiler [11].

### ***Ayrık Takip Güdümü (Deviated Pursuit Guidance) :***

Ayrık takip güdümü, saf takip güdümünden farklı olarak füze burnu ile görüş hattı arasında sıfırdan farklı sabit bir açı ile hedefi takip eder [1]. Bu yöntemde rastgele hatalar meydana gelebildiğinden, hiçbir füze ayrık takip güdümü ile güdümlenmemiştir [1].

## **1.1.2 Uzaktan Kontrollü Güdüm**

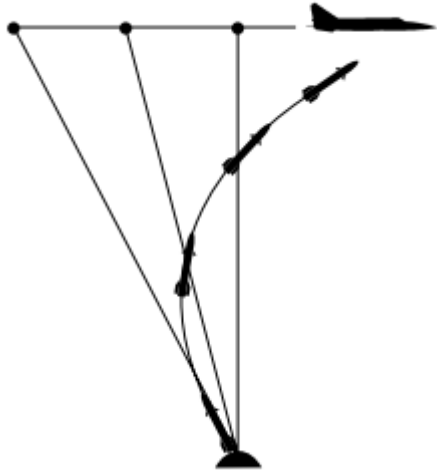
### **1.1.2.1 Komuta Güdümü**

Komuta güdümünde füze dışarıdan bilgi aldığından arayıcı gereksinimi bulunmamaktadır. Bu durum füze maliyetini etkin şekilde azaltan bir avantaj olarak görülebilir. Ancak, bilgi kaynağı sabit bir noktada konumlandığında füze hareketi boyunca artan mesafe sıkıntı yaratabilir. Bu nedenle bu yöntemde başarılı bir performans için mesafe limitleri vardır [11]. Buna ek olarak, güdüm referansının üçüncü bir kaynaktan alınması karıştırıcı sinyallerin varlığında tehdit olabilir. Bilgi kaynağı hem füzeyi hem hedefi izleyen ayrı ayrı ya da ortak tek bir bileşeni olan radar sistemi, optik sistem, lazer ve kızılötesi görüntüleme sistemi olabilir. Bu

yönteme, Alman yapımı havadan karaya bomba olan Hs-293D'nin önündeki kameradan kontrolcü uçağa radyo bağlantısı ile yolladığı görüntülerin operatörde işlenmesi ve kontrolcü uçağın ilgili komutları bombaya göndermesi örnek gösterilebilir [21].

### 1.1.2.2 Üç Nokta Güdümü

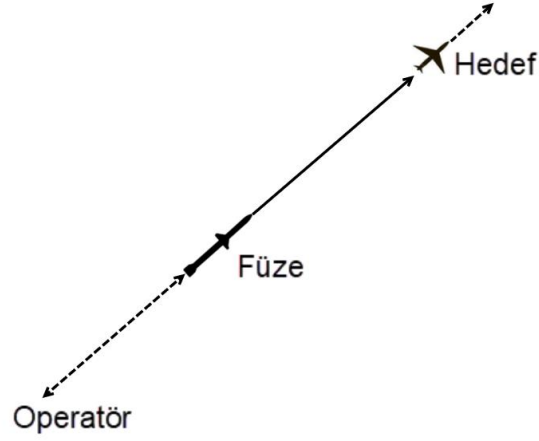
Bu yöntem adını tüm hareketin füze, hedef ve hedef izleyici üçgeninde gerçekleşmesinden almaktadır (Şekil 1.6) [1]. Bu güdüm yöntemi literatürde sabit açılı güdüm (Constant bearing guidance) olarak da bilinir [22]. Bu yöntem komuta güdümü sınıfı kapsamında olsa da OSG yönteminde seyrüsefer sabiti  $N_s \rightarrow \infty$  alındığında bu yöntem ile eşleşir [1].



Şekil 1.6 Üç nokta güdümü yörüngesi [1]

### 1.1.2.3 Görüş Hattına Komuta Güdümü

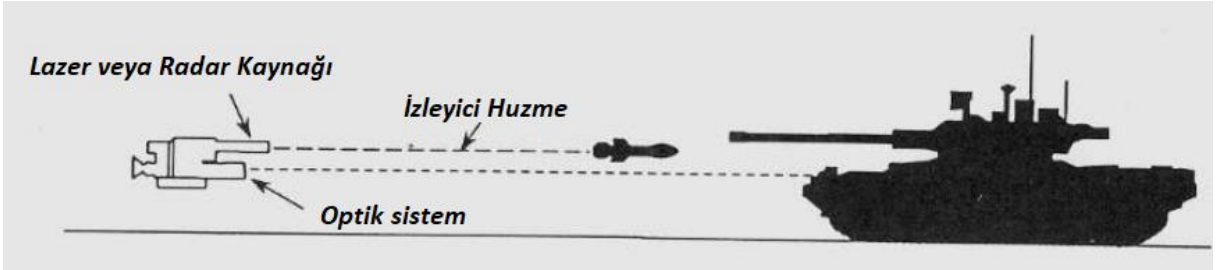
Görüş hattına komuta güdümü (GHKG) algoritmasında, füze daima hedef ile hedef izleyici kaynak arasındaki görüş hattı üzerinde kalmak üzere yönlendirilir. Bu yönelime göre füze hareketi her zaman füze, hedef izleyici ve hedef üçgeninde gerçekleştiğinden, GHKG literatürde üç nokta güdümü ile eşleştirilebilmektedir [1]. Bu yöntem ile güdümlenen füzenin uçuşu Şekil 1.7 ile basitçe gösterilmiştir.



Şekil 1.7 Görüş hattına komuta güdümü yörüngesi [4]

#### 1.1.2.4 Hüzme Güdümü

Hüzme güdümü (Beam Rider) yönteminde; tüm komuta güdüm yöntemlerinde olduğu gibi gerekli yönlendirmeler füze dışından bir izleyici tarafından yapılır. Hedef izleme sistemi, hedefin yaydığı radar sinyallerine veya hedefi işaretlediği lazer ışınının merkezine göre füze konumunu hesaplayarak, füzeye gerekli komutları gönderir [1]. Füze, hüzmenin içerisinde kaldığı müddetçe, hedefe yöneldiği ve hedefi vuracağı garanti edilir [23].



Şekil 1.8 Hüzme güdümü [24]

Bu yöntemin avantajları, kullanılan lazerin yüksek güçte olmasının gerekmemesi ve Şekil 1.8 ile görüldüğü gibi, yönlendirici sinyallerin füzenin arkasında olmasından kaynaklı elektronik karşı önlemler ile tespitinin kolay olmamasıdır [24].

Amerikan Ordusu'na ait hipersonik LOSAT (Line-of-Sight Anti-Tank) füzesi [25], hüzme güdümünü kullanan füzelere örnek gösterilebilir.

## 1.2 Literatürdeki Çalışmalar

Güdümlü algoritmaları hakkında literatürde yapılan çok sayıda çalışma arasından, OSG için [1-13, 16-20, 29-32,34] ve TK için [1, 3, 4, 9, 11-14, 17, 19, 29, 33] örnek gösterilebilir.

Hedefe güdümlü sınıfından OSG ve dış kaynaklı güdümlü sınıfından GHKG için Costello [16], bu iki yöntemi iki boyutlu ve üç boyutlu çarpışma senaryoları için karşılaştırmış, gürültüsüz ortamda iki yöntem için benzer ve kabul edilebilir sapma mesafesi elde ederken, gürültülü ortamda OSG'nin GHKG'yi geride bıraktığını gözlemlemiştir.

Özkan [9], OSG ile Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG) yöntemlerini karşılaştırmış; iki yöntem birbirine yakın sonuçlar verirken, hedef konumu ile net bilgi sahibi olunması durumunda DHTG'in OSG'yi en az sapma mesafesi, en kısa uçuş süresi ve en az enerji tüketimi ile geçtiği sonucuna varmıştır.

Wang, Lin, Wang ve Cheng [17] tarafından yapılan çalışmada, OSG, HTG ve GTG yöntemleri; noktasal model üzerinde yönlendirme hatası, açısal gürültü ve hedefin parlaması olmak üzere 3 farklı gürültü altında incelenmiş, bu çalışmanın sonucunda sapma mesafesinin; seyrüsefer oranı  $N_s$ , sistemin sönümlenme oranı ve bant genişliği ile doğrudan ilişkili olduğu gözlenmiştir. Bununla birlikte, HTG ve GTG yöntemleri ile elde edilen sapma mesafesinin sadece açısal gürültü ve hedef parlaması olduğu koşulda OSG yöntemine göre daha düşük olduğu sonucuna varılmıştır.

Viswanath, Krishnaswamy ve Deb [18] tarafından yapılan çalışmada, OSG geometrisinden türetilen doğrusal olmayan basit bir matematiksel ifade kullanılmış, noktasal hedef ve noktasal füze arasındaki görüş hattı mesafesinin ve bağıl hızın uygun sensörler ile doğru şekilde ölçüldüğü varsayılmış ve manevrasız, yüksek manevralı ve sinüzoidal manevralı hedefler ile bu yöntemin sifıra yakın bir sapma mesafesi ile oldukça başarılı olduğu sonucuna varılmıştır.

Tang, Wang ve Song [19], OSG ile HTG algoritmalarını sapma mesafesi bakımından karşılaştırmışlar, noktasal düzlemde çalıştıkları güdümlü modeline arayıcı ve hedef gürültüleri ekleyerek iki yöntemin performansını analiz etmişlerdir ve aynı koşullar için iki tip gürültü ilavesinde de OSG'nin HTG'ye göre daha hızlı

olduğunu ve kaçırma mesafesinin OSG için daha düşük olduğunu gözlemlemişlerdir.

Erkan ve Sengil [20], OSG ve HTG'yi yüksek manevralı hedef tipi için karşılaştırmış ve HTG ile güdümlenen füzenin çok daha keskin manevralar yapması gerektiğini gözlemlemişlerdir.

### **1.3 Tez Hakkında**

Bu çalışmada, literatürde en yaygın kullanılan güdüm algoritmalarını kapsamlı bir bakış açısı ile karşılaştırabilmek amacıyla, üç serbestlik dereceli bir füze modeli üzerinde; gerçek aerodinamik veri tabanları kullanılan iki farklı füze geometrisi ile benzetimler yapılmış ve bu benzetimler üç farklı hedef tipinin kullanıldığı senaryolar için tekrarlanmıştır. Biri kanatlı, biri kanatsız geometride olan ve tamamen farklı aerodinamik yapılarda olan iki füze ile benzetimlerin tekrarlanması; güdüm algoritmalarının başarısının füze dinamiğine bağlılığını gözlemek, başka bir deyişle güdüm algoritmalarının; füzenin aerodinamik özelliklerine bağlı olarak sahip olduğu manevra kabiliyetlerini ne derece etkilediğini ve her iki füze geometrisi için başarımlarını ortaya koymak amacıyla yapılmıştır.

Bu tezde güdüm algoritmalarının karşılaştırılmasının yanında, füze modelinin tüm alt sistemlerinin ve hareket denklemlerinin detaylı şekilde açıklanması ile gerçekçi bir füze modeli oluşturma konusunda kapsamlı bilgiler verilmiştir.

Tez kapsamında kullanılan füze geometrilerinin aerodinamik veri tabanları TÜBİTAK SAGE'de bulunan Missile DATCOM yazılımı ile oluşturulmuştur. Füze modeli, MATLAB Simulink® ortamında geliştirilmiş ve tüm kodlamalar MATLAB ile yapılmıştır.

Füze modeli geliştirme kapsamında, öncelikle güdüm ve otopilot sistemlerinin olmadığı, füzenin kontrol yüzeyleri hareket ettirilmeden, balistik uçuşun benzetiminin yapılabilmesi amacıyla aerodinamik veri tabanı sisteme entegre edilmiş ve füzenin tüm hareketinin matematiksel modellenmesi yapılmıştır.

Füzenin kararlı uçuşu modellendikten sonra ilk olarak her füzenin kendi dinamiğine bağlı olarak belirlenen otopilot kazançlarına sahip ivme ve açı referanslı otopilotlar sisteme dahil edilmiş, bunun için sisteme dahil edilebilecek farklı füzelerin

aerodinamik veri tabanlarına göre kazanç ayarlaması yapmaya elverişli olan bir sistem tasarlanmıştır. Bu özellikleri sebebiyle oluşturulan model; farklı füze dinamikleri, güdüm algoritmaları ve farklı senaryodaki benzetimler için kullanılabilme özelliğine sahiptir.

Karşılaştırmak üzere seçilen Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG), Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG), Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü (GNOSG), Hız Takibi Güdümü (HTG), Gövde Takibi Güdümü (GTG), Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG) ve Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG) algoritmalarının kullanılmasına imkan sağlayan hem ivme hem de açı referanslı otopilot modellerinin başarılı şekilde çalıştırılmasının ardından, güdüm algoritmalarının matematiksel modelleri sisteme dahil edilmiş ve sırasıyla hareketsiz, sabit hızlı hareketli ve ivmeli hedef tipleri için benzetimler gerçekleştirilmiştir.

Bu tez, altı ana bölümden oluşmaktadır. Bölüm 1’de, güdüm algoritmaları ile ilgili literatür taraması aktarılarak, yapılan çalışmalar ve güdüm algoritmaları hakkında genel bilgiler verilmiştir. Ayrıca, tezin amacı ve kapsamı anlatılmıştır.

Bölüm 2’de, oluşturulan füze modelinin tüm alt sistemleri detaylarıyla açıklanmış, füzenin tüm hareketinin matematiksel ifadeleri verilmiştir. Öncelikle, füze modeline dahil edilen atmosfer modelinden bahsedilmiş, atmosfer etkisinin matematiksel ifadesi verilmiştir. Atmosfere ve aerodinamik katsayılara bağlı oluşan aerodinamik kuvvet ve momentler ifade edildikten sonra, bu kuvvet ve momentin etkisiyle gerçekleşen manevra, hız ve yer değiştirme, hareket denklemleri ile hesaplanmış, bu hesaplar en sade hali ile aktarılmıştır.

Bölüm 3’te, füze modelinde kullanılan iki farklı otopilot ile ilgili bilgi verilmiştir. İvme çıkışlı güdüm algoritmaları için ivme otopilotu, açı çıkışlı güdüm algoritmaları için ise açı otopilotu literatürdeki tasarımlardan faydalanılarak modellenmiş, kullanılan iki füzenin aerodinamik özelliklerine göre kazanç optimizasyonu yapılarak uygun şekilde modele dahil edilmiştir.

Bölüm 4’te, literatürdeki yaygın güdüm algoritmalarından, bu çalışmada karşılaştırmak amacıyla seçilen ivme çıkışlı ve açı çıkışlı güdüm algoritmaları; güdüm geometrileri ve matematiksel ifadeleri ile verilmiştir. Oransal Seyrüsefer



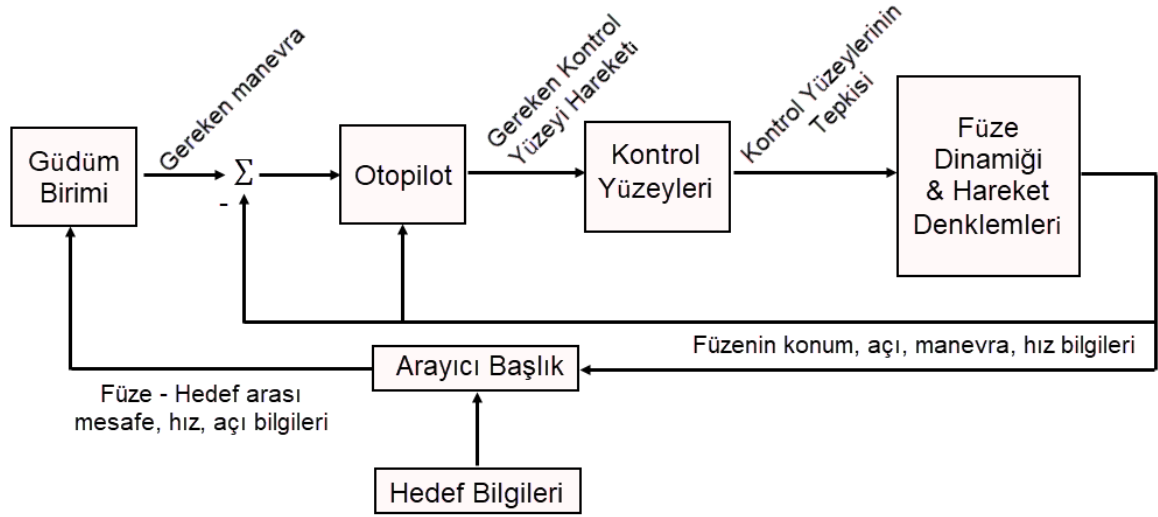
Güdümlü'nün üç farklı türü olan SOSG, GOSG ve GNOSG ile HTG, PHTG, DHTG ve GTG algoritmaları, füze modelinde çalıştırılmak üzere uçuş parametreleri ile ilişkili olarak açıklanmıştır.

Bölüm 5'te, güdümlü algoritmalarının iki farklı füze ve üç farklı senaryo için gerçekleştirilen tüm benzetimleri sonuçları ile aktarılmış, güdümlü algoritmaları ile iki füzenin de uçuş profilleri incelenmiş ve algoritmaların performansları; sapma mesafesi, uçuş süresi ve manevra gereksinimleri bakımından değerlendirilmiştir.

Bölüm 6'da ise, tüm benzetimlerin sonuçları incelenmiş, güdümlü algoritmalarının performansları değerlendirilmiş ve bu çalışmayı geliştirmek için ileride yapılabilecek çalışmalar hakkında öneri sunulmuştur.

## 2 FÜZE AERODİNAMİĞİ

Füze modeli, oldukça karmaşık yapıda ve çok fazla alt sistemi içinde barındıran bir yapıya sahiptir. Füze dinamiğini gerçekçi şekilde modellemek ve füze hareketinin gerçeğe en yakın biçimde benzetimini yapabilmek için çok sayıda parametre ve sistemi beraber değerlendirmek gerekir. Füze geometrisinin kararlı yapıda olması, atmosfer modelinin sisteme dahil edilmesi, aerodinamik katsayıların doğru belirlenmesi ve füze kontrolcüsünün tutarlı olması, başarılı bir model geliştirmek için temel kriterlerdir. Bu tez kapsamında geliştirilen Simulink® modeli Ek 1’de verilmiştir ve modelin alt sistemlerinin ilişkisi Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.1 Füze modelinin alt sistemleri

Arayıcı başlık; hedef ile ilgili aldığı bilgileri güdümlü birimine göndererek, füzenin yapması gereken manevranın güdümlü birimi tarafından hesaplanmasını sağlarken, otopilot bu manevra için gereken kontrol yüzeyi hareketlerini belirler. Kontrol yüzeyleri, otopilottan gelen komutu belirli limitler içerisinde kalması koşulu ile gerçekleştirebilir. Bu limitler, kontrol yüzeylerinin hareket kabiliyeti ile birlikte, atmosferik sönmülme oranına da bağlıdır. Kontrol yüzeylerinin gerçekleştirebildiği hareket sonucu oluşan kuvvet ve momentler, füze dinamiğine bağlı hareket denklemleri ile hız, mesafe, açı değişimi gibi önemli uçuş bilgilerine dönüşür.

Füze modelinin alt sistemleri, ilerleyen bölümlerde detayları ile açıklanmıştır.

## 2.1 Atmosfer Modeli

Kapsamlı bir füze hareket benzetimi gerçekleştirebilmek için öncelikle uçuş senaryosuna atmosfer koşullarını dahil etmek gerekir. İrtifaya bağlı olarak değişen hava yoğunluğu ( $\rho$ ) ve ses hızını ( $V_s$ ) bulmak için aşağıdaki denklemler kullanılır.

$$\rho = \begin{cases} \rho_0(1 - 0.00002256h)^{4.256}, & h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.412e^{-0.000151(h-10000)}, & h > 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.1)$$

$\rho_0$ , deniz seviyesindeki hava yoğunluğunu ifade eder ve  $1.223 \text{ kg/m}^3$  olarak alınır.

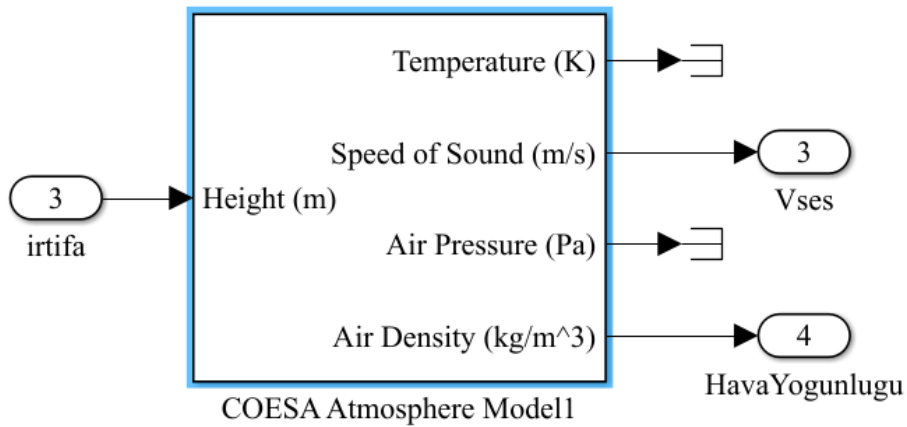
$$V_s = \sqrt{kRT} \quad (2.2)$$

k ısı oranı, R evrensel gaz sabiti, T ise ortam sıcaklığıdır ve aşağıdaki denklem ile ifade edilir.

$$T = \begin{cases} T_0(1 - 0.00002256h), & h \leq 10000 \text{ m} \\ 0.7744T_0, & h > 10000 \text{ m} \end{cases} \quad (2.3)$$

$T_0$ , deniz seviyesi sıcaklığı değerini, h irtifayı ifade eder.

Bu çalışmada füze modellemesinin ve benzetiminin gerçekleştirildiği MATLAB® 2017b'nin Simulink® kütüphanesinde hazır bulunan COESA atmosfer modeli kullanılmış ve mevcut irtifaya bağlı ses hızı ve hava yoğunluğu değerleri bu model bloğu ile hesaplanmıştır (Şekil 2.2).



Şekil 2.2 Simulink 1976 COESA atmosfer modeli

## 2.2 Eksen Takımları

Uçuş dinamiğinde, sağ el kuralı ile füze hareketlerinin tanımlanabildiği 2 eksen takımı bulunmaktadır. Bunlar [26];

- Gövde eksen takımı (*Body-fixed frame*): Merkezi füzenin kütle merkezi olan, x eksenini merkezden füze burnuna doğru alınan ve sağ el kuralı ile tamamlanan eksen takımı
- Yeryüzü eksen takımı (*Earth-fixed frame*): X eksenini, yeryüzü olmak üzere, sağ el kuralı ile tamamlanan eksen takımı

Füze hareketlerini tanımlayan bu iki eksen dışında, füzenin hız vektörünü x eksenini olarak alan diğer bir eksen takımı aşağıda tanımlanmıştır:

- Rüzgar eksen takımı (*Wind-fixed frame*): Füze hız vektörü ile ilişkili olan hücum açısı ( $\alpha$ ) ve yana kayma açısı ( $\beta$ ), rüzgar eksenini referanslı açılardır.

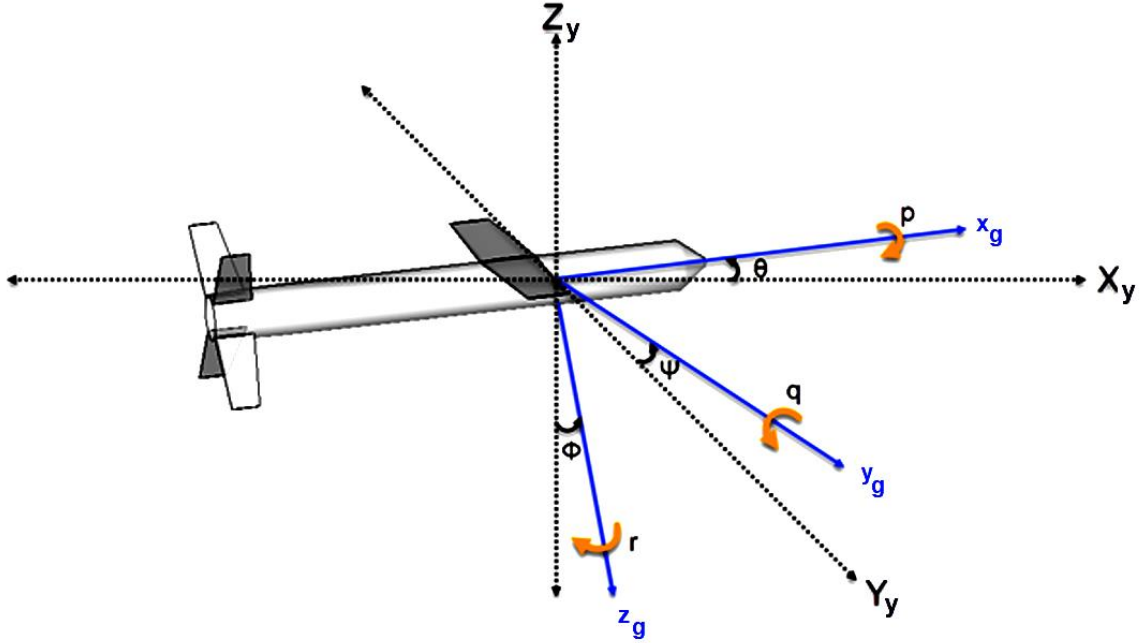
Bir füze modellenirken ve hareketinin benzetimi yapılırken, yukarıda listelenen üç farklı eksen takımından alınan parametreler, içlerinden seçilen tek bir eksen takımına dönüştürülerek ortak referans düzleminde buluşturulmalıdırlar. Bu buluşturma işlemi için Çizelge 2.1 ile verilen ilgili eksenler arasındaki Euler açıları kullanılır.

Çizelge 2.1 Yeryüzü ve gövde ekseninin birbiriyle ilişkisi

Yeryüzü eksen takımı	x	y	Z
Gövde eksen takımı	Yuvarlanma (Roll)	Yunuslama (Pitch)	Yandönme (Yaw)
Euler açısı	$\Phi$ (phi)	$\Theta$ (theta)	$\Psi$ (psi)
Açısal oranlar	p	q	r

Bu tez kapsamında, gövde ekseninden yeryüzü eksenine dönüştürme işlemi yapılmış ve aerodinamik katsayılarla bağlı hesaplar sonrasında tüm parametreler yeryüzü eksen takımında ortaklanmıştır. Çizelge 2.1 ile birbirine karşılık gelen

yeryüzü ve gövde eksenleri listelenmiş ve Şekil 2.3 ile füze gövdesi üzerinde gövde referanslı eksen takımları ve bu eksenler ile ilgili parametreler gösterilmiştir.



Şekil 2.3 Gövde ekseninde Euler açıların gösterimi

Bu çalışmada, iki boyutta benzetim yapılacağından yalnızca yunuslama eksenindeki hareket göz önüne alınmakta, yuvarlanma ve yandönme (yalpa) eksenlerindeki Euler açıları '0' olmaktadır. Bu durumda, Şekil 2.3 ile gösterilen gövde eksen referanslı bir vektör, yeryüzü eksen referansına dönüştürüleceği zaman aşağıdaki dönüşüm matrisi ile çarpılır [1] [23].

$$C^{(y_e, g_e)} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta \\ -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

### 2.3 Aerodinamik Katsayılar

Füzenin aerodinamik kuvvetleri ile ilişkili olan  $C_x$ ,  $C_y$  ve  $C_z$  ile aerodinamik momentler ile ilişkili olan  $C_L$ ,  $C_M$  ve  $C_N$  aerodinamik katsayıları; genellikle Mach sayısı  $M$ , hücum açısı  $\alpha$ , yana kayma açısı  $\beta$ , yunuslama, yandönme ve yuvarlanma

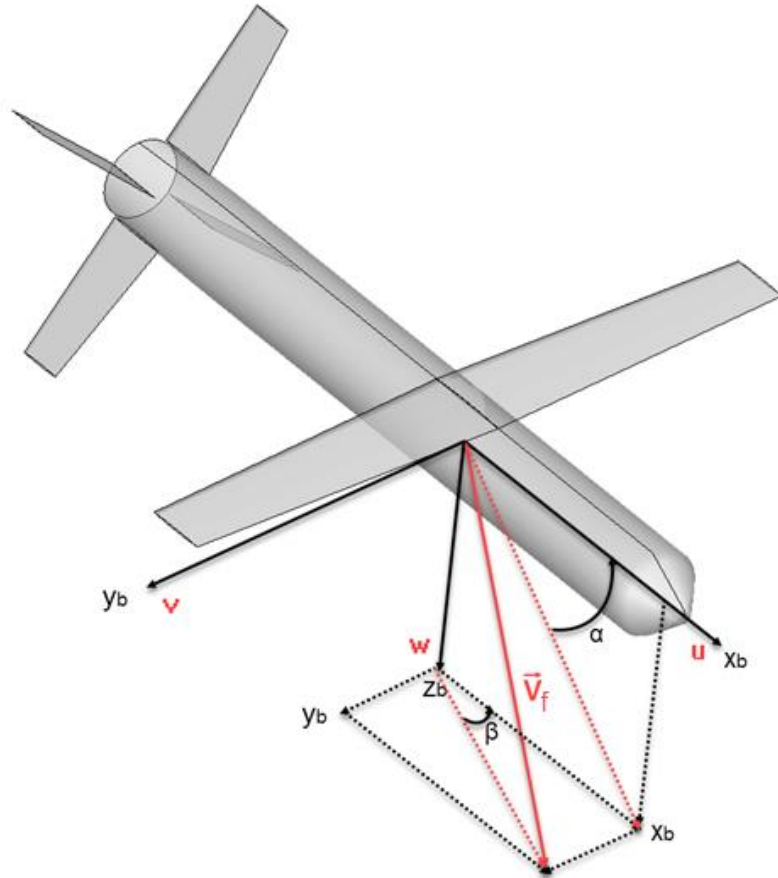
eksenlerindeki kontrol yüzeyi sapmaları  $\delta_e, \delta_r, \delta_a$ , dönüş oranları  $p, q, r$  ve açısal değişimler  $\dot{\alpha}$  ve  $\dot{\beta}$  parametrelerinin doğrusal olmayan fonksiyonları ile ifade edilir [2].

$$C_i = C_i(M, \alpha, \beta, \delta_e, \delta_a, \delta_r, p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta}) \quad (2.5)$$

$i = x, y, z, l, m, n$ .

Füze benzetimleri gerçekleştirilirken, hücum açısı (alfa) ve Mach sayısına göre olması gereken aerodinamik katsayılar Missile DATCOM yazılımından elde edilir. Missile DATCOM yazılımı, belirtilen hücum açısı ve Mach sayısı aralıklarına göre her konfigürasyonda oluşması beklenen aerodinamik katsayıların listesini vermektedir [27].

$\alpha$  ve  $\beta$  füzenin hareketi boyunca aerodinamik etkiyi tanımlayan en temel iki açıdır ve Şekil 2.4 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.4 Hücum açısı ( $\alpha$ ) ve yana kayma açısı ( $\beta$ )

$\alpha$  ve  $\beta$  açıları, füzenin gövde eksenini referanslı hız vektörlerinden aşağıdaki formüllerle bulunabilir.

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{w}{u} \right) \quad (2.6)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left( \frac{v}{V_f} \right) \quad (2.7)$$

Bu eşitlikteki  $u, v$  ve  $w$  Şekil 2.4'te gösterildiği gibi hız vektörü  $V_f$  'nin gövde eksen takımındaki bileşenleridir.

Bu çalışmada, füzenin 3 serbestlik dereceli hareketinin benzetimi yapılacağından, yandönme ve yuvarlanma hareketleri ve buna bağlı katsayılar kullanılmayacaktır. Yanal hız  $v$ ,  $0 \text{ m/s}^2$  olacağından  $\beta$ 'nin değeri her zaman 0 olacaktır. Buna bağlı olarak, Eşitlik 2.5'teki ifade aşağıdaki haline indirgenmiştir.

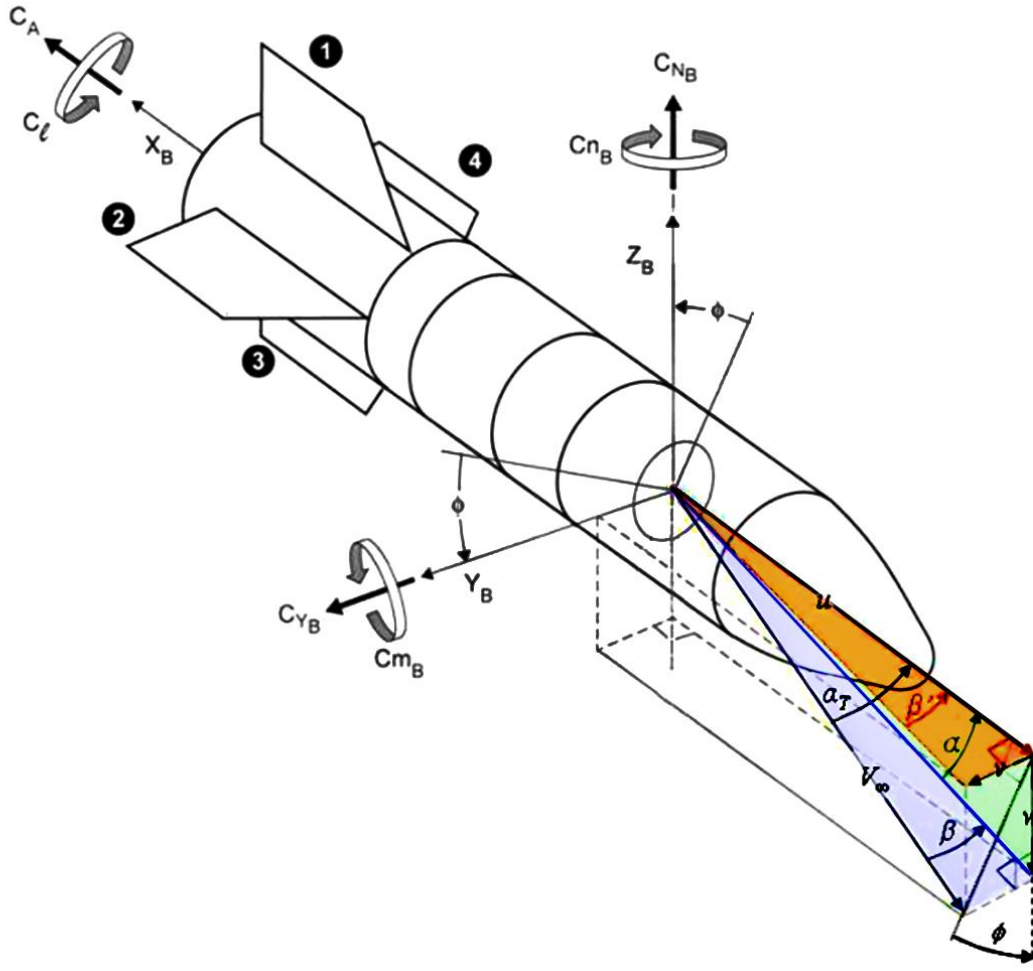
$$C_i = C_i(M, \alpha, \delta_e) \quad (2.8)$$

$i = x, z, m$ .

Mach sayısı, füzelerin hızını tanımlamak için kullanılır ve füzenin hızının ( $V_f$ ) ses hızına oranı ile bulunan birimsiz bir terimdir. Ses hızı  $V_s$ , Bölüm 2.1'de belirtildiği gibi, irtifaya bağlı değişiklik gösterir.

$$M = \frac{V_f}{V_s} \quad (2.9)$$

$C_x, C_z$  ve  $C_M$  aerodinamik katsayılarının pozitif yönü, füzenin gövde eksenlerindeki pozitif yönde gösterilir. Missile DATCOM yazılımı ile üretilen aerodinamik katsayı tablosunda aksenal kuvvet için  $C_x$  yerine  $C_a$  katsayısı, normal kuvvet için  $C_z$  yerine  $C_n$  katsayısı kullanılırken, yunuslama momenti katsayısı aynı şekilde  $C_M$  ile ifade edilir [27]. Şekil 2.5'te gösterildiği gibi, aksenal kuvvet ve normal kuvvetin gövde eksenindeki pozitif yönleri, füzenin pozitif yönlü ekseninde tanımlanan  $C_x$  ve  $C_z$  ile ters yöndedir ve bu nedenle işaret farklılığı oluşur [27].



Şekil 2.5 Gövde referans düzleminde aerodinamik katsayılar [27]

Kuvvet ve momentleri belirleyen  $C_a$ ,  $C_n$  ve  $C_M$  katsayılarının dışında, yunuslama momentinin hücum açısına bağlı değişimini ifade eden  $C_{m\alpha}$  katsayısı da yunuslama eksenindeki statik kararlılığı belirlediğinden önemlidir. Füzenin kararlılığı bir sonraki bölümde anlatılacaktır.

Benzetimi yapılan havadan yere atılan füze modeli için hücum açısı ve Mach sayısı ve irtifa sapmasının aşağıda verilen değerleri için Missile DATCOM yazılımı aracılığı ile aerodinamik katsayılar elde edilmiştir.

Hücum açısı =  $[0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ, 10^\circ]$

Mach sayısı aralığı =  $[0.1, 0.3, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1, 1.1, 1.2]$

İrtifa sapması =  $[-5^\circ, 0^\circ]$



Yunuslama momentinin irtifa sapma açısına bağlı değişim katsayısı  $Cm_{\delta_e}$  ve normal kuvvetin irtifa sapma açısına bağlı değişim katsayısı  $Cn_{\delta_e}$  aşağıdaki formüller ile bulunur.

$$Cm_{\delta_e} = \frac{Cm_{(\delta_{e1})} - Cm_{(\delta_{e2})}}{\delta_{e1} - \delta_{e2}} \quad (2.10)$$

$$Cn_{\delta_e} = \frac{Cn_{(\delta_{e1})} - Cn_{(\delta_{e2})}}{\delta_{e1} - \delta_{e2}} \quad (2.11)$$

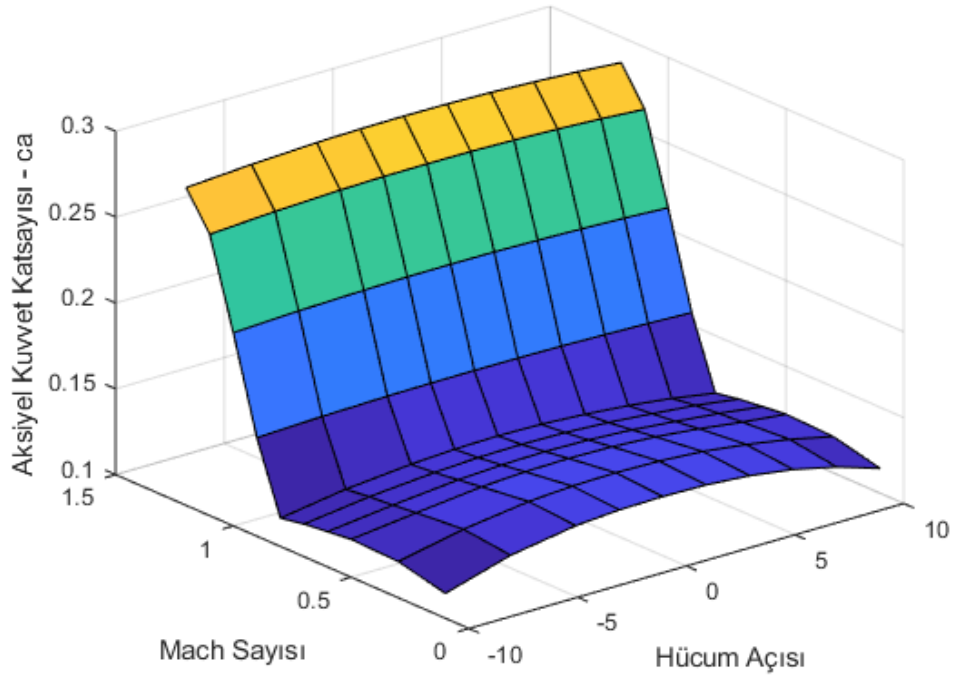
Füzenin yunuslama hareket modelini çıkarabilmek için gerekli en temel aerodinamik katsayılar olan  $C_x$ ,  $C_z$  kuvvet katsayıları ve  $C_M$  moment katsayısı, Missile DATCOM yazılımının doğrudan verdiği katsayılar olmakla birlikte,  $C_{z\alpha}$ ,  $C_{z\delta_e}$ ,  $C_{zq}$ ,  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\delta_e}$  ve  $C_{mq}$  aerodinamik türevleri ve uçuş parametreleri kullanılarak da bulunabilir. Bu yöntem ile füze hareketi sırasında elde edilen yunuslama oranı da güncel hesaba dahil edildiğinden daha gerçekçi bir hesap yapılmış olur. Aerodinamik kuvvet katsayıları için kullanılan formül aşağıdaki gibidir [9]:

$$C_x(M) = C_{x0}(M) \quad (2.12)$$

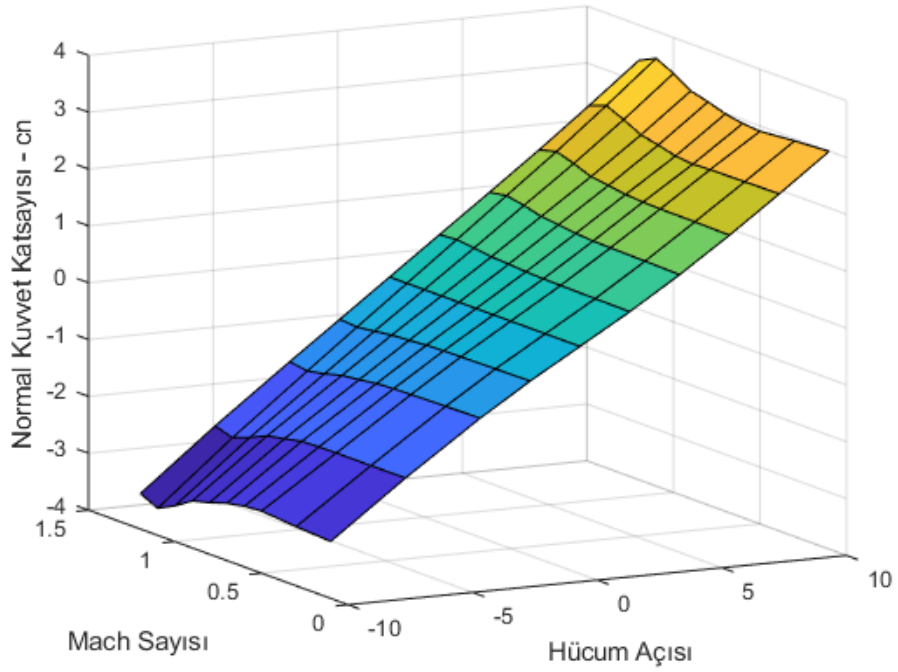
$$C_z = C_{z\alpha}(M)\alpha + C_{z\delta_i}(M)\delta_i + C_{zq}(M)q \frac{d}{2V} \quad (2.13)$$

$$C_M = C_{m\alpha}(M)\alpha + C_{m\delta_i}(M)\delta_i + C_{mq}(M)q \frac{d}{2V} \quad (2.14)$$

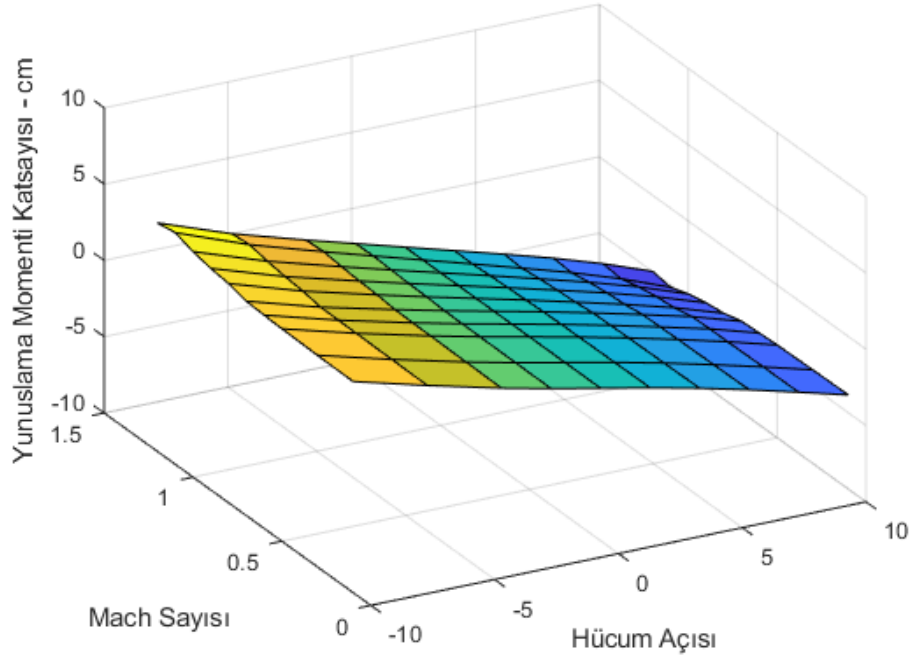
Füze dinamiğini anlayabilmek ve başarılı bir füze modeli oluşturabilmek için öncelikle aerodinamik katsayıların birbirleriyle ilişkileri analiz edilmelidir. Bunun için seçtiğimiz  $\alpha$  ve Mach sayısı aralıkları için elde edilen aerodinamik katsayılar  $C_a$ ,  $C_n$  ve  $C_M$ 'nin değişimi Şekil 2.6 — Şekil 2.8 arasında gösterilmiştir.



Şekil 2.6  $C_a$ 'nın hücum açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi



Şekil 2.7  $C_n$ 'nin hücum açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi



Şekil 2.8  $C_M$ 'nin hücum açısı ve Mach sayısına bağlı değişimi

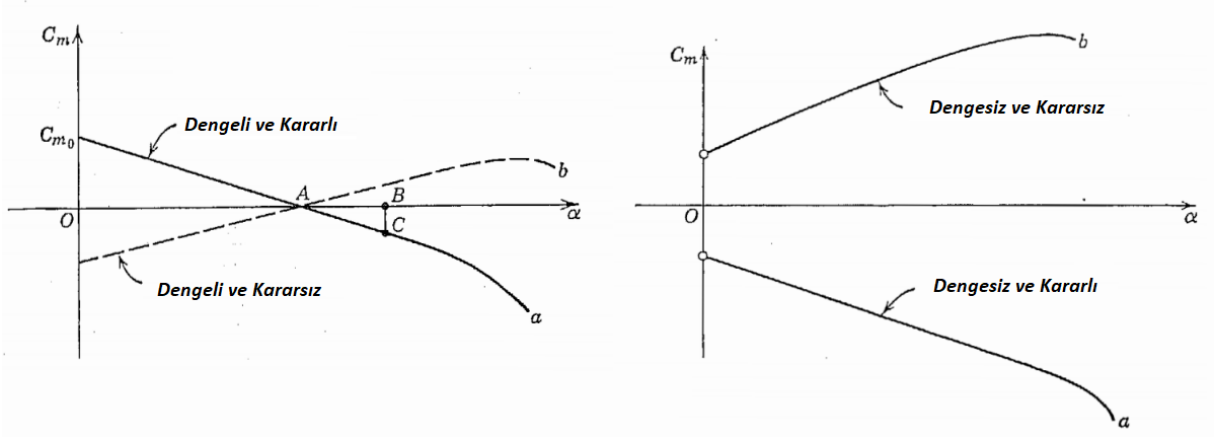
Bu üç grafiğe bakılarak, bu füze için 0,5 ile 0,9 Mach aralığında doğrusala yakın bir grafiğin olduğu ve 0,9 Mach değerinden yüksek hızlar için füze davranışında ani değişikliklerin olduğu görülebilir. Sistemin ani değişiklikler yapmadığı bu aralıklar, füzenin kararlı olduğu aralıklardır ve füze modelinin gerektirdiği otopilot modeli için önemlidir.

## 2.4 Füzenin Kararlılığı

Füzenin uçuşunu ivmelenmeden devam ettirebilmesi için kütle merkezi üzerindeki tüm kuvvet ve momentlerinin toplamının sıfır olması ve aynı zamanda yunuslama momenti  $C_M$ 'nin sıfır olması gerekir [26]. Bu uçuş, dengeli uçuş olarak adlandırılır.

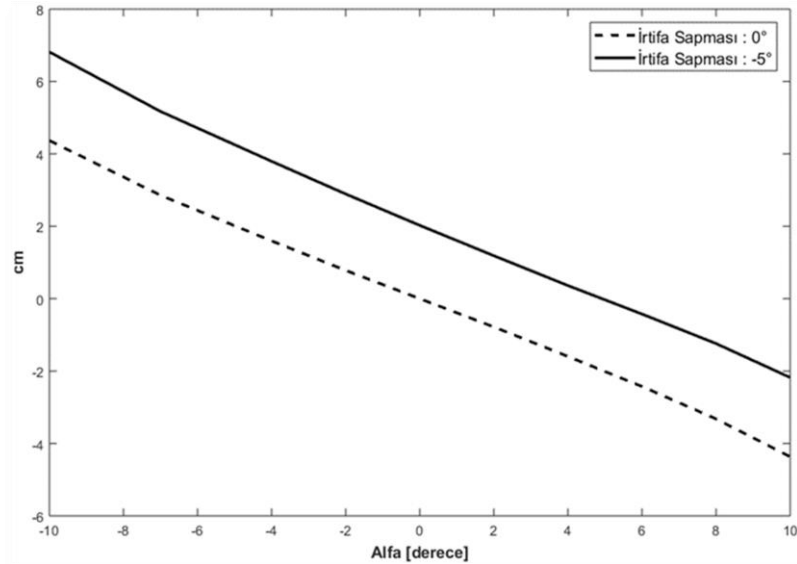
Füzenin yunuslama eksenindeki statik kararlılığı ise yunuslama momenti ve hücum açısının eğimi olarak tanımlanır ve füzenin dengesi bozulduktan sonra tekrardan denge noktasına dönme eğiliminde bulunmasını ifade eder [28]. Füzenin statik kararlı olabilmesi için,  $C_M - \alpha$  grafiğinin eğiminin negatif olması gerekmektedir. Negatif  $C_{M\alpha}$ , hücum açısı pozitif yönde artarken, bu hücum açısını düşürmek için yunuslama momentinin negatif yönde büyümesi anlamına gelir [28]. Şekil 2.9 ile

gösterilen grafiklerde, füzenin hem kararlı hem dengeli uçuşu için sahip olması gereken  $C_m - \alpha$  grafiği verilmiştir.



Şekil 2.9 Statik kararlılık grafiği [26]

Şekil 2.10, bu tezde kullanılan füze geometrisinin farklı irtifa sapma açlarına göre statik kararlılık grafiğini göstermektedir. Bu grafiğe göre, yunuslama momentinin hücum açısına göre eğiminin, -5 ve 0 derece irtifa sapmalarının her birisi için negatif olduğu ve dolayısıyla füzenin statik kararlı olduğu ifade edilebilir.



Şekil 2.10 Füzenin statik kararlılık analizi

## 2.5 Kuvvet ve Momentler

Füzenin kontrol yüzeylerinin hareketi ile birlikte, füzenin basınç merkezinde aerodinamik kuvvet oluşur. Basınç merkezindeki toplam kuvveti bulmak için, yerçekimi kuvveti ve mühimmat itkili ise, itki kuvveti de dikkate alınmalıdır. Yeryüzü referanslı yerçekimi kuvveti ile gövde eksenini referanslı aerodinamik kuvvetler ve itki kuvvetini Bölüm 2.2'de belirtildiği üzere, Euler açılarını kullanarak aynı eksen referansına getirmek gerekmektedir. Bunun için, eşitlik 2.4 ile verilen gövde ekseninden yeryüzü eksenine dönüştürme işlemi ters yönde uygulanarak aşağıdaki forma dönüşür ve bu formül ile gövde eksenindeki yerçekimi ivmesi  $g$  bulunabilir [1], [23].

$$\begin{bmatrix} g_{gex} \\ g_{gez} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(-\theta) & \sin(-\theta) \\ -\sin(-\theta) & \cos(-\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} g_{yex} \\ g_{yez} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Yeryüzü referanslı x ekseninde yerçekimi  $g_{yex} = 0$  olduğundan, yukarıdaki formül aşağıdaki şekilde sadeleştirilir.

$$\begin{bmatrix} g_{gex} \\ g_{gez} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g_{yez} \sin \theta \\ g_{yez} \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Füze üzerindeki aerodinamik etki sonucu oluşan kuvvetler  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  ve momentler  $L$ ,  $M$ ,  $N$ ; füze geometrisi, aerodinamik katsayılar ve dinamik basınç ile ilişkilidir ve aşağıdaki formüller ile ifade edilir [1].

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = QS_{ref} \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

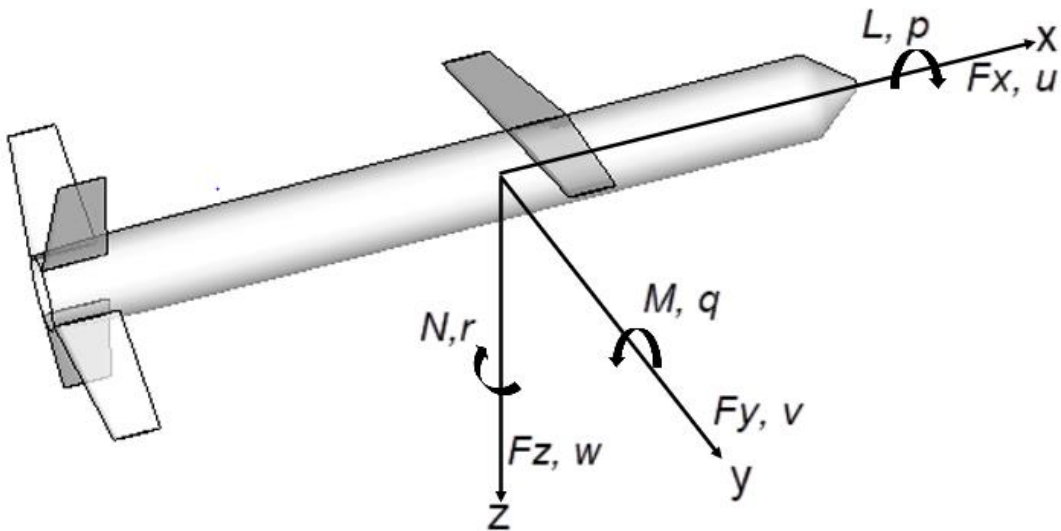
$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = QS_{ref}d \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Dinamik basınç  $Q$ , füze hızına ve eşitlik 2.1 ile hesaplanan hava yoğunluğuna bağlı olarak değişir ve aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$Q = \frac{1}{2} \rho V_f^2 \quad (2.19)$$

Bu denklemdaki hava yoğunluğu  $\rho$ , Bölüm 2.1'de açıklanmıştır.

$C_x, C_y, C_z$ ; aerodinamik kuvvet katsayıları,  $C_L, C_M, C_N$  ise sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve yandönme momenti katsayılarıdır. Bu katsayılar, Bölüm 2.3'te ifade edildiği gibi uçuş parametrelerine bağlı değişen katsayılardır. Füzeye etki eden tüm kuvvet ve momentler, Şekil 2.11 ile gösterilmiştir [26].



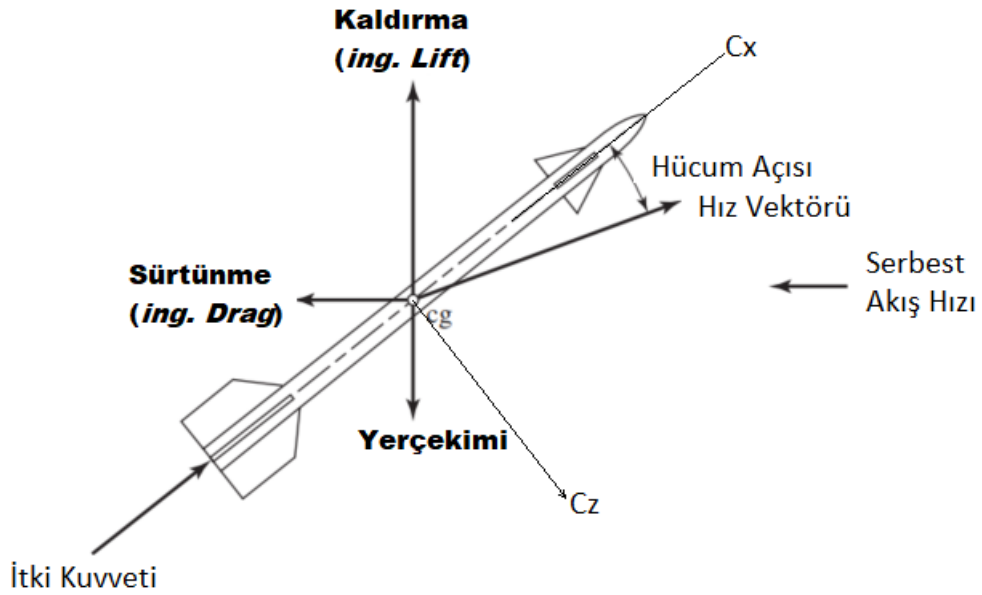
Şekil 2.11 Füzeye etki eden kuvvet ve momentler

Bu çizim ile gösterilen simgeler Çizelge 2.2'de tanımlandığı gibidir:

Çizelge 2.2 Gövde eksenindeki kuvvet, moment ve hız vektörleri

	x	y	z
	Yuvarlanma	Yunuslama	Yandönme
Momentler	L	M	N
Kuvvetler	$F_x$	$F_y$	$F_z$
Açısal hızlar	p	q	r
Çizgisel hızlar	u	v	w

Füzenin hareketi boyunca, rüzgar eksen takımı referanslı aerodinamik katsayılar olan sürtünme katsayısı ( $C_D$ ) ve kaldırma kuvveti katsayısı ( $C_{L_F}$ ) ile hesaplanan sürtünme ve kaldırma kuvvetleri de füzeye etki etmektedir (Şekil 2.12).



Şekil 2.12 Füzeye etki eden diğer kuvvetler [1]

Sürtünme kuvveti  $D_F$  ve kaldırma kuvveti  $L_F$  eşitlik 2.20 ve eşitlik 2.21 ile ifade edilmektedir.

$$D_F = \frac{1}{2} \rho V_f^2 S C_D \quad (2.20)$$

$$L_F = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_F} \quad (2.21)$$

Kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvveti katsayıları ise aşağıdaki formüller ile bulunur.

$$C_D = -C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha \quad (2.22)$$

$$C_L = C_x \sin \alpha - C_z \cos \alpha \quad (2.23)$$

## 2.6 Hareket Denklemleri

Füze gövdesine etki eden kuvvet ve momentler sonucunda gerçekleşecek ivmeler, çizgisel ve açısal hızlar ve yer değiştirme miktarları bu bölümde verilen hareket denklemleri ile matematiksel olarak modellenebilir.

Füze hareketini modellemenin ilk adımı olarak füzenin eksenlerdeki açısal hareketleri bulunmalıdır. Eşitlik 2.18 ile bulunan momentler, eylemsizlik momentleri cinsinden aşağıdaki gibi ifade edilebilir [1].

$$L = \dot{p}I_x + qr(I_z - I_y) \quad (2.24)$$

$$M = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) \quad (2.25)$$

$$N = \dot{r}I_z + pq(I_y - I_x) \quad (2.26)$$

Eşitlik 2.24 ile 2.26 arasındaki semboller aşağıda tanımlanmıştır:

$L, M, N$  :  $u, v, w$  yönlerindeki toplam moment vektörleri

$p, q, r$  : Yuvarlanma, yunuslama ve yandönme eksenlerindeki açısal hızlar

$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$  : Yuvarlanma, yunuslama ve yandönme eksenlerindeki açısal değişim oranları

$I_x, I_y, I_z$  : Eylemsizlik momentleri



Bu tez kapsamında oluşturulan 3 serbestlik dereceli füze modeline göre yunuslama eksenindeki açısal değişim oranı formülü aşağıdaki şekilde sadeleşir ( $p = r = \dot{p} = \dot{r} = 0$ ).

$$\dot{q} = \frac{M}{I_y} \quad (2.27)$$

Füzenin salınma yapmadan düzgün bir uçuş sergilemesi için füze tasarımcısının sönümlenme momentini dikkate alması gerekmektedir [1]. Yunuslama eksenindeki sönümlenme momenti aşağıdaki gibi ifade edilir ve her eksenindeki sönümlenme momenti o eksenindeki açısal hız değeri ile ilişkilidir. Sönümlenme momenti  $c_m^{(s)}$ , eşitlik 2.14 ile görülebileceği gibi toplam yunuslama momenti katsayısı hesabı için de önemlidir.

$$c_m^{(s)} = C_{mq}(M)q \frac{d}{2V_f} \quad (2.28)$$

Yuvarlanma, yunuslama ve yandönme eksenlerindeki açısal hızlar  $p$ ,  $q$  ve  $r$ , Euler açıları kullanılarak aşağıdaki şekilde ifade edilir [1].

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \Phi & \cos \theta \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \theta \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Bu çalışmada oluşturulan modelde sadece yunuslama eksenindeki hareket kullanıldığından  $\Psi=0$  ve  $\Phi = 0$  olmaktadır. Bundan sonraki formüller, sadece  $x$  ve  $z$  eksenindeki çizgisel hareketler ile yunuslama eksenindeki açısal hareketlere göre verilecektir. Bu durumda, yunuslama oranı aşağıdaki sade hali ile ifade edilir.

$$q = \dot{\theta} \quad (2.30)$$

Açısal hareketler bulunduktan sonra füzeye etki eden kuvvetlerden, gövde eksen takımı referansında oluşan ivmeler bulunur.

$$F = ma \quad (2.31)$$

Hız bulunurken füzeye etki eden ortak ivme değeri dikkate alınmalıdır. Bu nedenle yerçekimi ivme vektörünün gövde eksen takımındaki bileşenleri olan  $g_{g_{ex}}$  ve  $g_{g_{ez}}$  etkisi ile bulunan çizgisel hız değişimleri aşağıdaki ifade ile bulunur.

$$\dot{u} = -qw + a_{g_{ex}} + g_{g_{ex}} \quad (2.32)$$

$$\dot{w} = qu + a_{g_{ez}} + g_{g_{ez}} \quad (2.33)$$

Güdümlü birimi, hedef ile füze arasındaki mesafeyi, açığı ve yaklaşma hızını yeryüzü referansına göre ölçerek gerekli manevrayı hesapladığından, füzenin hızını ve çizgisel hareket vektörlerini yeryüzü eksen takımına dönüştürmek gerekir. Bunun için Bölüm 2.2'de anlatılan dönüşüm matrisi kullanılarak, gövde eksenindeki hızlar aşağıdaki işlem ile yeryüzü eksenini referanslı hız vektörlerine dönüştürülür.

$$\begin{bmatrix} V_{y_{ex}} \\ V_{y_{ez}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta \\ -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

Yeryüzü referanslı hız vektörlerinin integralleri ile eksenlerdeki yer değiştirme miktarı bulunarak, füzenin tüm hareketi matematiksel olarak modellenmiş olur.

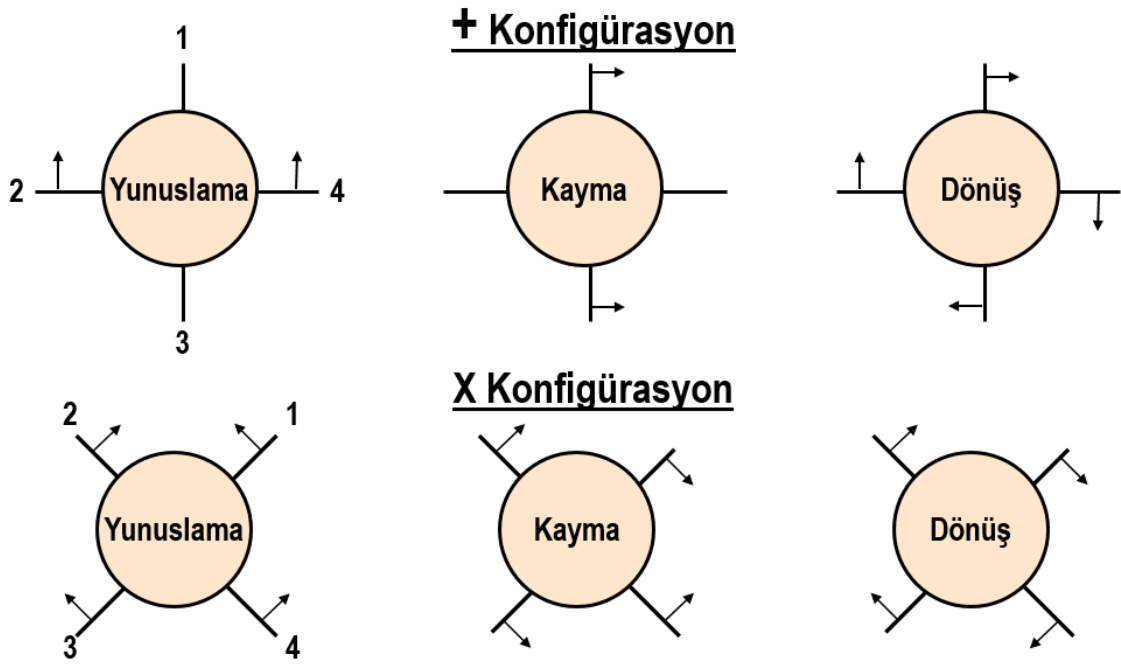
$$X_e = X_{e_0} + \int_0^t \frac{dX_e}{dt} dt \quad (2.35)$$

$$Z_e = Z_{e_0} + \int_0^t \frac{dZ_e}{dt} dt \quad (2.36)$$

Burada  $X_e$  ve  $Z_e$  yer değiştirme miktarlarını,  $X_{e_0}$  ve  $Z_{e_0}$  ise füzenin ilk konum noktalarını ifade eder.

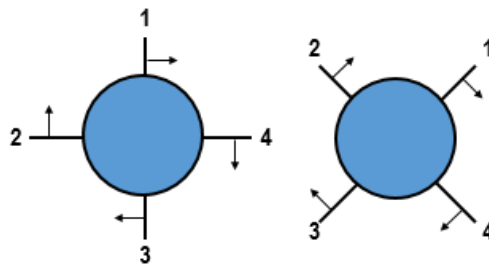
## 2.7 Kanat Hareketleri

Kuyruk kontrollü bir füze, '+' konfigürasyona sahip ise 2 ve 4 numaralı kanat yüzeyleri irtifa yüzeyleri olarak adlandırılırken, kontrol yüzeylerinin yunuslama ve sapma ekseninden  $45^\circ$  ile ayrıldığı 'x' konfigürasyona sahip olduğunda 4 kontrol yüzeyi de irtifa sapmasını etkiler [1]. Şekil 2.13 ile iki konfigürasyon için kontrol yüzeylerinin yunuslama, yuvarlanma ve yandönme hareketlerine etkisi gösterilmiştir.



Şekil 2.13 Kontrol yüzeylerinin harekete etkisi [25]

Şekil 2.14 ile iki konfigürasyon için kontrol yüzeylerinin pozitif yönde hareketleri gösterilmiştir.



Şekil 2.14 Kontrol yüzeylerinin pozitif hareket yönü (arkadan görünüş)

Füzenin yunuslama eksenindeki hareketi modellenirken, kontrol mekanizmasının sadece irtifa sapması ( $\delta_e$ ) etkisi dikkate alınır.  $F_{Z\delta_e}$  irtifa sapmasının Z ekseninde oluşturduğu kuvveti temsil etmektedir.

$$F_{Z\delta_e} = C_{Z\delta_e} \delta_e \quad (2.37)$$

İrtifa sapmasının formülü '+' konfigürasyona sahip füze için eşitlik 2.38 ile, 'x' konfigürasyona sahip füze için ise eşitlik 2.39 ile gösterilmiştir.  $\delta_1$ ,  $\delta_2$ ,  $\delta_3$  ve  $\delta_4$ , Şekil 2.14 ile numaralandırılan kontrol yüzeylerinin sapma etkisidir.

$$\delta_e = \frac{\delta_2 - \delta_4}{2} \quad (2.38)$$

$$\delta_e = \frac{\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 - \delta_4}{4} \quad (2.39)$$

## 2.8 GÜDÜM SİSTEMİ

Güdümlü füzelerde güdüm biriminin temel işlevi; arayıcı başlık tarafından belirli bir frekansta bildirilen füze ile hedef arasındaki uzaklık, açı ve hız bilgilerine göre otopilota o an için gereken açı, ivme veya konum bilgilerini göndermektir. Güdümlü füzelerde, güdüm sisteminin istediği referans değere ulaşmak için kontrol yüzeylerinin (kanatlar ve/veya kuyruk) üreteceği aerodinamik kuvvetten faydalanılır [1].

Güdüm ve otopilot sisteminin uyumlu çalışması, füze dinamiğinin ve bırakılma koşullarının da uygun olması kaydıyla füze, hareketsiz veya hareketli hedefleri çok düşük hata ile vurabilir.

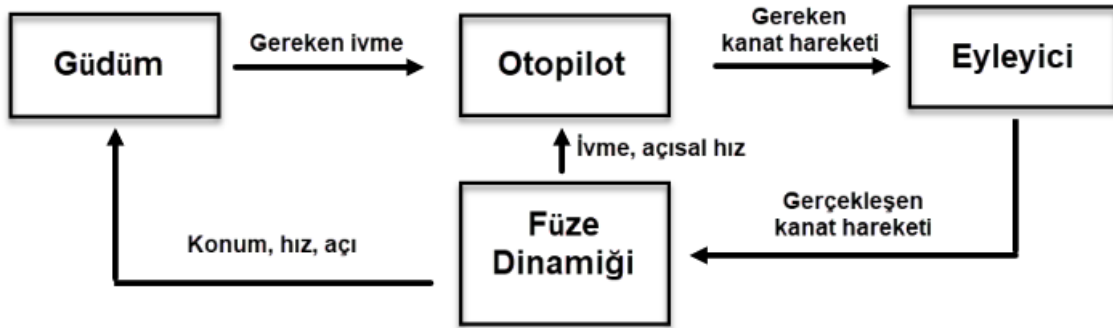
Güdüm biriminin otopilot ve arayıcı ile ilişkisi Şekil 2.15 ile gösterilmiştir.



Şekil 2.15 GÜDÜM biriminin görevi

## 2.9 Otopilot Sistemi

Füze otopilotu; güdüm biriminin sağladığı referans verilere ve füze hareketinden gelen geri beslemelere dayanarak uçuş kontrol komutlarını sağlayan karmaşık yapıdır [25]. Güdüm algoritmaları ile başarılı sonuçlar alabilmek; algoritmanın etkinliği kadar füzenin dinamiklerine uygun şekilde uçuşu kontrol edebilen etkin bir otopilotun varlığına bağlıdır. Otopilotlar, güdüm biriminden aldıkları referanslara göre açı, ivme, yer değiştirme otopilotu şeklinde adlandırılabilirler. Şekil 2.16'da ivme çıkışlı güdüm yöntemi ile ivme referanslı otopilotun kullanıldığı bir modelin çalışma prensibi gösterilmiştir.



Şekil 2.16 Yunuslama otopilotu

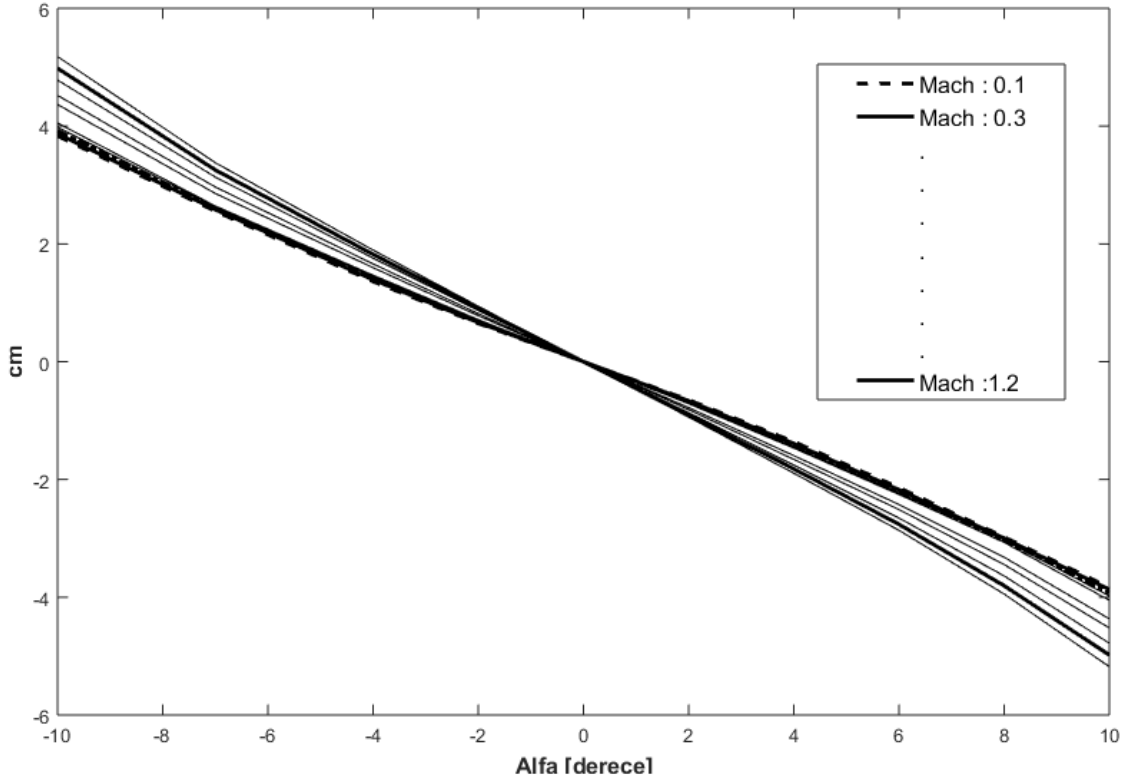
Etkin bir otopilot için sistemi iyi analiz etmek ve sistemin kararlı olduğu aralıklar içerisinde çalışmak gerekir. Bu kararlı aralıklar içerisinde bulunan aerodinamik türevlere göre oluşturulan kazançlar ile otopilot, füzenin istenen hareketi yapabilmesi için gerekli kontrol komutlarını üretir.

### 3 OTOPILOT MODELİ

Otopilotlar, füze için tüm uçuşu kontrol eden beyin birimidir. Füzenin tüm uçuş sürecine uygun bir otopilot geliştirmek için, otopilot kazançlarının değişen koşullara göre güncellenmesi gerekir. Füze otopilotunun kazançları füze hareketi ile ne kadar eş güdümlü olursa, o kadar etkin bir kontrol sağlanır.

Yine de karmaşık yapıda bir otopilot geliştirmek yerine, etkili ama daha sade bir tasarım yapmak istenirse, füzenin kararlı olduğu bir aralık seçilerek, bu aralıktaki katsayılar göre otopilotun kazançları belirlenebilir. Kısa süreli ve az manevra gerektiren bir uçuş için bu tasarım da analiz için yeterli sonuçlar sağlayabilir.

Bölüm 2.4 ile anlatıldığı üzere, füzenin kararlılığı yunuslama momenti katsayısının hücum açısına bağlı değişim grafiğinden anlaşılır. Şekil 3.1'de irtifa sapması 0 iken 0,1 – 1,2 Mach aralığında  $\alpha$ 'ya bağlı  $c_m$  değişiminin grafiği verilmiştir. Bu grafik ile kullanılan füze modelinin bu Mach sayısı değerlerinin tümü için kararlı olduğu görülmektedir.



Şekil 3.1 Mach sayısı değerlerinin tamamı için statik kararlılık grafiği

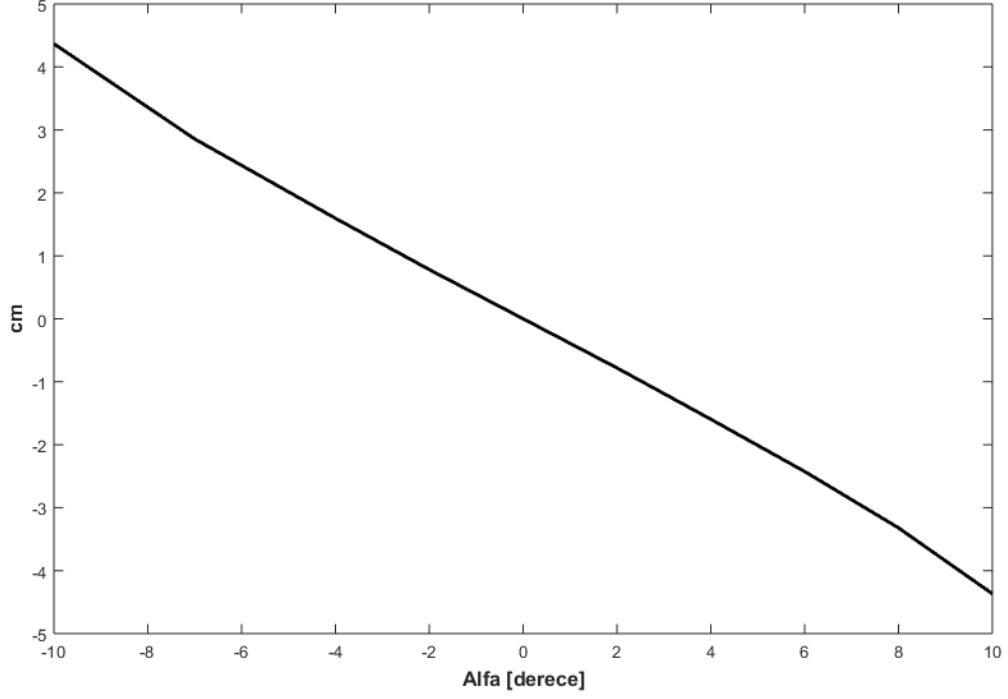
Bu tez kapsamında güdüm yöntemlerini analiz etmek ve karşılaştırabilmek adına uygun bir otopilot kullanımı amaçlanmış, otopilot tasarımı ile ilgilenilmemiştir. Yapılan geniş kapsamlı literatür taraması sonucunda, otopilot tasarımı ve kazançların hesaplanması için Özkan'ın [9] çalışması referans alınmıştır. Hem ivme hem açı referanslı otopilot için kazançların hesaplanması ile ilgilenenler [9] numaralı kaynağa bakabilir. Bu çalışma kapsamında, Missile DATCOM yazılımı ile elde edilen aerodinamik katsayılardan Bölüm 3.1 ile anlatıldığı gibi aerodinamik türevler belirlenmiş ve kullanılan otopilotun en başarılı çalışacağı aralıklar seçilerek otopilot kazançları hesaplanmıştır.

### 3.1 Aerodinamik Türevlerin Belirlenmesi

Missile DATCOM yazılımı; hücum açısı, Mach sayısı, kanat açısı gibi parametrelere göre aerodinamik katsayıları ve  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{n\alpha}$ ,  $C_{mq}$ ,  $C_{nq}$  türev değerlerini verir. Aerodinamik katsayıların kanat açısına göre değişimini ifade eden  $C_{m_{\delta i}}$  ve  $C_{n_{\delta i}}$  türev değerleri ise Bölüm 2.3'te verilen 2.10 ve 2.11 numaralı eşitlikler ile bulunabilir.

Eğer dinamik bir otopilot kullanılmayacaksa, otopilot kazançlarını belirlemek için kullanılacak türev değerleri Bölüm 2.4 ile anlatılan kararlılık analizine göre seçilmelidir. Füze otopilotunun başarılı şekilde çalışabilmesi için çalıştırılacağı aralığın füzenin kararlı olduğu aralıklardan seçilmesi gerekir. Bu aralıklar, aerodinamik katsayı değişimlerinin doğrusal oldukları bölgelerden alınabilir.

Şekil 3.1 ile verilen, yunuslama momentinin hücum açısına göre değişim grafiğine bakılarak füze uçuşunun  $-10$  ile  $10^\circ$  arasında kararlı olduğunu,  $0$  hücum açısında yunuslama momentinin sıfır olmasına bakarak ise  $0$  hücum açısının denge noktası olduğunu görüyoruz. Şekil 3.2 ile sadece  $0,8$  Mach sayısındaki yunuslama momenti değişiminin denge noktası etrafında doğrusallığına bakarak, dinamik bir model geliştirilmemesi durumunda  $0,8$  Mach ve  $0$  hücum açısının sabit değerler olarak kullanılabileceğini söyleyebiliriz.

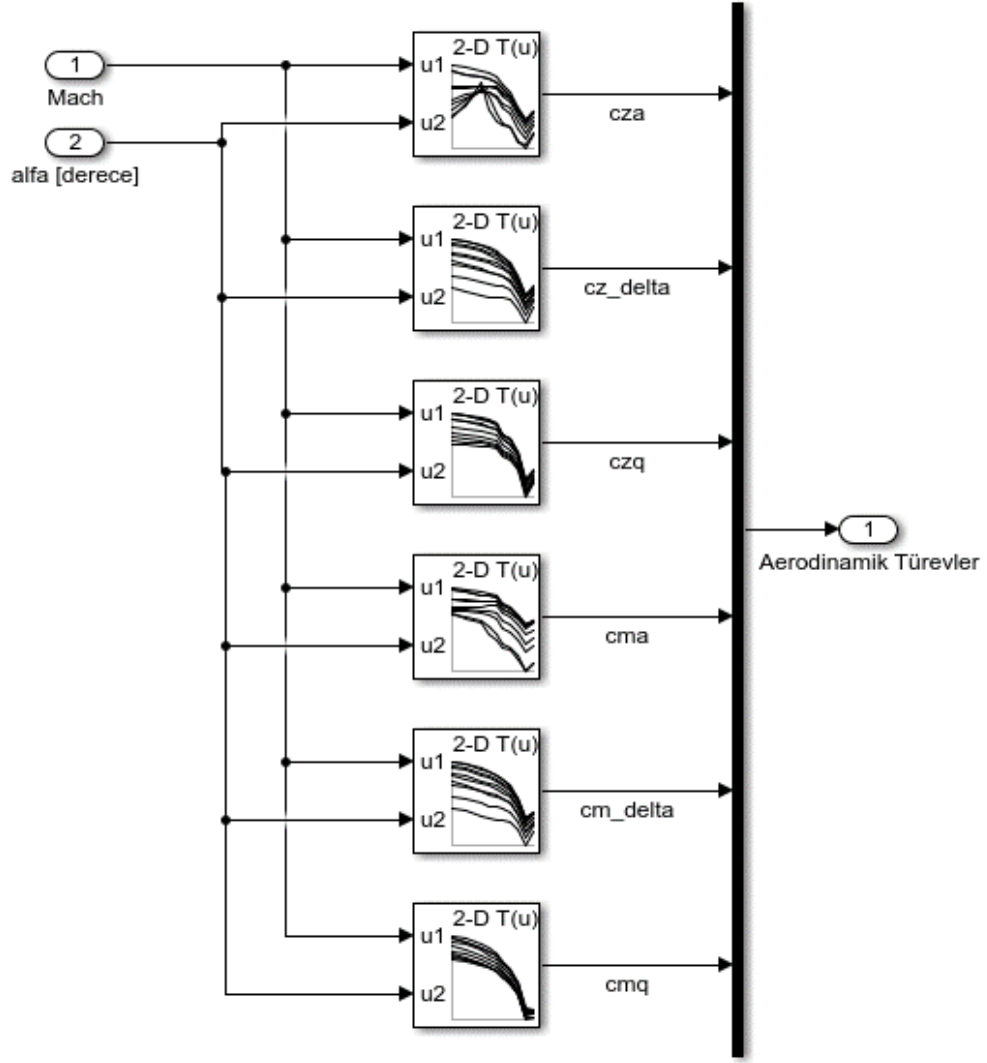


Şekil 3.2 Mach 0,8 için  $c_m - \alpha$  grafiği

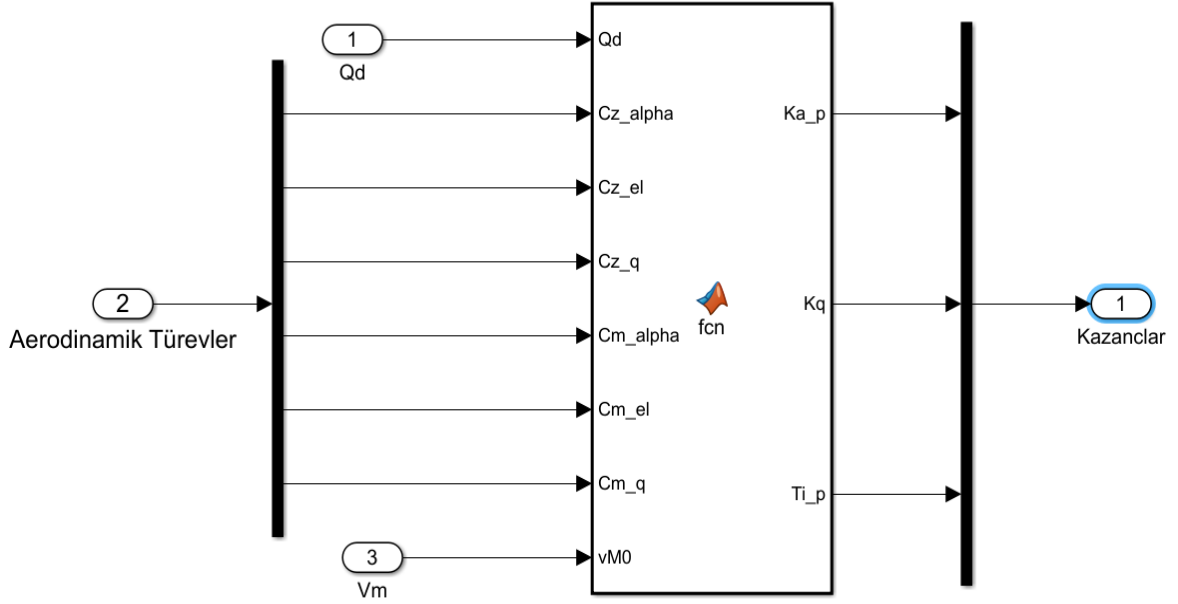
Otopilot kazançlarının uçuşun her adımında güncelleneceği dinamik bir model geliştirmek için ise Şekil 3.3 ile gösterilen model kullanılmıştır.

Bu model ile tüm aerodinamik veri tabanı interpolasyona uygun şekilde  $\alpha$  ve Mach sayısına göre dizin haline getirilerek,  $\alpha$  ve Mach sayısının anlık değerlerine karşılık gelen aerodinamik türevler belirlenir ve bu türevlere göre kazanç hesaplaması yapılmak üzere Şekil 3.4 ile gösterilen modele gönderilmektedir.





Şekil 3.3 Aerodinamik türevlerin interpolasyon ile seçilmesi

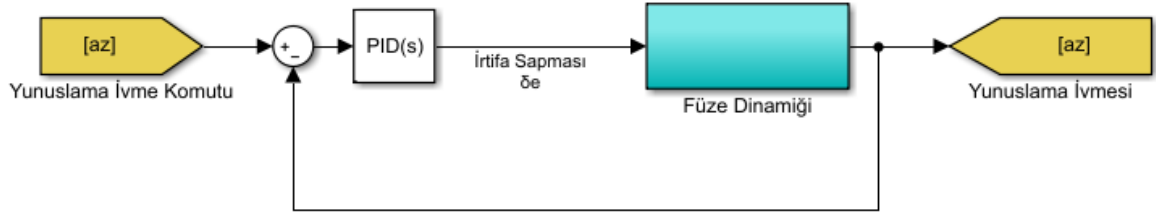


Şekil 3.4 Kazanç hesaplama bloğu

Güdümlü füzeler için geliştirilecek modelde, otopilotu da güdüm sisteminin türüne göre ayarlamak gerekir. Güdüm biriminin verdiği komut ivme ise ivme referanslı otopilot; açı ise açı referanslı otopilot kullanmak gereklidir. Bu tez kapsamında hem ivme hem açı referanslı güdüm yöntemlerinin karşılaştırması yapıldığından, ivme ve açı referanslı olmak üzere iki farklı otopilot modeli kullanılmıştır.

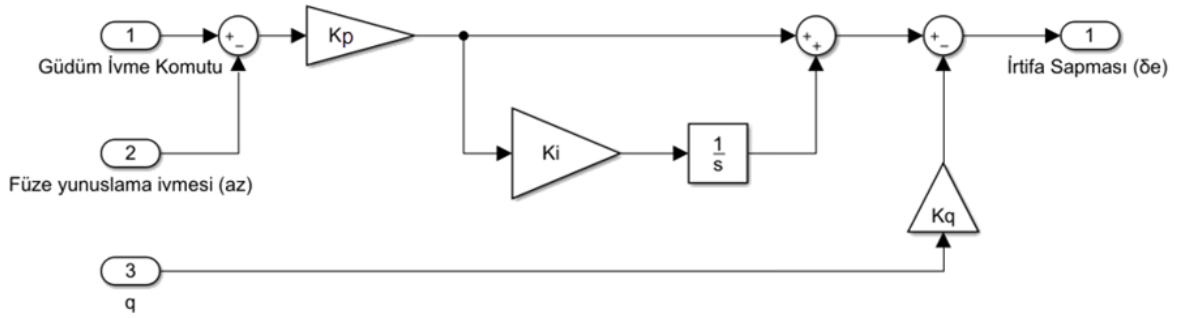
### 3.2 İvme Referanslı Otopilot

Güdüm biriminden gelen gerekli ivme komutu ile füze dinamiğinden gelen gerçek ivme değeri arasındaki hatayı minimuma indirecek irtifa sapması komutunu üretmek üzere kullanılacak ivme referanslı otopilot için genel şema Şekil 3.5 ile gösterilmiştir. İvme referanslı otopilot için klasik PID (Oransal + İntegral + Türevsel) kontrolcüsü kullanılabilir.



Şekil 3.5 İvme referanslı otopilot şeması

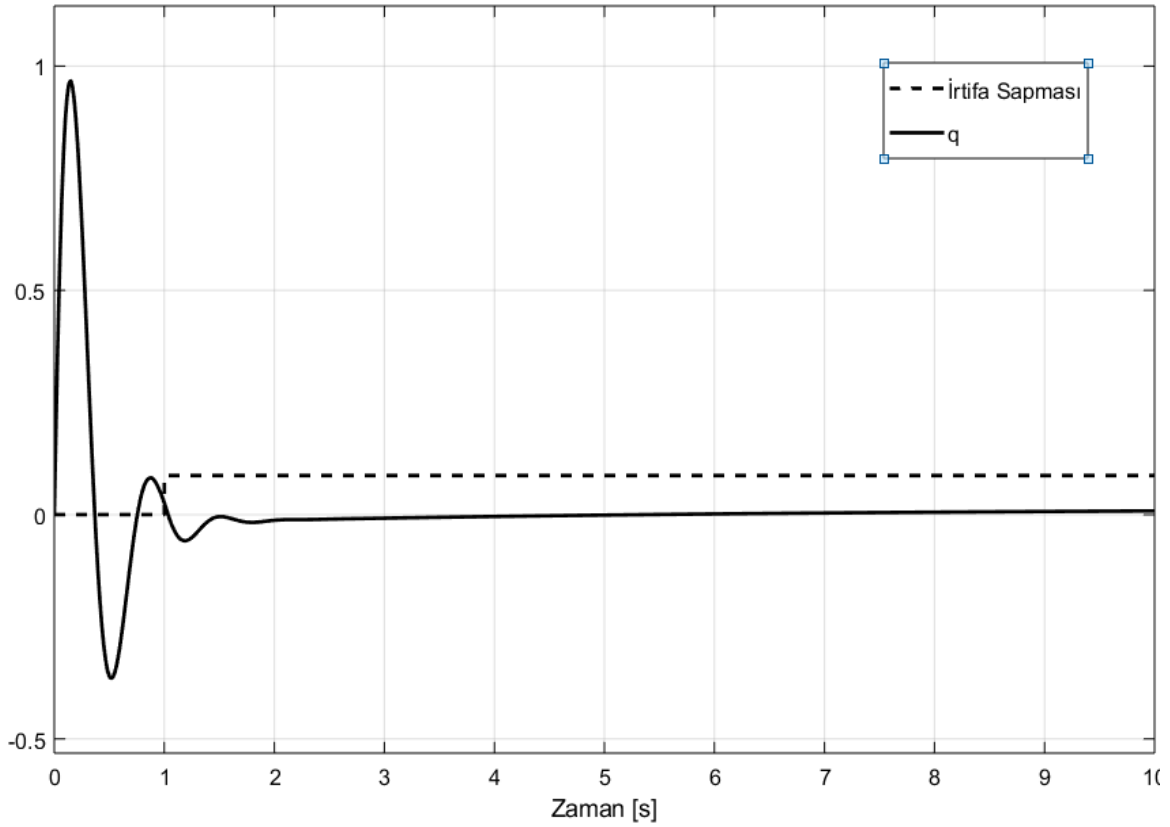
Bu çalışmada [9] numaralı kaynakla verilen, klasik PI (Oransal + İntegral) kontrolcüsüne ek olarak yunuslama sönümlleme kazancının da eklendiği otopilot tasarımından faydalanılmıştır (Şekil 3.6).



Şekil 3.6 İvme referanslı yunuslama otopilotu

Otopilot tasarımı yapılırken en kritik nokta kontrolcünün kazançlarını iyi optimize etmek ve aerodinamik katsayılar ile doğru şekilde ilişkilendirmektir.

Şekil 3.6 ile gösterildiği gibi, yunuslama otopilotu için kullanılan kazançlar; oransal ( $K_p$ ), integral ( $K_i$ ) ve yunuslama sönümlleme ( $K_q$ ) kazancı olmak üzere 3 tanedir. Şekil 3.7 ile gösterilen grafiklerde, irtifa sapmasının pozitif değerine karşılık negatif değerde yunuslama oranı elde edildiği görülür. Bu nedenle,  $K_q$  negatif bir değer olmalıdır.



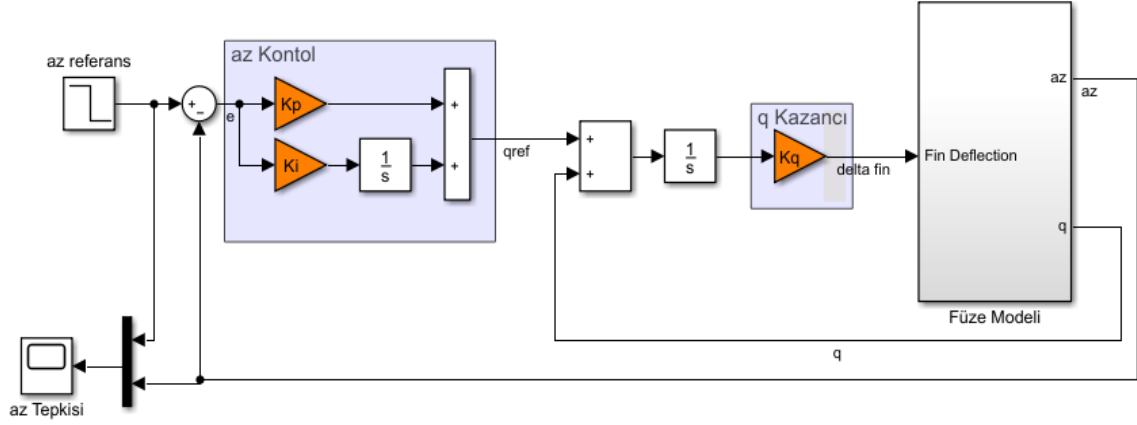
Şekil 3.7 İrtifa sapması ile yunuslama oranı ilişkisi

Bölüm 3.1 ile füzenin dengeli ve kararlı uçabileceği koşul olduğu ifade edilen  $0^\circ$  hücum açısı ve 0,8 Mach sayısı için bulunan aerodinamik türevler ile ilişkilendirilerek yapılan kazanç ayarlaması sonucunda bulunan otopilot kazançları Çizelge 3.1 ile verilmiştir.

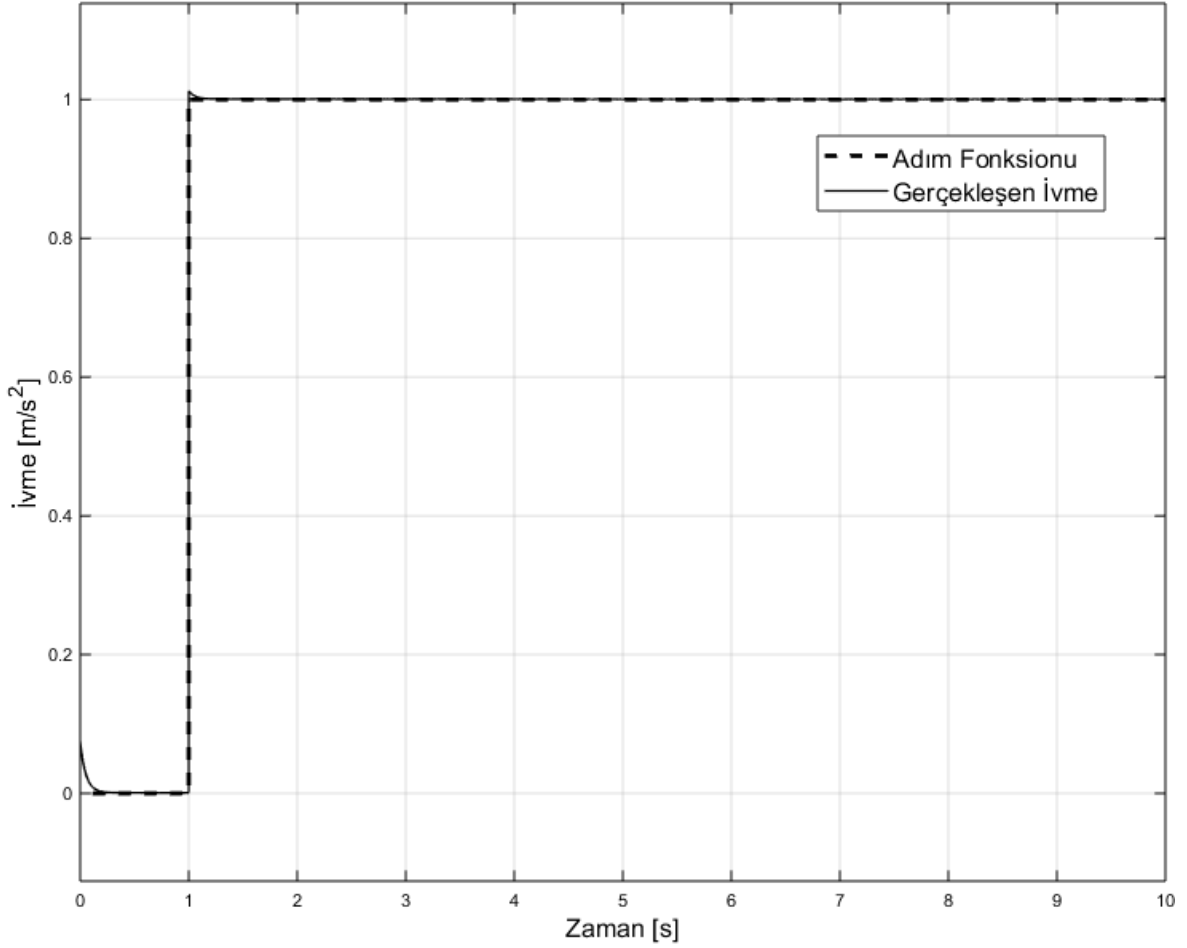
Çizelge 3.1 İvme otopilotu kazanç değerleri

<b><math>\alpha = 0</math> ve Mach = 0,8 için hesaplanan otopilot kazançları</b>	
K <sub>p</sub>	1,7483
K <sub>i</sub>	23,7530
K <sub>q</sub>	-19,3847

Bulunan kazançlar ile Şekil 3.8'de gösterilen MATLAB® Simulink® modeli çalıştırıldığında otopilotun adım fonksiyonuna karşı gösterdiği performans Şekil 3.9 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.8 İvme referanslı otopilot Simulink® modeli



Şekil 3.9 İvme otopilotunun performansı

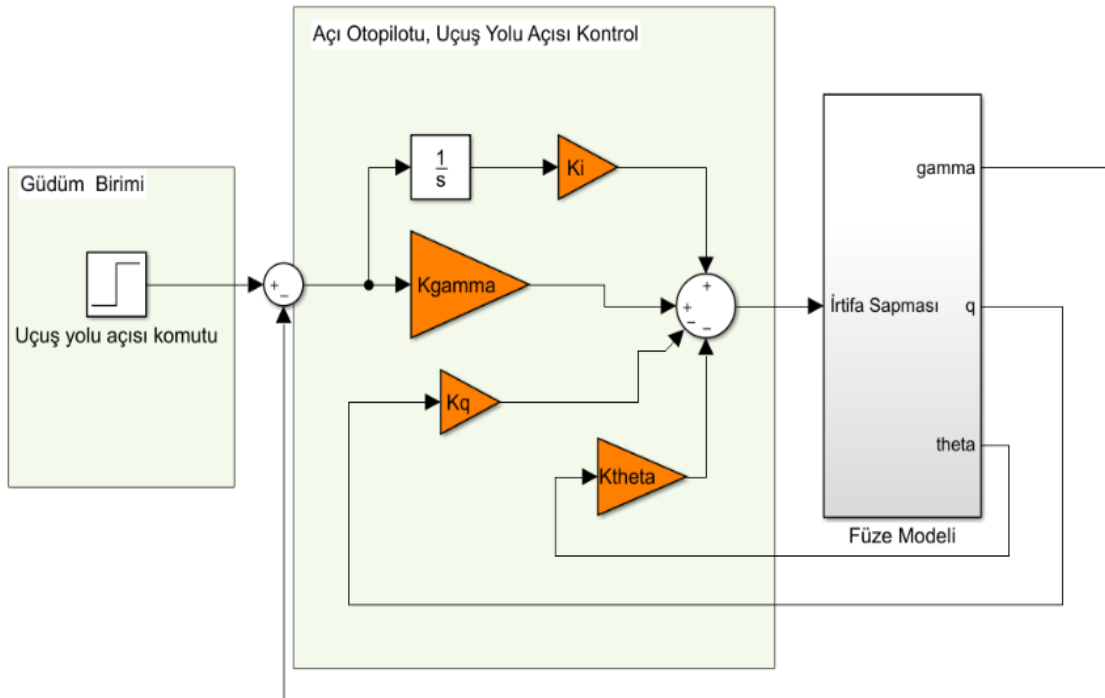
Bu performans grafiğinden de görüldüğü gibi otopilot, güdüm algoritmasının istediği ivmeyi temsil eden adım fonksiyonuna uygun ivmeyi üretecek doğru kontrol hareketlerini üretebilmiş ve istenen ivme değeri ile gerçekleşen ivme arasındaki farkı neredeyse sıfıra indirmiştir.

### 3.3 Açı Referanslı Otopilot

Açı otopilotları, hücum açısı  $\alpha$ , yunuslama eksenindeki Euler açısı  $\theta$ , füze hız vektörünün yeryüzü eksenini ile arasındaki açı olan uçuş yolu açısı  $\gamma$  gibi farklı açıları kullanabilir. Güdüm biriminden, gereken açı bilgisini alan otopilot, füzenin gerçekleştirdiği ilgili açı değerini bu değere eşitlemek için gerekli kontrol komutlarını üretir.

Açı referanslı otopilot için kazanç hesaplamasında ivme referanslı otopilota göre daha karmaşık bir yapı vardır. Dördüncü kademedeki Butterworth polinomu kullanılarak yapılan hesaplar ile ilgili detaylı bilgiler için [9] numaralı kaynağa bakılabilir.

Aerodinamik katsayılarla, dinamik atmosfer basıncına ve füzenin anlık hızına bağlı olarak hesaplanan otopilot kazançları kullanılarak güdüm biriminin istediği uçuş yolu açısı ( $\gamma_k$ ) ve füzenin anlık uçuş yolu açısı ( $\gamma_f$ ) arasındaki farkın minimuma indirilmesini amaçlayan otopilotun Simulink® modeli Şekil 3.10 ile gösterilmiştir.



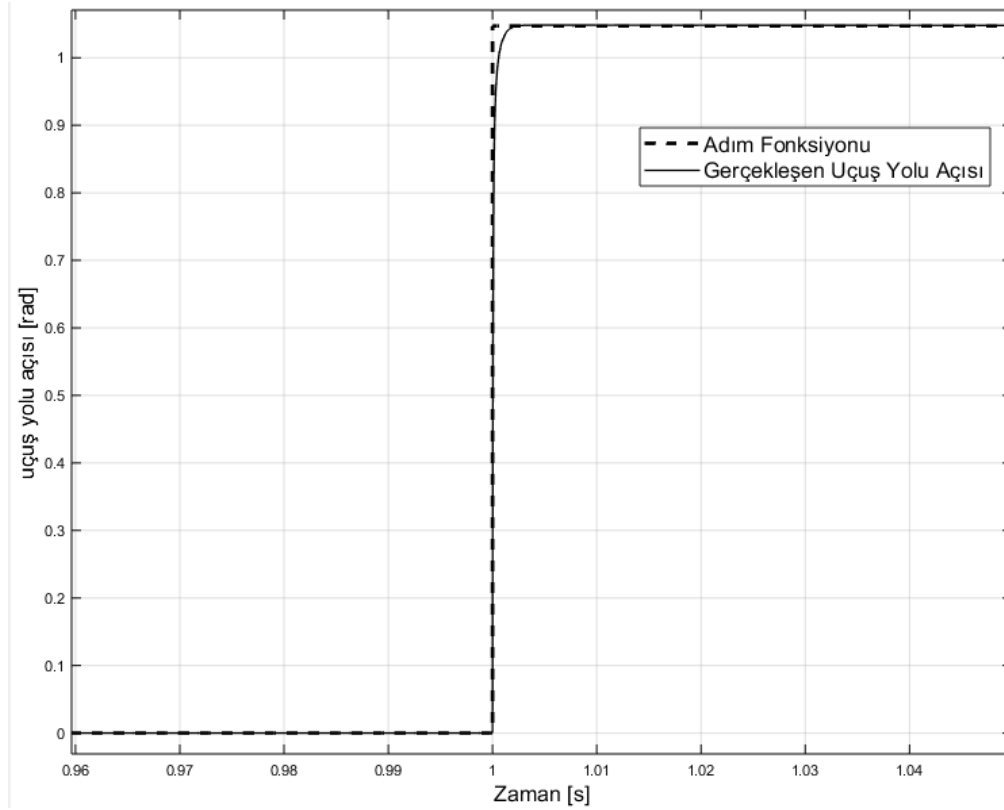
Şekil 3.10 Açı otopilotu için Simulink® modeli

İvme otopilotunda yapılan işleme benzer olarak sistemin kararlı olduğu en uygun operasyon koşulu Bölüm 3.1 ile açıklandığı gibi füze için mantıklı olan değerler dikkate alınarak seçilir. Hücüm açısı 0 ve Mach sayısı 0,8 için bulunan otopilot kazançları Çizelge 3.2’de verilmiştir.

Çizelge 3.2 Açık otopilotu için bulunan kazançlar

<b><math>\alpha = 0^\circ</math> ve Mach = 0,8 için hesaplanan otopilot kazançları</b>	
K_gamma	-4.621e+06
K_theta	-1.066e+05
K_q	-8025
K_i	-6.078e+07

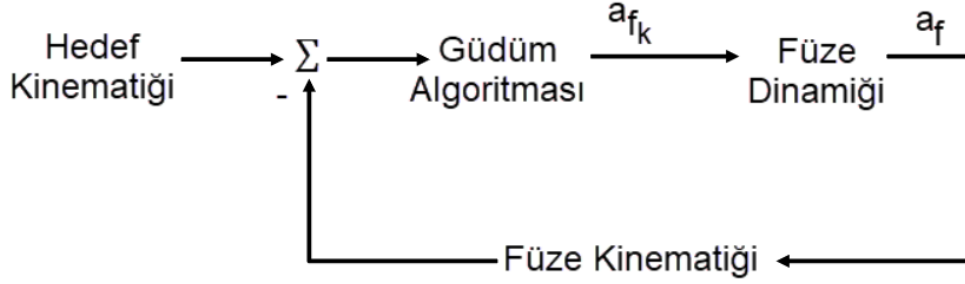
Otopilotun etkinliğinin doğrulanması için adım fonksiyonuna verdiği tepkiye bakılır. Açık otopilotunun gereken uçuş yolu açısı komutunu temsil eden 0 ve 60° aralığındaki adım fonksiyonuna tepkisi Şekil 3.11’de gösterilmiştir.



Şekil 3.11 Açık otopilotunun adım fonksiyonuna verdiği tepki

#### 4 GÜDÜM ALGORİTMALARI

Füzenin güdüm biriminin amacı, güdüm algoritması sayesinde füzenin hedefi en az sapma mesafesi ile vurması için gereken komutları üretmektir. Şekil 4.1'de gösterildiği gibi güdüm döngüsü füze ve hedef hareketlerinden aldığı bilgilerin güdüm algoritması ile değerlendirilip gerekli komutların üretilmesinin sağlandığı kapalı bir döngüdür [4].



Şekil 4.1 Güdüm döngüsü

Güdüm sistemi; füzenin aerodinamik kabiliyetleri, hedef tipi, harekât koşulu, arayıcının özellikleri gibi çeşitli etkenler dikkate alınarak tasarlanır. Bu tasarımda dikkat edilmesi gereken en kritik nokta, kullanılan güdüm algoritmasının etkinliğidir.

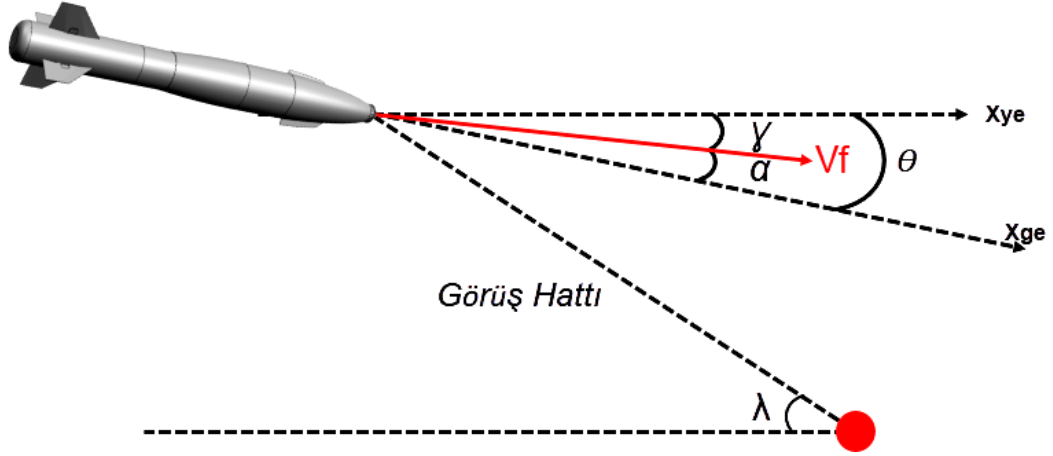
Bu bölümde, literatürden seçilen en temel ve yaygın güdüm algoritmaları matematiksel ifadeleri ile verilmiş ve MATLAB® Simulink® ortamında oluşturulan füze modeline entegre edilerek benzetimler gerçekleştirilmiştir. İncelenmek üzere seçilen güdüm yöntemleri aşağıda listelenmiştir:

- Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG)
- Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG)
- Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü (GNOSG)
- Hız Takibi Güdümü (HTG)
- Gövde Takibi Güdümü (GTG)
- Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG)
- Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG)

Güdüm sisteminin kullandığı güdüm algoritması, algoritmanın türüne göre füzeye yapması gereken hücum açısını, ivmeyi, uçuş yolu açısını ya da yunuslama açısını söyleyebilir. Gerekli komutun hesabı için tüm güdüm algoritması türlerinin genel



olarak kullandığı parametreler; füze ile hedef arasındaki görüş hattının uzunluğu  $R_{gh}$ , görüş hattı açısı  $\lambda$ , füze hız vektörünü tanımlayan uçuş yolu açısı  $\gamma$ , yunuslama açısı  $\theta$  ve hücum açısı  $\alpha$  Şekil 4.2 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.2 Güzüm parametreleri

Bu bölümde, incelenen ivme ve açı çıkışlı güdüm algoritmaları; oransal seyrüsefer güdümü ve takip güdümü olmak üzere iki ana başlık altında açıklanacaktır.

#### 4.1 Oransal Seyrüsefer Güzümü (OSG)

OSG, basitçe; iki cisim birbirine yaklaşırken aralarındaki görüş hattı yön değiştirmedeği müddetçe çarpışmanın kaçınılmaz olması mantığı ile çalışır [1]. Bu mantıktan yola çıkarak; OSG algoritması, görüş hattının açısal hareketine doğru orantılı olan ve aşağıdaki matematiksel ifade ile hesaplanan ivme komutu üretir [4].

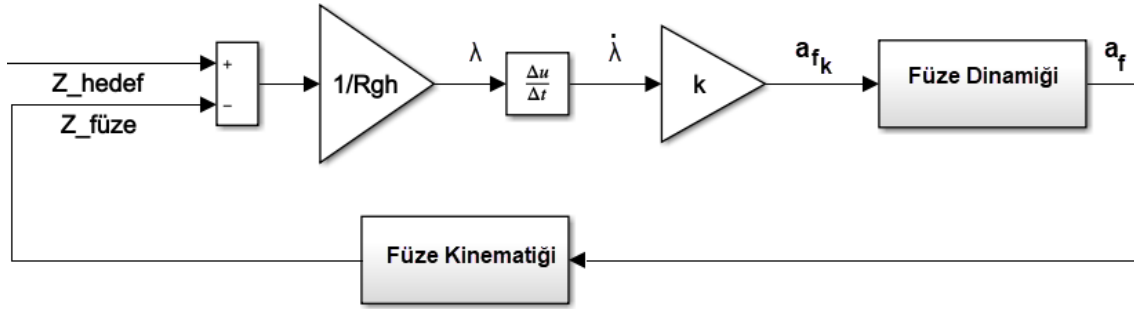
$$a_{fk} = k_a \dot{\lambda} \quad (4.1)$$

Burada  $\dot{\lambda}$ , görüş hattı açısının (GHA) zamana bağlı değişimini verirken,  $k_a$ ; ivme komutu  $a_{fk}$ 'yi bulmak için kullanılan kazançtır. Bu kazanç, OSG'nin iki farklı türü olan SOSG ve GOSG için farklılık gösterir. Bu iki yöntem 4.1.1 ve 4.1.2 numaralı bölümlerde açıklanmıştır.

Görüş hattı açısı  $\lambda$ , Şekil 4.2 ile gösterilen geometriye bakılarak, eşitlik 4.2 ile ifade edilir.

$$\lambda = \sin^{-1} \frac{R_{ghz}}{R_{gh}} \quad (4.2)$$

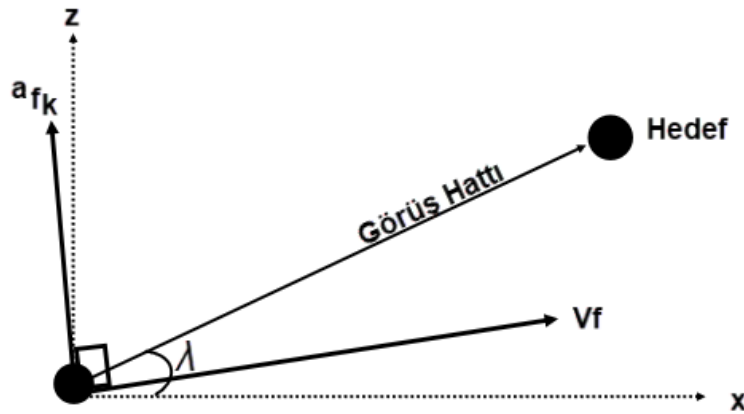
Bu algoritmanın matematiksel ifadesinden yola çıkılarak, aşağıdaki güdüm döngüsü elde edilir (Şekil 4.3).



Şekil 4.3 OSG için güdüm döngüsü [4]

#### 4.1.1 Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG)

OSG'nin bu formu için kullanılan güdüm geometrisi Şekil 4.4 ile gösterildiği gibi füzenin hız vektörüne diktir.



Şekil 4.4 SOSG için güdüm geometrisi [4]

Bu durumda eşitlik 4.1'deki kazanç; füze hızı  $V_f$  kullanılarak, aşağıdaki şekilde ifade edilir.

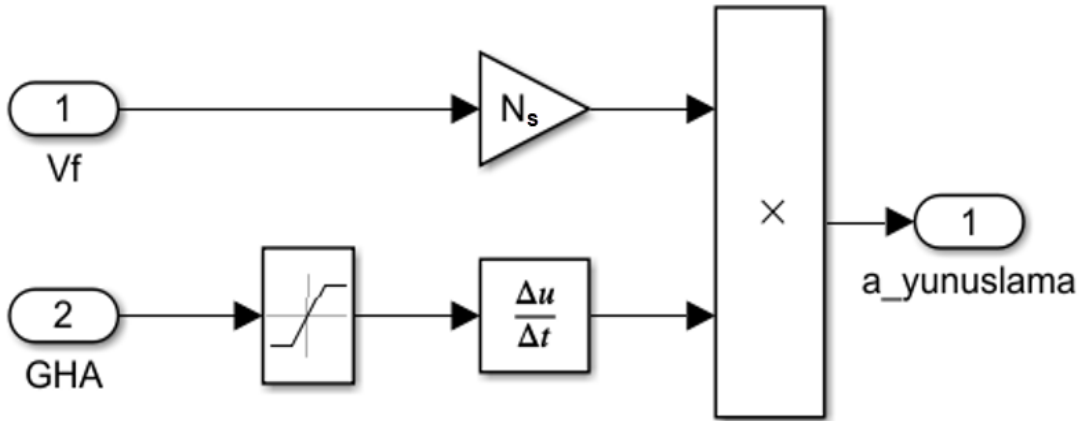
$$k_{SOSG} = NV_{f\perp} \quad (4.3)$$

Bu yöntem ile güdümlenmenin avantajı, hedefin hızının doğrudan ölçülemediği harekât koşulları için kullanım imkânı vermesidir. SOSG ile üretilen ivme komutunun matematiksel ifadesi aşağıda verilmiştir [10].

$$a_{fk} = N_s V_{f\perp} \dot{\lambda} \quad (4.4)$$

$N_s$ , genellikle 3 ile 5 arasında seçilen ve birimsiz bir değer olan seyrüsefer oranıdır. Bu tez kapsamında  $N_s$ , 3 alınmıştır.

Bu tez kapsamında oluşturulan füze modelinde SOSG yöntemi için kullanılan güdümlü model Şekil 4.5 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.5 SOSG için Simulink® modeli

#### 4.1.2 Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG)

OSG'nin en yaygın kullanılan bu formunda üretilen ivme komutu görüş hattına dik alınır ve referans alınan hız değeri füzenin hızı yerine füze ile hedefin yaklaşma hızıdır [10].

OSG kazancının GOSG yöntemi için kullanılan karşılığı  $k_{GOSG}$  aşağıda verilmiştir.  $V_y$ , füze ile hedefin yaklaşma hızını simgelemektedir.

$$k_{GOSG} = N_s' V_y \quad (4.5)$$

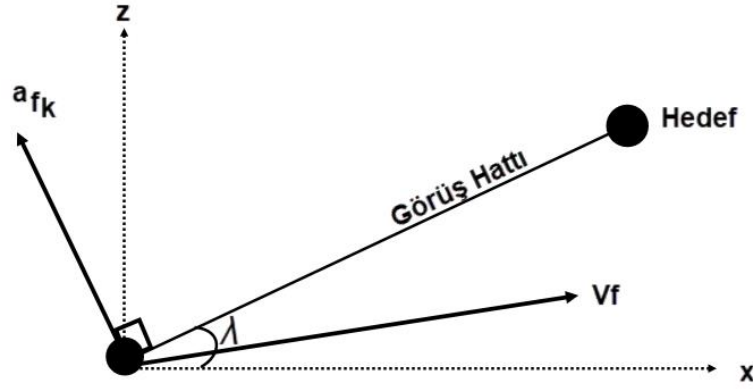
Burada, SOSG için kullanılan seyrüsefer oranı yerine etkin seyrüsefer oranı  $N_s'$  kullanılmıştır. Seyrüsefer oranı ile etkin seyrüsefer oranı arasındaki ilişki aşağıdaki gibidir [10].

$$N_s' = N_s \frac{V_f}{V_y} \quad (4.6)$$

Tüm hedefe güdüm yöntemlerinde olduğu gibi, kontrol komutları füzenin boylamsal eksenini ( $X_{ge}$ ) ile hedefi aynı hizada tutacak şekilde çalıştırılır [1]. Bu mantığa göre GOSG yönteminin matematiksel ifadesi aşağıdaki formül ile verilmiştir [10].

$$a_{f_k} = N_s' V_y \dot{\lambda} \quad (4.7)$$

GOSG için, üretilen ivmenin görüş hattına dik olduğu güdüm geometrisi Şekil 4.6 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.6 GOSG için güdüm geometrisi [4]

Yaklaşma hızı, füze ile hedef arasındaki görüş hattının uzunluğunun değişimine bakılarak, aşağıdaki gibi bulunur.

$$V_y = -R_{gh\dot{c}} \quad (4.8)$$

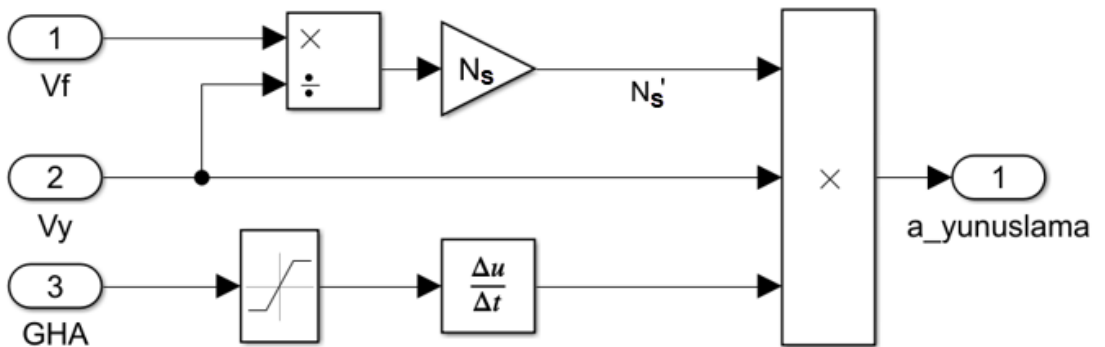
$$R_{gh} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2} \quad (4.9)$$

Bu yöntemde yaklaşma hızı referansı ile hedefin hız bilgisi de dikkate alındığından, hareketli hedefler için GOSG'nin SOSG'ye göre daha etkin performans göstereceği değerlendirilebilir.

OSG algoritmasının bulunuşundan yıllar sonra eşitlik 4.1 ile verilen genel matematiksel ifadeden eşitlik 4.10 ile gösterilen ifade elde edilmiştir. Bu eşitlik, açıkça OSG ile üretilen ivme komutunun beklenen sapma mesafesi ile doğru orantılı olduğunu ve bu sayede bu algoritmanın sapma mesafesi  $R_{gh}$ 'yi azaltmaya yönelik komut ürettiğini göstererek, bu yöntemin güvenilirliğini bir kez daha kanıtlamıştır [4].

$$a_{f_k} = \frac{N_s' R_{gh}(t, \tau)}{\tau^2} \quad (4.10)$$

Eşitlik 4.7 ile matematiksel ifadesi verilen GOSG için, Şekil 4.7'de görülen model kullanılmıştır.



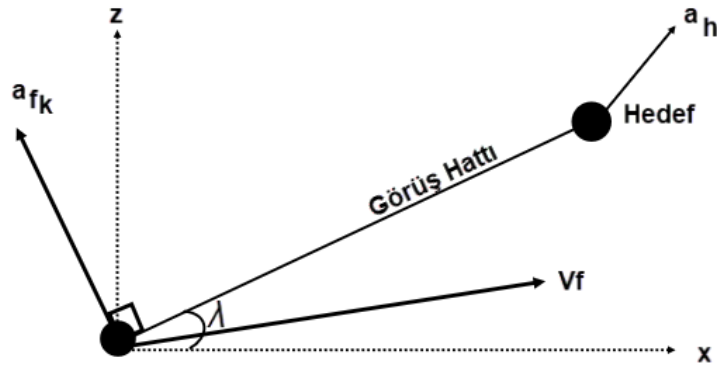
Şekil 4.7 GOSG için Simulink® modeli

### 4.1.3 Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer Güdümü (GNOSG)

OSG'nin temel formunda hedefin ivmesi ile ilgili bilgi olmadığından, yüksek manevralı hedeflerde kaçırma mesafesi artabilir. Bu nedenle, hedefin ivmesinin bilindiği durumlarda, GOSG algoritmasının ivme hesabına hedef ivmesi  $a_h$  ile orantılı bir terim eklenir ve bu ek sayesinde OSG'nin yüksek manevralı hedef tipleri için de elverişli olduğu bir türü elde edilmiş olur [1], [13]. Genişletilmiş OSG (GNOSG) olarak adlandırılan bu yöntem için kullanılan formül aşağıda verilmiştir [2].

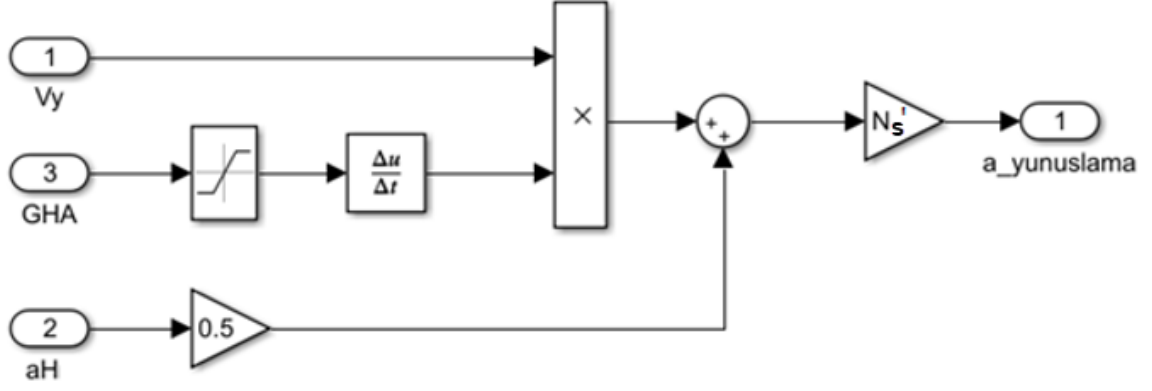
$$a_{f_k} = N_s' V_y \dot{\lambda} + 0.5 N_s' a_h \quad (4.11)$$

Şekil 4.8 ile gösterilen güdüm geometrisi, GOSG için kullanılan geometridir ve bu yöntemde de üretilen ivme komutu görüş hattına dik alınır.



Şekil 4.8 GNOSG için güdüm geometrisi

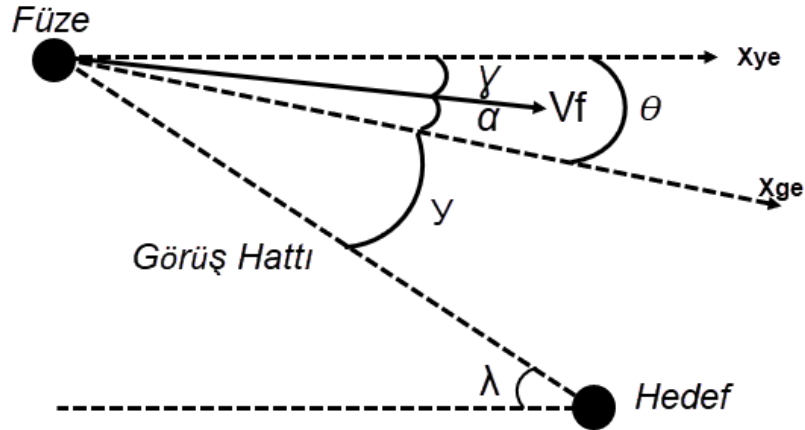
Eşitlik 4.11 ile verilen matematiksel ifadesi verilen GNOSG algoritmasının, oluşturulan füze modelinde kullanımı Şekil 4.9'da gösterilmiştir.



Şekil 4.9 GNOSG için Simulink® modeli

## 4.2 Takip GÜdümü (TG)

TG'nin basit mantığı, füzenin kesintisiz şekilde kendini hedefe yönlendirmesidir [4]. Şekil 4.10 ile bu yöntemin hedefe yönelim şekli farklılığı ile birbirinden ayrılan HTG ve GTG türlerinin kullandığı açılar gösterilmiştir.

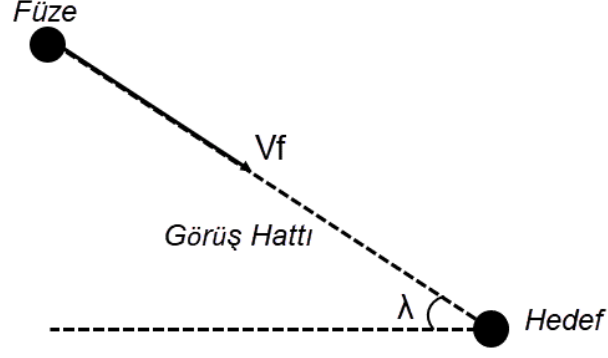


Şekil 4.10 Takip güdümü için gerekli açıların gösterimi [4]

Şekil 4.10 ile gösterilen geometride,  $\gamma$  füze gövde ekseninin görüş hattı ile yaptığı açığı,  $\alpha$  hücum açısını,  $\lambda$  görüş hattı açısını,  $\gamma$  uçuş yolu açısını ve  $\theta$  yunuslama açısını simgelemektedir.

### 4.2.1 Hız Takibi GÜdümü (HTG)

HTG algoritması ile güdümlenen füze, hız vektörünü sürekli olarak hedefe doğru yönelterek hedefe ulaşmaya çalışır, bu da hız vektörünün Şekil 4.11 ile gösterildiği gibi görüş hattı ile örtüşmesi anlamına gelir [4].



Şekil 4.11 HTG için güdüm geometrisi

Şekil 4.10 ile gösterilen geometriye bu anlamda bakıldığında, HTG için görüş hattı açısının uçuş yolu açısına eşit olduğu görülebilir.

$$\gamma = \lambda \quad (4.12)$$

Füzenin gerçekleştirdiği ivme; füzenin sahip olduğu hız ve uçuş yolu açısı ( $\gamma$ )'nin değişiminin çarpımı olarak bulunduğu (eşitlik 4.13), HTG algoritmasının gerekli gördüğü ivme komutu eşitlik 4.14 ile bulunmaktadır [4].

$$a_f = V_f \dot{\gamma} \quad (4.13)$$

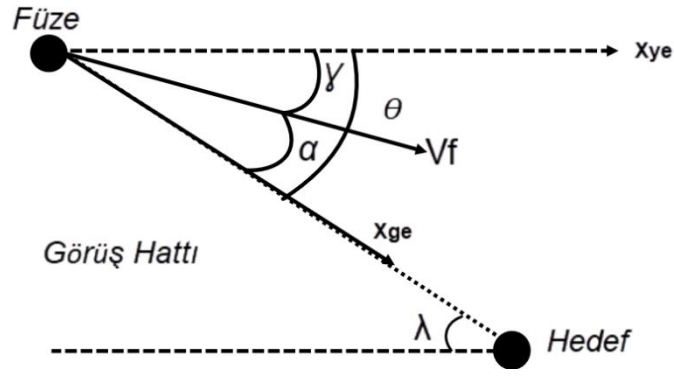
$$a_{f_k} = V_f \dot{\lambda} \quad (4.14)$$

Eşitlik 4.4 ve eşitlik 4.14'e bakıldığında, HTG ile gerekli görülen ivmenin, SOSG'nin matematiksel ifadesinde seyrüsefer oranı  $N_s=1$  alındığında bulunan ivme ile aynı olduğu görülür.

#### 4.2.2 Gövde Takibi Güdümü (GTG)

Yönelim takibi güdümü olarak da adlandırılabilen bu yöntem, füzenin yunuslama eksenindeki Euler açısı olan  $\theta$ 'yı görüş hattının yeryüzü ile yaptığı açıya eşitlemeyi amaçlar. Bu sayede füze daima hedefe bakacaktır. Şekil 4.10 ile verilen geometriye bu anlamda bakıldığında,  $\gamma$  açısının bu yöntemde sıfır olacağı anlaşılır ve Şekil 4.12'deki geometri elde edilir.





Şekil 4.12 GTG için güdüm geometrisi

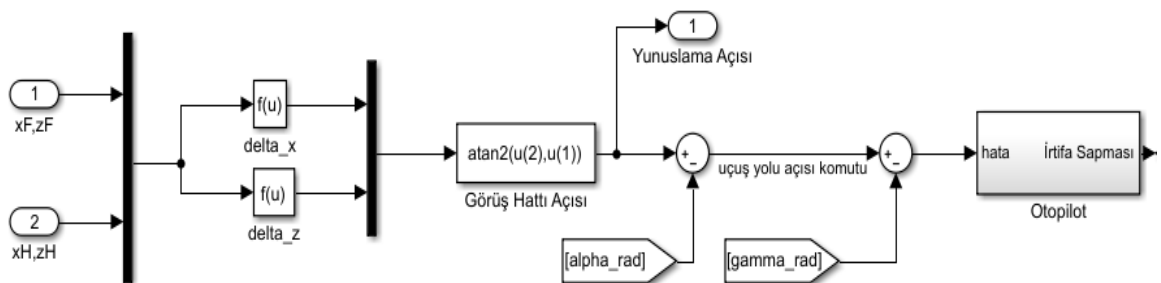
Bunun için füze burnunda  $\gamma$  açısını kontrol eden bir arayıcı olmalıdır [4]. GTG'nin gerekli gördüğü açı komutu aşağıda verilmiştir [29].

$$\theta_k = \lambda \quad (4.15)$$

Açı çıkışlı güdüm yöntemleri için bu tezde kullanılan açı referanslı otopilotta füzenin uçuş yolu açısı ayarlanmaktadır. Şekil 4.10 ile gösterilen açılara bakıldığında, uçuş yolu açısı  $\gamma$  ile yunuslama açısı  $\theta$  arasındaki ilişkinin aşağıdaki gibi olduğu görülebilir.

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (4.16)$$

Uçuş yolu açısı komutu ile füzenin sahip olduğu uçuş yolu açısı ( $\gamma_{rad}$ ) arasındaki hatayı azaltmak üzere irtifa sapması komutu üreten açı otopilotu ve GTG algoritması ile verilen yunuslama açısı komutunu Şekil 4.13 ile verilen modelde gösterilmiştir.



Şekil 4.13 GTG için Simulink® modeli

### 4.2.3 Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG)

OSG algoritmasına alternatif olarak önerilmiş olan [9] PHTG ile güdümlenen füze, hedef ile çarpışması muhtemel olan noktaya doğru parabolik bir yönelim sergiler. Bu yönelim için gerekli yunuslama eksenindeki ivme komutu aşağıdaki formül ile ifade edilir [30].

$$a_{f_k} = (d1) \sin \gamma + (d3) \cos \gamma \quad (4.17)$$

Eşitlik 4.17, bu tezde y eksenindeki hareketler dikkate alınmadığından dolayı ( $V_y = 0$ ) [30] numaralı kaynakla verilen eşitliğin sadeleştirilmiş halidir. Bu nedenle y eksenindeki ivme etkisini ifade eden d2 değeri sıfır alınmış, x eksenindeki ivme etkisi d1 ve z eksenindeki ivme etkisi d3 aşağıda verilmiştir.

$$d1 = 2 \left( \frac{V_{h_x} - V_f \cos \gamma}{\Delta t - \frac{\Delta x}{\Delta t^2}} \right) + a_{h_x} \quad (4.18)$$

$$d3 = 2 \left( \frac{V_{h_z} - V_f \sin \gamma}{\Delta t - \frac{\Delta z}{\Delta t^2}} \right) + a_{h_z} \quad (4.19)$$

Bu eşitliklerde kullanılan  $V_{h_x}$  ve  $V_{h_z}$  hedef hızının x ve z bileşenlerini,  $\Delta t$  geçen süreyi,  $\Delta x$  ve  $\Delta z$  füzenin hedefe uzaklığının x ve z bileşenlerini,  $a_{h_x}$  ve  $a_{h_z}$  ise hedef ivmesinin x ve z bileşenlerini simgelemektedir.

### 4.2.4 Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG)

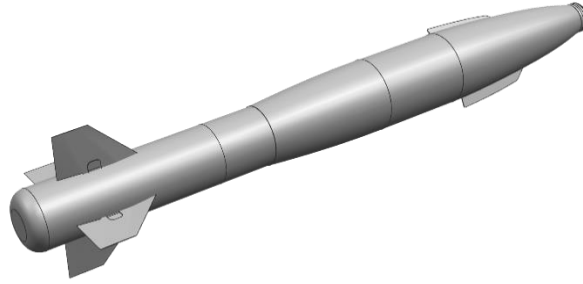
DHTG füzenin; füze, hedef ve öngörülen kesişme noktası tarafından oluşturulan çarpışma ğeni üzerinde kalmasını amaçlar ve PHTG'den hedefe ulaşmak için çizdiği yörüngenin doğrusal olması bakımından ayrılır [29]. Bu yöntemin belirlediği ivme komutunun matematiksel ifadesi aşağıda verilmiştir [29]

$$\gamma_m^c = \arctan \left[ \frac{\Delta z}{V_{h_x} \Delta t - \Delta x} \right] \quad (4.20)$$

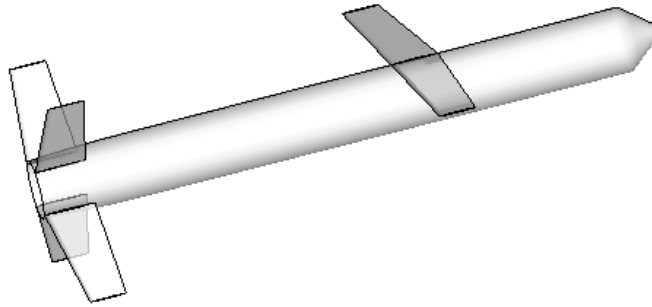
## 5 BENZETİM SONUÇLARI

Bir füze için güdüm sistemi tasarlanırken ve geliştirilirken füzenin kullanılacağı operasyonunun koşulları, hedefin tipi ve hareketi ile ilgili bilgiler kritiktir. Bir güdüm algoritması hareketsiz hedefler için son derece iyi bir performans sağlarken hareketli hedefte ciddi hataya sebep verebilir.

Bu çalışmada karşılaştırılan güdüm yöntemlerinin performansları üç farklı hedef tipinin kullanıldığı senaryolar için karşılaştırılmış, güdüm yöntemlerinin performanslarını füzelerin sahip olduğu farklı manevra kabiliyetlerinin etkisi altında gözlemek amacıyla Şekil 5.1 ve Şekil 5.2 ile gösterilen biri kanatsız biri kanatlı geometriye sahip iki farklı geometri için benzetimler tekrarlanmıştır.



Şekil 5.1 Füze #1



Şekil 5.2 Füze #2

Kullanılan güdüm yöntemlerinden ivme çıkışlı güdüm yöntemleri olan SOSG, GOSG, GNOSG, PHTG ve HTG yöntemleri için Bölüm 3.2 ile anlatılan ivme referanslı otopilot; GTG ve DHTG yöntemleri için Bölüm 3.3 ile anlatılan açı referanslı otopilot kullanılmıştır.

Güdümlü yöntemleri; sapma mesafeleri, toplam uçuş süreleri ve uçuş süresince güdümlü yönteminin yönlendirmelerine bağlı gerçekleşen azami ivme değerleri bakımından karşılaştırılmıştır. Tüm benzetimler için füzenin uçaktan ayrılma koşulu Çizelge 5.1 ile verildiği şekilde aynı alınmıştır.

Çizelge 5.1 Bırakma koşulları

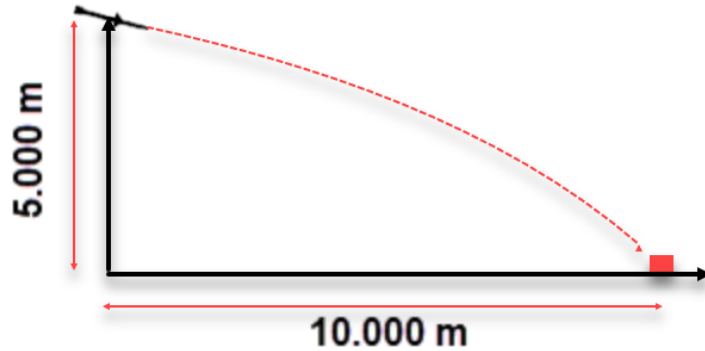
Mach sayısı	0,8
Hücum Açısı	0°
Füzenin konumu [x, z] (m)	[0 -5000]
Hedef Konumu [x, z] (m)	[10000 0]

Benzetimlerde kullanılan 3 farklı hedef tipi aşağıda tanımlandığı gibidir;

- Senaryo 1: Hareketsiz hedefe yönelim
- Senaryo 2: Sabit hızlı hedefe yönelim
- Senaryo 3: Sabit ivmeli hedefe yönelim

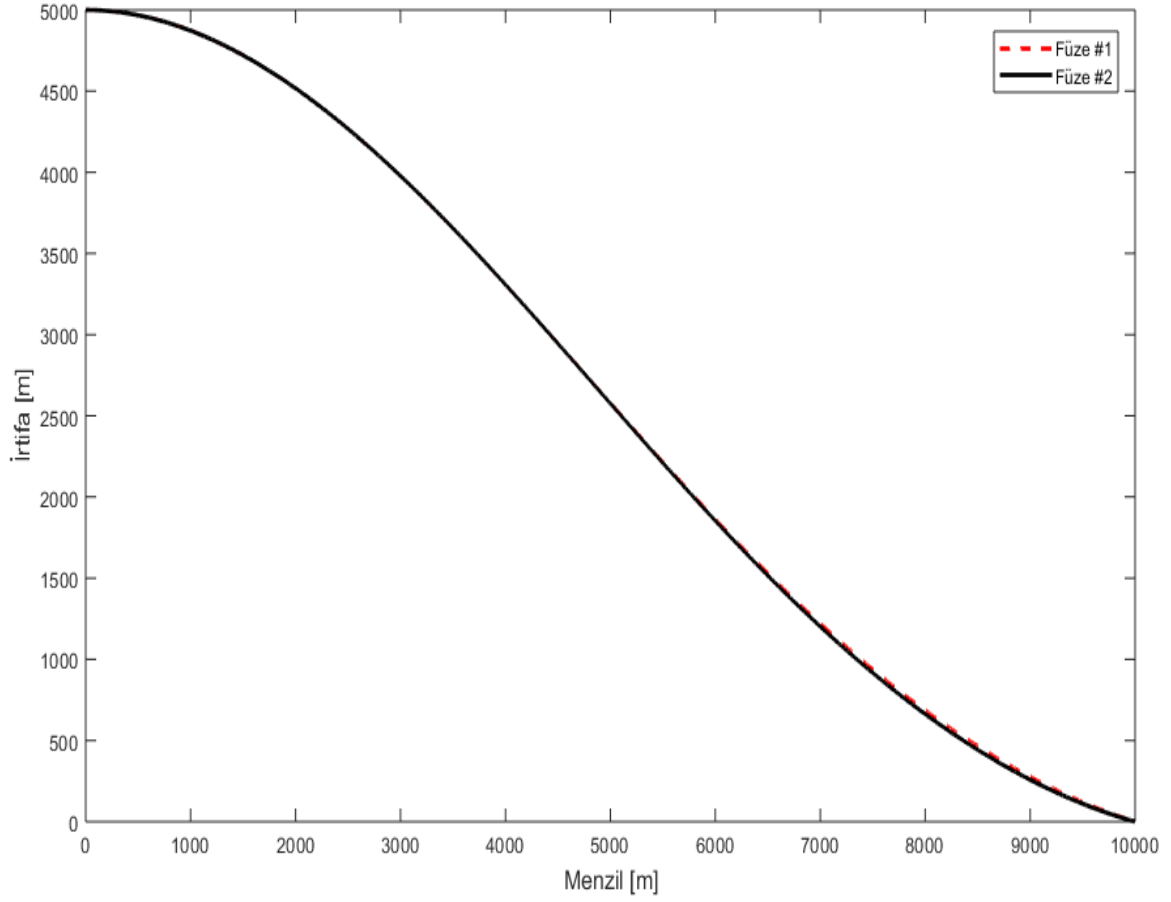
### 5.1 Senaryo 1: Hareketsiz Hedefe Yönelim

Bu senaryoda hedef füzeden 10.000 m yatay uzaklıkta ve yeryüzü üzerinde hareketsiz durmaktadır (Şekil 5.3).



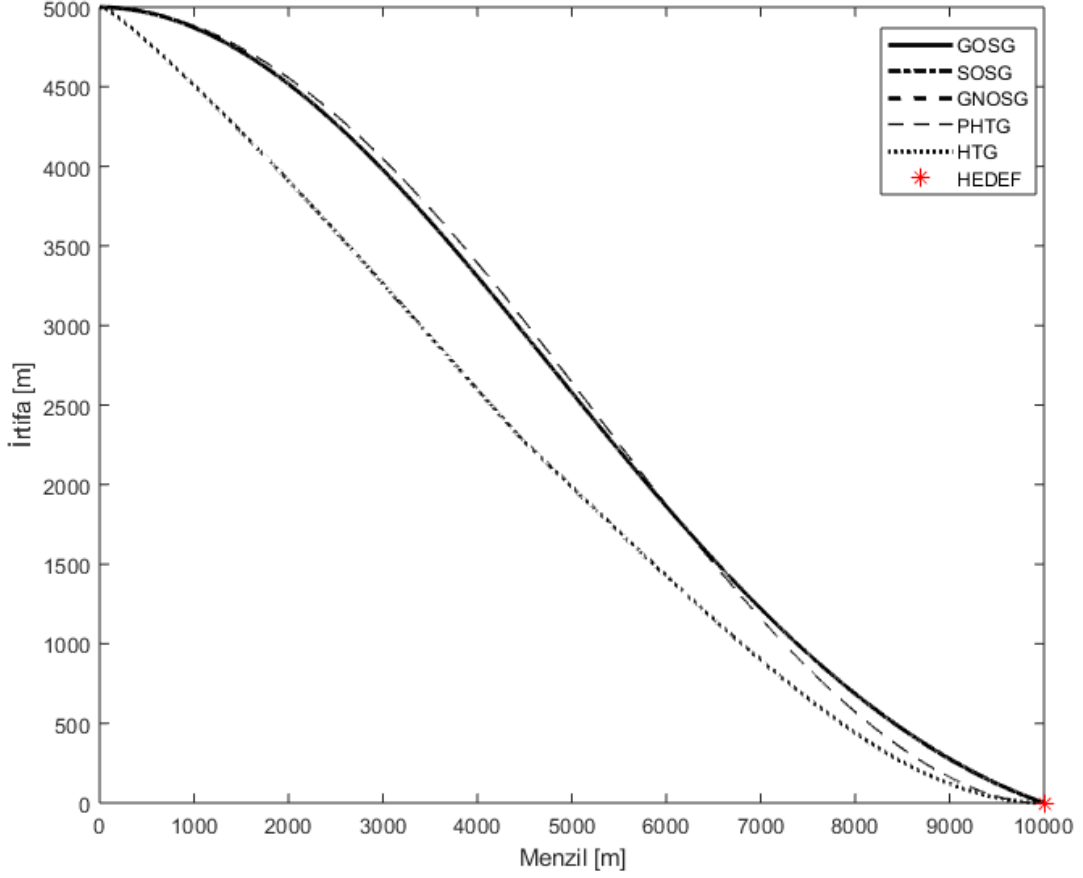
Şekil 5.3 Hareketsiz hedefe yönelim senaryosu

Şekil 5.4 ile iki füzenin aynı algoritma ile aynı hedefe gitmek için izledikleri yol gösterilmiştir.



Şekil 5.4 Füze #1 ve Füze #2'nin GOSG algoritması ile uçuş profili

İvme çıkışlı güdüm yöntemlerinin hareketsiz hedefe yönelim profilleri Şekil 5.5 ile gösterildiği gibi aynı grafikte birleştirilerek yönelim farklılıkları gözlemlenebilir.



Şekil 5.5 İvme çıkışlı güdümlü yöntemleri ile uçuş profilleri

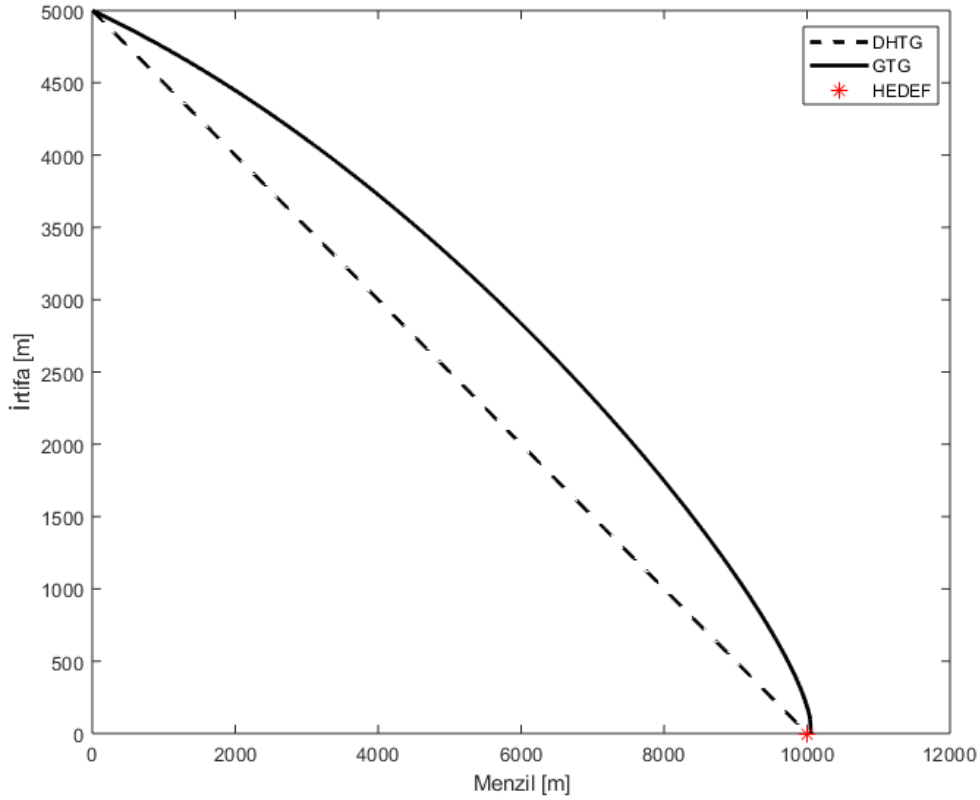
Bu grafikte, OSG'nin üç türü olan SOSG, GOSG ve GNOSG'nin uçuş profilleri birbirleriyle çakışmış, PHTG ise diğer yöntemlere göre daha eğimli bir uçuş profili sergilemiştir. Bu yöntemlerin Füze #1 ve Füze #2 için yapılan benzetimlerde sergiledikleri performanslar; uçuş süresi ( $T_u$ ), hedeften sapma mesafesi (Sapma) ve füzenin en büyük ivme değeri (Azami ivme) ile Çizelge 5.2'de gösterilmiştir.

Çizelge 5.2 Hareketsiz hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>SOSG</b>	35.1945	2.2724	3.1542	35.9704	2.7065	3.0591
<b>GOSG</b>	35.1944	2.3250	3.1547	35.9702	2.7678	3.0593
<b>GNOSG</b>	35.1944	2.3045	3.1544	35.9705	2.6797	3.0590
<b>PHTG</b>	34.9381	145.4461	10.5456	35.3488	259.1583	7.3920
<b>HTG</b>	33.2087	42.0104	30.7764	32.0946	594.7270	33.8266

Şekil 5.4 ve Çizelge 5.2'e bakılarak, farklı füzelerin aynı algoritma ile performansları farklı çıksa da hedefe ulaşmak için sergiledikleri uçuş profilinin benzer olduğu söylenebilir.

Açı çıkışlı güdüm yöntemleri GTG ve DHTG ile güdümlenen füzenin uçuş profili farklılıkları Şekil 5.6 ile gösterildiği gibidir.



Şekil 5.6 Açık çıkışlı güdüm yöntemleri ile uçuş profilleri

Doğrusal hedef takibi güdümü beklenildiği gibi doğrusal bir yol izlerken iki yöntemin de hedefi buldukları görülmektedir.

Açık çıkışlı güdüm yöntemlerinin hareketsiz hedef için gösterdikleri performansların detayları Çizelge 5.3 ile verilmiştir.

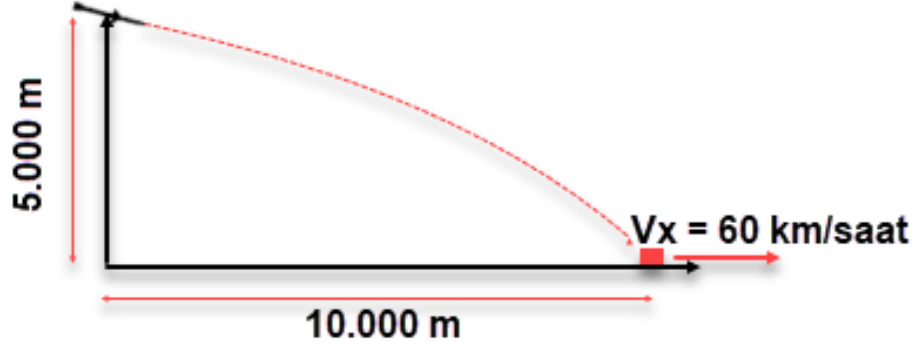
Çizelge 5.3 Hareketsiz hedef için açık çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>DHTG</b>	34.5282	1.0744	2.7769e+05	35.589	1.0418	2.7107e+04
<b>GTG</b>	37.1753	53.075	2.7769e+05	38.345	150.657	2.7107e+04



## 5.2 Senaryo 2: Sabit Hızlı Hedefe Yönelim

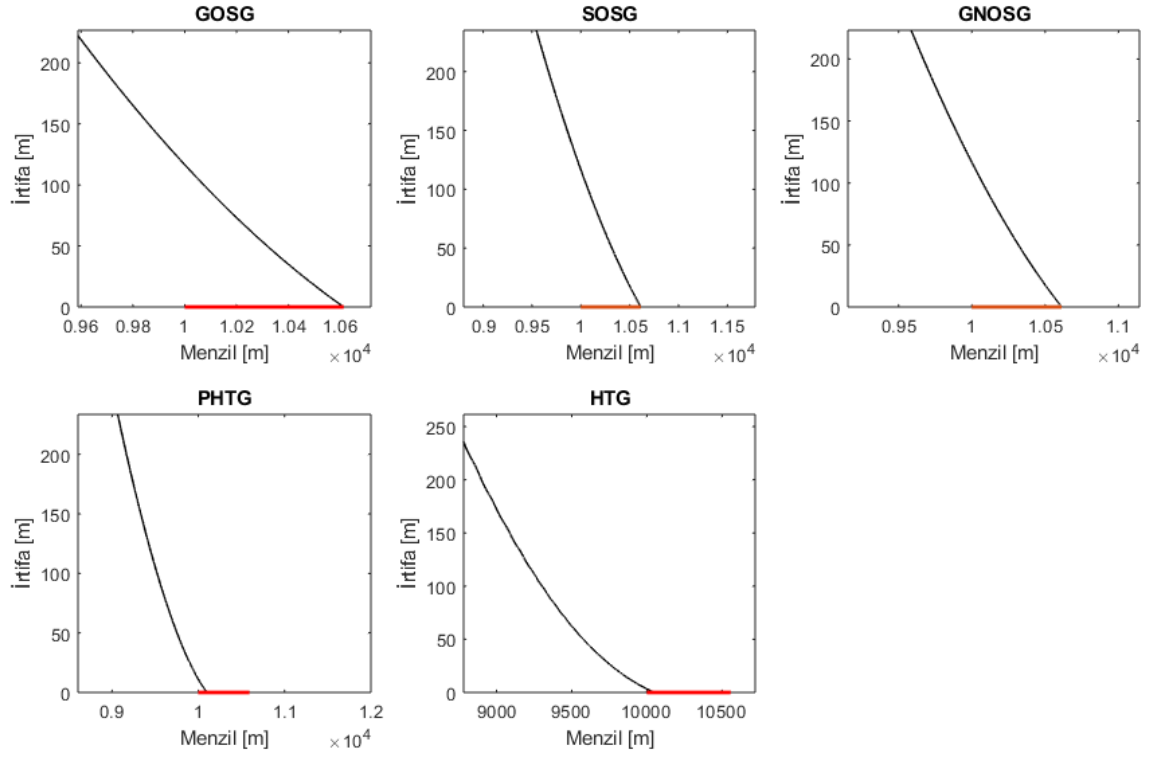
Şekil 5.7 ile gösterilen bu senaryoda, 60 km/saat sabit hız ile yola devam eden bir kara aracı için ivme ve açı çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları karşılaştırılmıştır.



Şekil 5.7 Sabit hızlı hedefe yönelim senaryosu

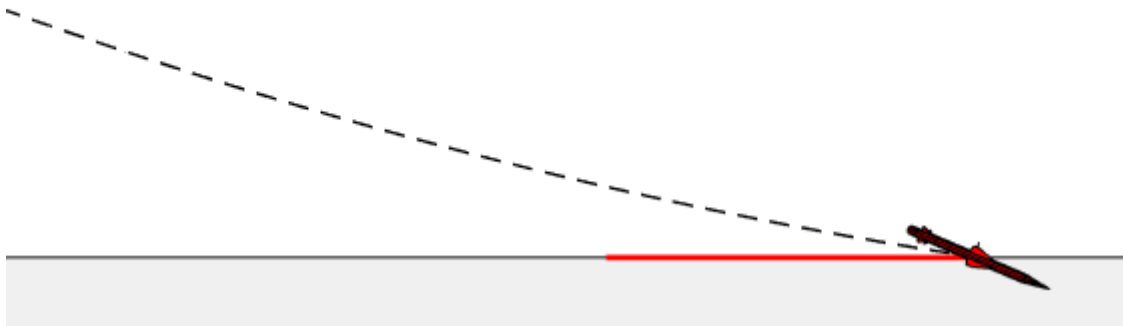
Bu bölümde, sabit hızla yol alan hedef için güdüm yöntemlerinin ne kadar sürede ne kadar sapma ile uçuşunu bitirdiği ve hareketsiz hedefte olduğu gibi azami ivme gereksinimi belirlenecektir.

Şekil 5.8 ile füzenin yaklaşık 300 m irtifaya indiği andan itibaren ivme çıkışlı güdüm algoritmaları ile hedefe yönelimleri gösterilmiştir.



Şekil 5.8 İvme çıkışlı algoritmalar ile sabit hızlı hedefe yönelim

GNOSG algoritması ile güdümlenen füzenin benzetimi ile elde edilen vuruş anı görüntüsü Şekil 5.9 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.9 GNOSG algoritması ile füzenin hedefle buluşması

İvme çıkışlı güdüm yöntemlerinin sabit hızla hareket eden hedefe karşı performansları sayısal olarak Çizelge 5.4 ile verilmiştir.

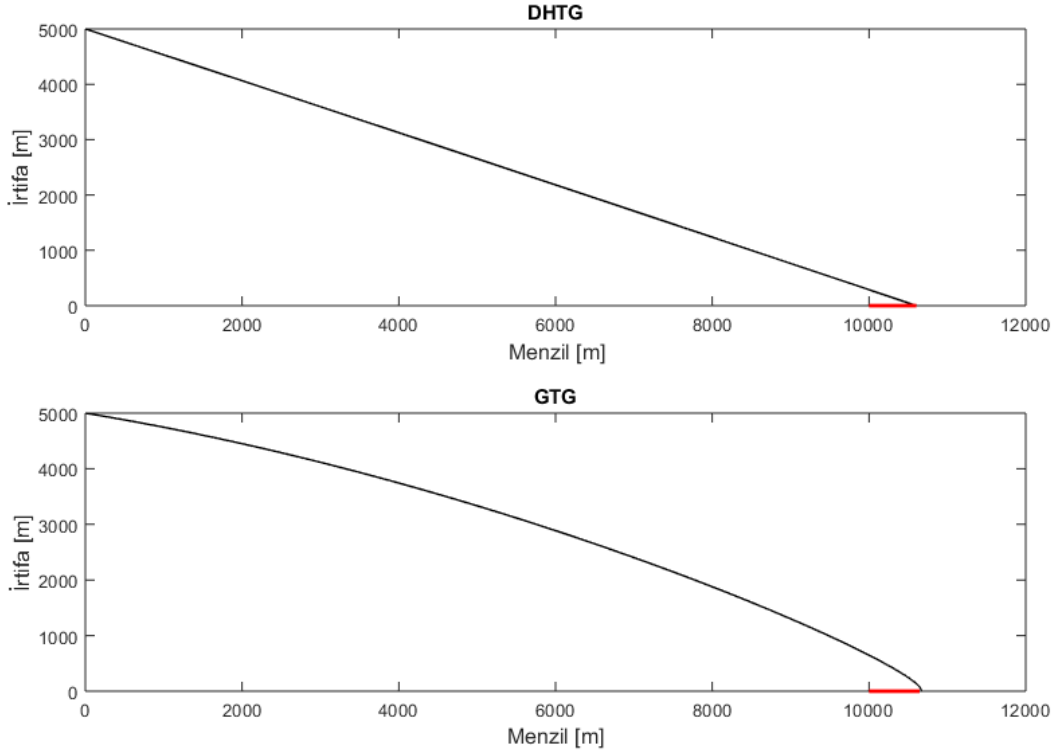
Çizelge 5.4 Sabit hızlı hareketli hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	T <sub>u</sub> (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	T <sub>u</sub> (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>SOSG</b>	36.9122	3.0447	3.2483	37.8415	3.8603	3.1673
<b>GOSG</b>	36.9122	3.0554	3.2482	37.8412	3.9780	3.1672
<b>GNOSG</b>	36.9123	3.0161	3.2482	37.8414	3.8817	3.1672
<b>PHTG</b>	35.7453	498.0045	6.6133	36.0769	658.1932	5.1746
<b>HTG</b>	33.5482	512.9568	30.7792	32.3394	1079.5	33.8766

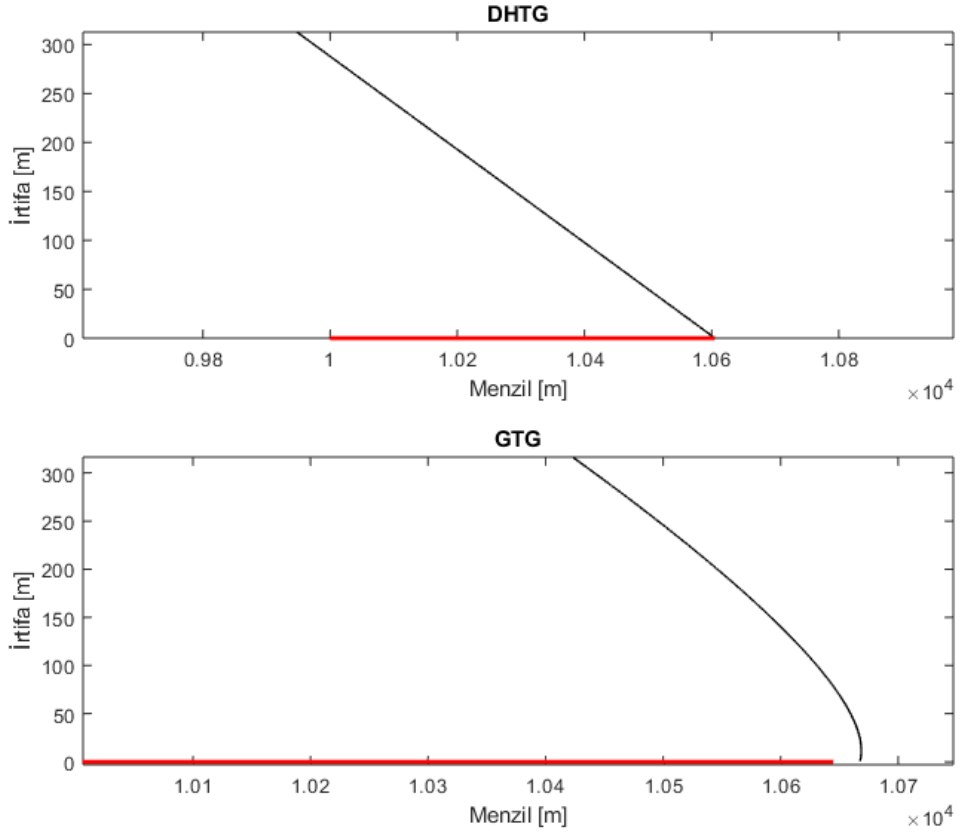
Çizelge 5.4'teki sonuçlar Çizelge 5.2 ile kıyaslandığında, HTG algoritmasının hareketli hedef için çok yüksek seviyede performans kaybettiği görülmektedir. Aynı füzenin diğer algoritmalarla aynı koşullarda iken HTG algoritması ile hedefin ulaştığı son menzile ulaşamaması, sapma mesafesinin yükselmesine sebep olmuştur. Bu durum göz önüne alınarak, daha düşük menzil ve daha yüksek hızlı hedef senaryosu ile HTG algoritması denenmiş ve Çizelge 5.5'teki sonuçlar elde edilmiştir. Hedef ile füze arasındaki mesafe kısaldıkça HTG algoritmasının performansındaki ciddi seviyede iyileşme, bu algoritmanın düşük menzilli hareketler için uygun olduğunu göstermektedir.

Çizelge 5.5 HTG'nin farklı senaryolar için sapma miktarları

Hedefin hızı [km/saat]		Menzil [m]	Sapma [m]
İleri yönde hız	Yukarı yönde hız		
60	18	5000	0.2785
60	0	5000	0.591
60	0	10000	512.9568



(a)



(b)

Şekil 5.10 Açık çıkışlı algoritmalar ile sabit hızlı hareketli hedefe yönelim (a) : Tüm uçuş profili (b) : Son 300 m irtifa

Açı çıkışlı güdüm algoritmalarından DHTG ve GTG ile güdümlenen füzenin izlediği yol Şekil 5.10 ile gösterilmiştir.

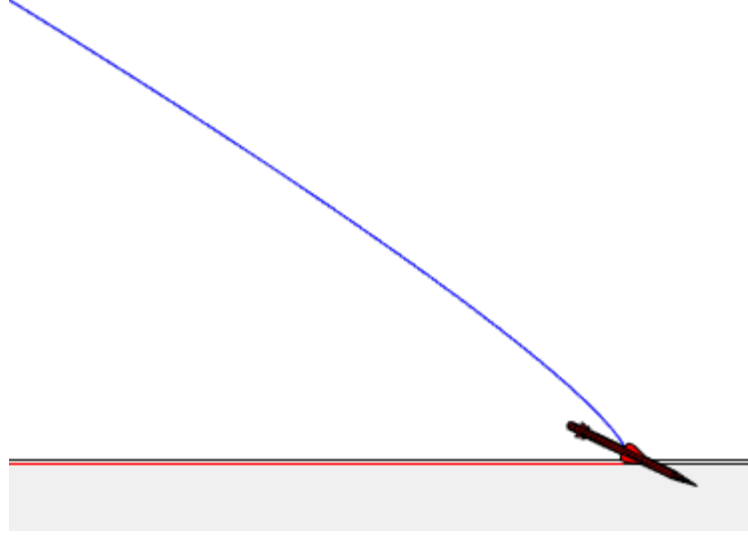
Gerçekleştirilen benzetimler her koşulda iki füze için de tekrarlanmaktadır ancak aynı güdüm algoritması ile güdümlendiklerinde izledikleri uçuş profilleri birbirinden ayırt edilemeyecek derecede benzer çıktığından, uçuş profilleri sadece Füze #1 için gösterilmiştir. İki füze ile gerçekleştirilen benzetimlerin detayları sayısal olarak Çizelge 5.6 ile verilmiştir.

Çizelge 5.6 Sabit hızlı hareketli hedef için açı çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>DHTG</b>	36.465	1.1022	2.6035e+05	37.664	0.9713	2.5414e+04
<b>GTG</b>	38.853	22.7012	2.7769e+05	40.179	91.6536	2.7107e+04

İki füze de hızlı hedefler için GTG dışındaki tüm yöntemlerde hareketsiz hedef senaryosuna göre hedeften daha fazla sapmıştır.

Bu durum göz önüne alınarak, Füze #1 için hedef hızı 100 km/saat'e çıkarılıp GTG yöntemi ile benzetim tekrarlandığında, Şekil 5.11 ile görülen vuruş performansı elde edilmiştir.



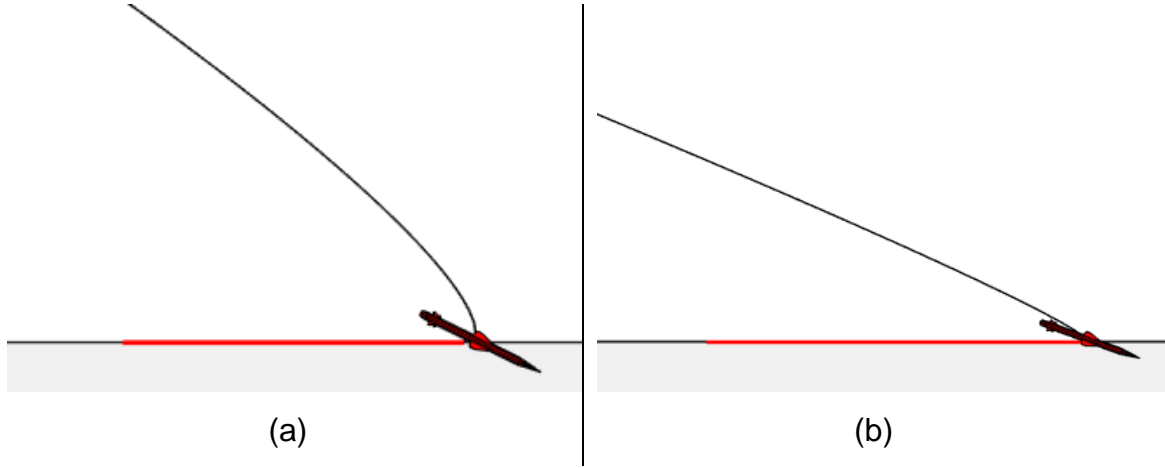
Şekil 5.11 GTG'nin 100 km/saat sabit hızlı hedefi vuruşu

GTG'nin farklı hedef hızlarına karşı gösterdiği performans Çizelge 5.7'de verilen sapma miktarları ile değerlendirilebilir.

Çizelge 5.7 GTG'nin farklı hedef hızları için sapma miktarları

Hedef hızı (km/saat)	Sapma miktarı (m)
0	53.0746
60	22.7012
100	9.6709

Hedef hızı arttıkça GTG ile iyileşen performansın nedeni; Bölüm 1.1.1.2'de ifade edildiği gibi, takip güdümünün en keskin manevraları uçuşun son safhasında gerçekleştirmesi nedeniyle artan hedef hızının uçuşun son safhasında füzeye zaman kazandırması olarak değerlendirilebilir. Bu durumu daha iyi değerlendirmek için, 60 km/saat hız ile hareket eden hedefin başlangıç konumu değiştirilerek hedeflenen menzile artırılmış ve GTG ile benzetim tekrarlanmıştır.



Şekil 5.12 GTG algoritmasının farklı menzillerdeki uçuş profili (a) : 10,000 m menzil, (b) 15,000 m menzil.

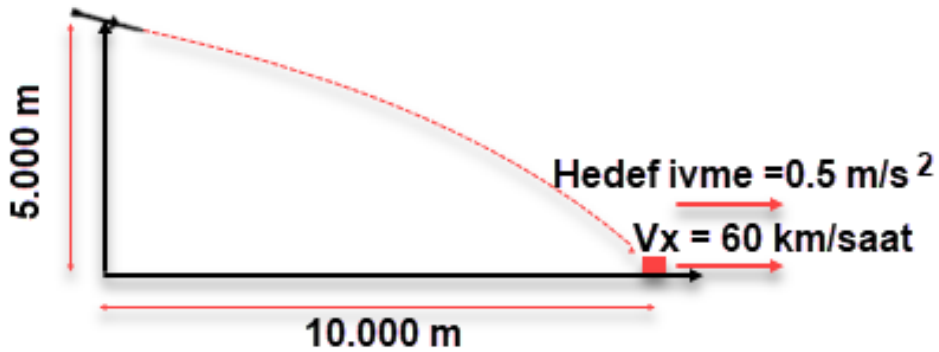
Çizelge 5.8 GTG'nin farklı menziller için sapma miktarları

Hedeflenen menzil (m)	Sapma miktarı (m)
10000	22.7012
15000	1.6005

Şekil 5.12, Çizelge 5.7 ve Çizelge 5.8 incelendiğinde, artan menzil ve hedef hızının, füzeye son aşamada zaman kazandırarak en keskin manevraları yapabilme imkânı verdiği ve bu nedenle hedefi yakalama performansının arttığı anlaşılabilir.

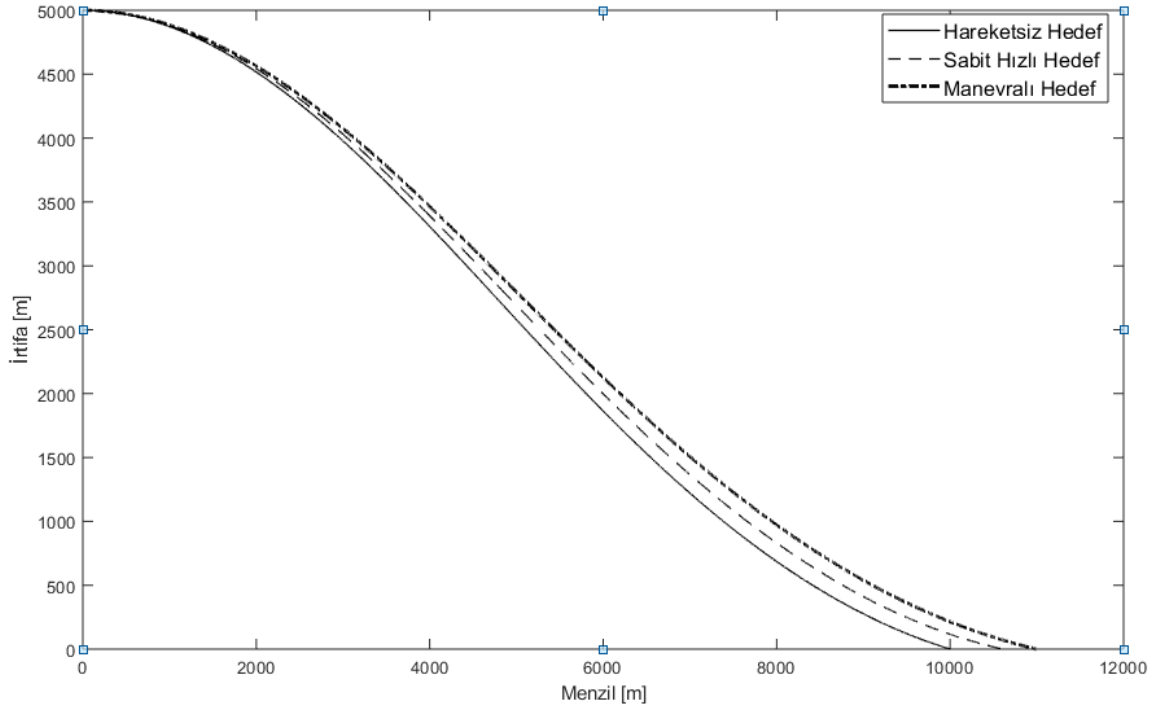
### 5.3 Senaryo 3 : Sabit İvmeli Hedefe Yönelim

Şekil 5.13 ile gösterilen bu senaryoda, 60 km/saat hız ile hareketine başlayıp, 0,5 m/s<sup>2</sup> sabit ivme ile yoluna hızlanarak devam eden bir kara aracı için tüm güdüm yöntemlerinin benzetim sonuçları değerlendirilecektir.



Şekil 5.13 Sabit ivmeli hedefe yönelim senaryosu

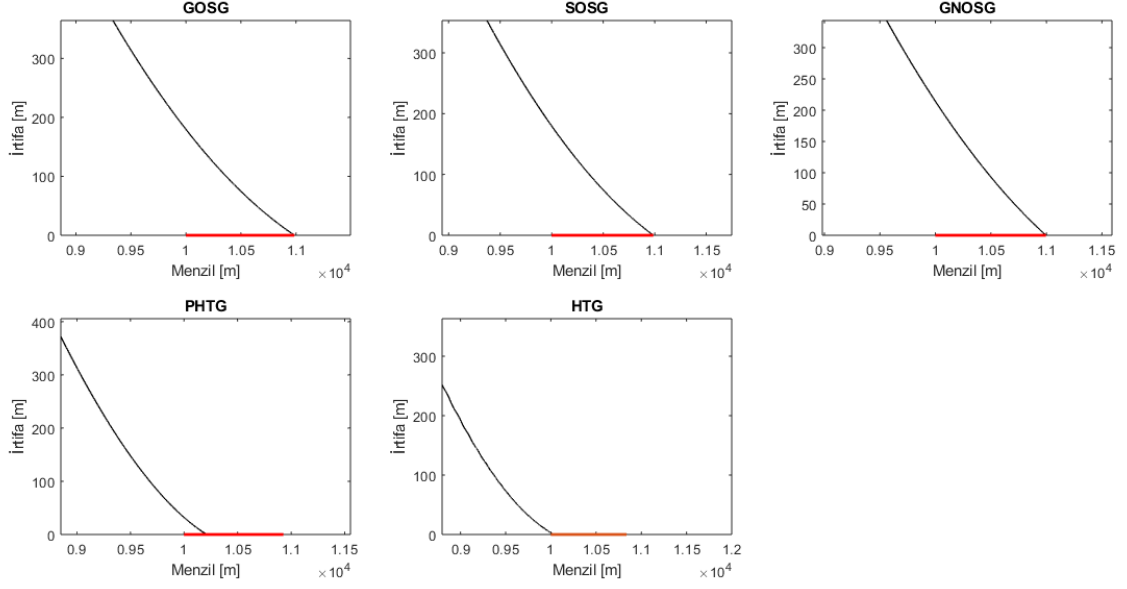
Hareketsiz, sabit hızlı ve sabit ivmeli hedef için güdüm yöntemlerinin benzetimleri yapıldığında, füzenin uçuşu boyunca sergilediği uçuş profilinin aynı yöntem için benzer olduğu, örnek olarak seçilen GOSG algoritması için Şekil 5.14 ile gösterilmiştir.



Şekil 5.14 GNOSG ile güdümlenen füzenin üç farklı senaryoda uçuş profili

Sabit ivmeli hedef için yapılan benzetimlerde, ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin hedefe yönelimi Şekil 5.15'te gösterilmiştir. Bu şekilde, uçuş profillerinin önemli derecede değişmediği ve en önemli safha olan terminal safhasındaki hareketin daha iyi gözlemlenebilmesi için 5000 m irtifada başlayan hareketin son 300-400 metre irtifasına odaklanılmıştır.





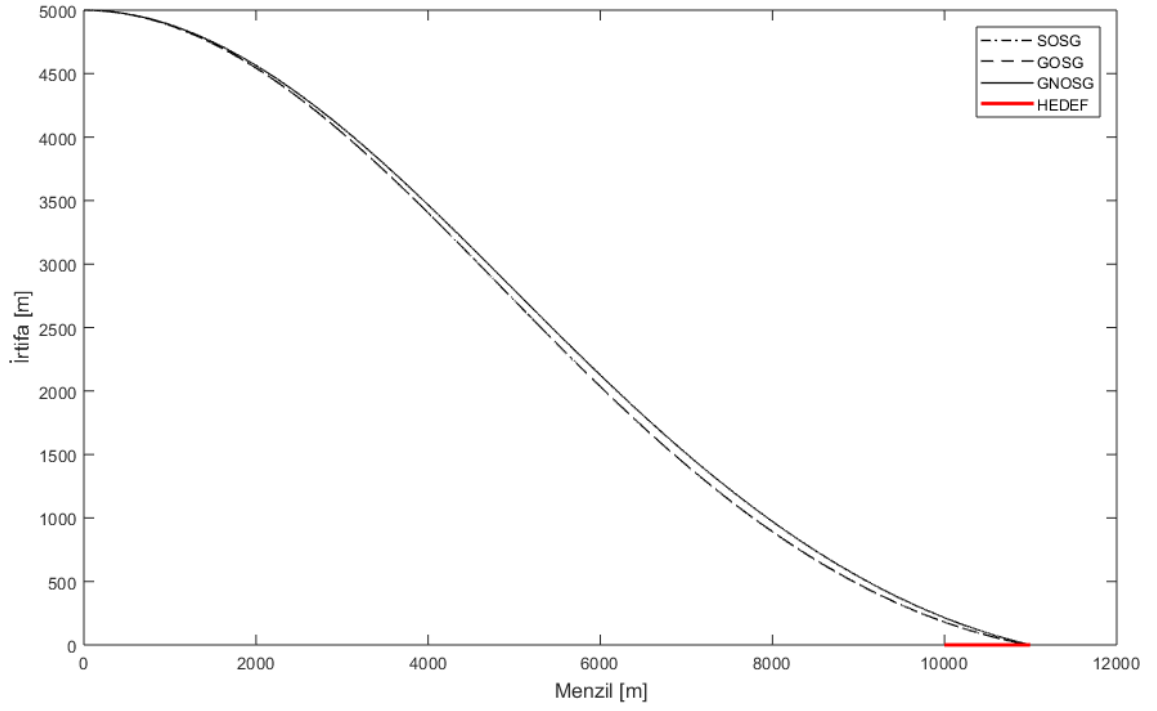
Şekil 5.15 Sabit ivmeli hedef için ivme çıkışlı algoritmaların hedefe yönelimi

Şekil 5.15 incelendiğinde görülebilen artan sapma miktarları sayısal olarak Çizelge 5.9'da belirtilmiştir.

Çizelge 5.9 Sabit ivmeli hedef için ivme çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

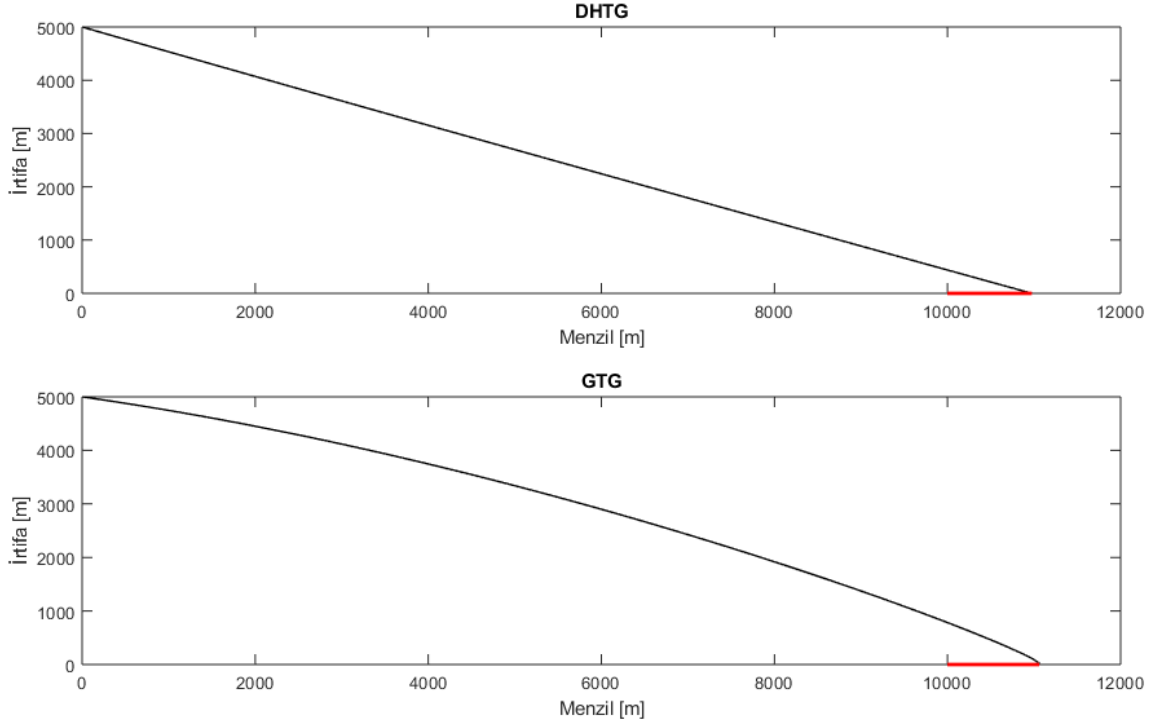
Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>SOSG</b>	37.8605	3.6414	2.9843	38.9335	4.7815	2.8957
<b>GOSG</b>	37.8606	3.6231	2.9843	38.9335	4.7820	2.8957
<b>GNOSG</b>	38.1000	2.8032	2.7605	39.1430	3.4496	2.6840
<b>PHTG</b>	36.1642	719.0045	5.5683	36.4618	899.1439	4.4607
<b>HTG</b>	33.5367	811.7353	30.7782	32.4280	1319.8	33.9022

Bölüm 5.1'de hareketsiz hedef koşulu için OSG'nin üç türü olan SOSG, GOSG ve GNOSG uçuş profilleri bakımından birbirlerinden ayırt edilemezken, Şekil 5.16 ile gösterilen uçuş profili eğrilerine bakıldığında, ivmeli hedef için GNOSG'nin diğer iki OSG türünden kolayca ayrılabilirdiği görülmektedir. Bu koşul için, SOSG ve GOSG ile güdümlenen füzenin uçuş profili önceki koşullarda olduğu gibi yine birbirleri ile örtüşmektedir. Çizelge 5.9 ve Şekil 5.16 ile görülebileceği gibi ivmeli hedef için GNOSG beklenildiği gibi üstün performans sergilemiştir.



Şekil 5.16 Sabit ivmeli hedef için SOSG, GOSG ve GNOSG'nin performansları

Sabit ivmeli hedef koşulu için açı çıkışlı güdüm yöntemleri DHTG ve GTG'nin uçuş profilleri Şekil 5.17 ile; uçuş süreleri, sapma mesafeleri ve füzenin gerçekleştirdiği azami ivme değerleri ise Çizelge 5.10 ile verilmiştir.



Şekil 5.17 Sabit ivmeli hedefe açı çıkışlı güdüm yöntemleri ile yönelim

Çizelge 5.10 Sabit ivmeli hedef için açı çıkışlı güdüm yöntemlerinin performansları

Güdüm Yöntemi	FÜZE #1			FÜZE #2		
	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	$T_u$ (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>DHTG</b>	37.488	1.0655	2.6035e+05	38.845	1.0840	2.5414e+04
<b>GTG</b>	39.888	6.2934	2.7769e+05	41.347	49.3105	2.7107e+04

DHTG yöntemi, zorlayıcı senaryo olan sabit ivmeli hedef için GTG'ye kıyasla daha kısa uçuş süresinde çok düşük sapma mesafesi ile başarılı bir performans sergilemiştir. Bölüm 5.2'de anlatıldığı gibi, ivmenin etkisiyle yükselen hedef hızı koşulunda GTG yöntemi ile önceki iki senaryoya göre daha başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

## 6 DEĞERLENDİRME VE SONUÇ

Bu çalışmada, hem ivme hem açı çıkışlı güdüm algoritmalarının karşılaştırılması amacıyla ivme ve açı referanslı otopilotların kullanıldığı, üç serbestlik dereceli füze modeli oluşturulmuştur. Karşılaştırılmak üzere seçilen ivme çıkışlı güdüm yöntemleri olan Gerçek Oransal Seyrüsefer Güdümü (GOSG), Saf Oransal Seyrüsefer Güdümü (SOSG), Genişletilmiş Oransal Seyrüsefer güdümü (GNOSG), Parabolik Hedef Takibi Güdümü (PHTG) ve Hız Takibi Güdümü (HTG) ile açı çıkışlı güdüm yöntemleri olan Doğrusal Hedef Takibi Güdümü (DHTG) ve Gövde Takip Güdümü (GTG) yöntemleri için gerekli algoritmalar füze modeline dahil edilmiştir. Oluşturulan model, Missile DATCOM yazılımı ile oluşturulan aerodinamik veri tabanını kullanarak farklı füzelerin benzetimlerini yapma imkânı vermektedir. Kullanılan her güdüm algoritması iki farklı füze için hareketsiz, sabit hızlı ve İvmeli hareket eden hedef tipi olmak üzere üç farklı senaryoda denenerek kapsamlı bir karşılaştırma yapılmıştır.

Bölüm 2'de, oluşturulan füze modelinin alt bileşenleri ve füzenin hareket denklemleri açıklanmıştır. Karşılaştırmanın anlamlı sonuçlar verebilmesi için, algoritmaların deneneceği füze modeli füzenin üç serbestlik dereceli hareketini en iyi şekilde yansıtabilecek şekilde noktasal modelleme yerine Missile DATCOM yazılımı ile elde edilen gerçek füze geometrilerinin aerodinamik veri tabanı ile çalıştırılmış, atmosferik sönümlenme oranı ve yer çekimi gibi füze dışı etkenler de modelde dikkate alınmıştır. Füze gövdesi ve yeryüzü eksen takımlarının aralarındaki ilişki ve dönüşüm detaylandırılmış, füzenin üç serbestlik dereceli hareket modeli için gerekli açılar, hızlar, dönüş oranları gibi tüm uçuş parametreleri açıklanmıştır. Füzenin aerodinamik veri tabanına göre kararlı uçabildiği hücum açısı ve Mach değerleri belirlenmiş ve son olarak güdüm ve otopilot sistemlerinin füze modelindeki görevleri anlatılmıştır.

Otopilotlar, güdüm biriminin gerekli gördüğü manevraları füzeye yaptıracak kontrol birimidir ve bu nedenle hem güdüm birimi ile uyumlu çalışmalı hem de füzenin aerodinamik yapısına uyumlu olmalıdır. Bu çalışmada, hareketi modellenmek üzere seçilen füzenin aerodinamik veri tabanına göre güncellenen kazançlara sahip ivme ve açı referanslı otopilotlar kullanılmış, otopilot tasarımının füzenin aerodinamik yapısı ile ilişkisi anlatılmıştır.

Güdümlü birimi, arayıcıdan aldığı verilere göre füzenin hedef ile buluşmasını sağlayacak komutları hesaplayan ve füze otopilotuna bilgi sağlayan birimdir. Güdümlü biriminin başarısı, kullanılan güdümlü algoritmasının etkinliği ile ilişkilidir. Füze modeli, yedi adet güdümlü algoritması ile hareketsiz, sabit hızlı hareketli ve İvmeli hareket eden hedefin değerlendirildiği üç farklı hareket senaryosu için çalıştırılmış, gerçekleştirilen tüm benzetimler farklı aerodinamik özelliklere ve manevra kabiliyetine sahip ikinci bir füze ile tekrarlanarak, güdümlü algoritmasının başarısı kapsamlı şekilde değerlendirilmiştir.

Hareketsiz hedef senaryosu için Şekil 5.5'e bakıldığında, OSG'nin üç türü olan SOSG, GOSG ve GNOSG hareketsiz hedef için birbirlerinden ayıramayacak kadar benzer performans sergilediklerinden üç yöntemin uçuş profillerinin birbirleriyle karşılaştırıldığı görülmektedir. Hedefin manevra yapmadığı durumlarda, GOSG ile GNOSG matematiksel olarak eşitlendiklerinden ve hedef hızı olmadığı durumlarda, füze ve hedefin yaklaşma hızı, füze hızının ters işaretli değerine eşit olduğundan, bu senaryo için OSG'nin üç türü olan SOSG, GOSG ve GNOSG beklenildiği gibi aynı uçuş profilini sergilemiştir.

Çizelge 5.2 ve Çizelge 5.3'e göre ivme ve açı çıkışlı güdümlü algoritmaları beraber değerlendirildiğinde, DHTG yönteminin en düşük sapma mesafesini sağladığı ancak hedeften biraz daha fazla sapan SOSG, GOSG ve GNOSG yöntemlerine göre füzenin gerçekleştirdiği manevranın daha zorlayıcı olduğu görülmektedir.

Sabit hızla hareket eden bir kara aracını hedefleyen füze için güdümlü algoritmaları çalıştırıldığında, Çizelge 5.4 ve Çizelge 5.6'e göre güdümlü algoritmalarının sapma mesafesi bakımından hareketsiz hedefe karşı elde ettikleri sapma mesafesi sıralamasının değişmediği görülürken, GTG yöntemi hareketli hedefi hareketsiz hedefe göre daha düşük sapma ile yakalamıştır. Çizelge 5.7 ve Çizelge 5.8 ile doğrulandığı gibi GTG yöntemi hedefin artan hızı veya hedeflenen menzilin yükselmesi ile birlikte uçuşun son safhasında yapacağı keskin manevralar için zaman kazandığından daha başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Hedefin hızlanarak yoluna devam ettiği en zorlayıcı koşul için ivme çıkışlı güdümlü yöntemlerinin performansları Şekil 5.15 ve Çizelge 5.9 ile gösterilmiştir. Bunlar incelendiğinde, OSG algoritmasını İvmeli hedefler için elverişli hale getirmek amaçlı

türetilmiş GNOSG dışındaki diğer algoritmaların, hedef hızının sabit olduğu koşula göre hedeften daha fazla sapmış oldukları görülebilir. İvmeli hedef için SOSG ve GOSG birbirlerine oldukça benzer uçuş profili sergileyip çok yakın değerlerde hedeften saparken, GNOSG algoritması hedefin ivmesini de değerlendirerek işlem yaptığından daha düşük sapma ile OSG'nin diğer iki türünden ayrılmıştır ve PHTG ile HTG'nin İvmeli hedefler için elverişli olmadığı da bu sonuçlardan görülmüştür. İvmeli hedef için DHTG diğer iki koşulda olduğu gibi düşük sapma ile hedefi yakalayabilmiş, GTG ise diğer iki koşula kıyasla çok daha düşük sapma mesafesi ile daha başarılı sonuçlar vermiştir.

Füzenin hareketsiz, sabit hızlı veya ivmeli hareket eden hedefe yöneliminde aynı algoritma ile gerçekleşen uçuşunda uçuş profilinin değişmediği Şekil 5.14 ile gösterilmiştir.

Çizelge 6.1 ile verilen tüm sonuçlar birlikte değerlendirildiğinde, OSG algoritması iki füze ve üç senaryo için de başarılı sonuçlar vermiş, OSG'nin türleri olan SOSG, GOSG ve GNOSG birbirlerine yakın uçuş süreleri içerisinde füze yaklaşık 3g azami ivme ile hedefi yakalayabilmiştir. Hareketsiz hedef için GOSG ve GNOSG algoritmaları benzer sonuçlar verirken, ivmeli hedef senaryosunda GNOSG diğer iki türün önüne geçmiştir. Ayrıca OSG algoritması füzeyi yüksek manevra kabiliyeti gereksinimi ile zorlamadığından, farklı manevra kabiliyetine sahip füzeler için de benzer sonuçlar vermiştir. PHTG yöntemi, hedef hız kazandıkça performans kaybetmiş, ancak daha yüksek sapmaya neden olmasına rağmen benzer uçuş süresinde DHTG'ye göre çok daha düşük manevralarla füzeyi yönlendirmiştir. DHTG yöntemi, iki füze için de her koşulda en düşük sapma mesafesi ile hedefi yakalamış ancak füzeyi yüksek manevralar ile zorlamıştır. Bu durum, bu algoritmanın kullanımının füze manevra kabiliyetinin elverdiği sürece tercih edilmesi gerektiğini göstermektedir. HTG algoritması, hedef hızlandıkça performansında ciddi düşüş yaşamış, bununla birlikte Füze #2 modelinde Füze #1'e göre çok daha yüksek sapmaya sebep olmuştur. İvme çıkışlı güdüm algoritmaları arasında füzeyi yüksek manevralarla en çok zorlayan güdüm algoritması olmasının yanı sıra HTG, tüm koşullarda iki füze için hedeften en çok sapan algoritma olmuştur. GTG algoritması ise, HTG gibi iki füze için çok farklı performans elde edilmesine sebep olurken; hedefin hızlanması veya daha uzak menzilde olması gibi koşullarda uçuşun

Çizelge 6.1 Tüm sonuçlar

	Algoritma	Füze #1			Füze #2		
		T <sub>u</sub> (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)	T <sub>u</sub> (s)	Sapma (m)	Azami ivme (g)
<b>HAREKETSİZ HEDEF</b>	<b>SOSG</b>	35.1945	2.2724	3.1542	35.9704	2.7065	3.0591
	<b>GOSG</b>	35.1944	2.3250	3.1547	35.9702	2.7678	3.0593
	<b>GNOSG</b>	35.1944	2.3045	3.1544	35.9705	2.6797	3.0590
	<b>PHTG</b>	34.9381	145.4461	10.5456	35.3488	259.1583	7.3920
	<b>HTG</b>	33.2087	42.0104	30.7764	32.0946	594.7270	33.8266
	<b>DHTG</b>	34.5282	1.0744	277,690	35.589	1.0418	27,107
	<b>GTG</b>	37.1753	53.075	277,690	38.345	150.657	27,107
<b>SABİT HIZLI HEDEF</b>	<b>SOSG</b>	36.9122	3.0447	3.2483	37.8415	3.8603	3.1673
	<b>GOSG</b>	36.9122	3.0554	3.2482	37.8412	3.9780	3.1672
	<b>GNOSG</b>	36.9123	3.0161	3.2482	37.8414	3.8817	3.1672
	<b>PHTG</b>	35.7453	498.0045	6.6133	36.0769	658.1932	5.1746
	<b>HTG</b>	33.5482	512.9568	30.7792	32.3394	1079.5	33.8766
	<b>DHTG</b>	36.465	1.1022	260,350	37.664	0.9713	25,414
	<b>GTG</b>	38.853	22.7012	277,690	40.179	91.6536	27,107
<b>SABİT İVMELİ HEDEF</b>	<b>SOSG</b>	37.8605	3.6414	2.9843	38.9335	4.7815	2.8957
	<b>GOSG</b>	37.8606	3.6231	2.9843	38.9335	4.7820	2.8957
	<b>GNOSG</b>	38.1000	2.8032	2.7605	39.1430	3.4496	2.6840
	<b>PHTG</b>	36.1642	719.0045	5.5683	36.4618	899.1439	4.4607
	<b>HTG</b>	33.537	811.736	30.7782	32.428	1319.8	33.9022
	<b>DHTG</b>	37.488	1.0655	260,350	38.845	1.0840	25,414
	<b>GTG</b>	39.888	6.2934	277,690	41.347	49.3105	27,107

terminal safhasının uzaması ile SOSG, GOSG, GNOSG ve DHTG algoritmalarının sapma mesafelerine yaklaşabilmiştir. Ancak yüksek manevra gereksinimi ve uçuş süresinin en uzun olması ile genel performans bakımından bu algoritmalara karşı oldukça geride kalmıştır.

Operasyon süresi, sapma mesafesi, azami manevra kabiliyeti gibi kriterlerin öncelikleri hareketin türüne göre değişebilir. Yukarıda bahsedilen karşılaştırmalarda

DHTG ve GOSG yöntemleri örnek olarak değerlendirildiğinde, ilki ile elde edilen daha düşük sapma mesafesine karşılık ikincisi ile füzenin çok daha düşük ivmeler ile hedefe ulaşabilmesi avantajlarından hangisinin harekât için kritik olduğuna bakılarak bu yöntemlerden biri tercih edilebilir. Bu çalışma, yaygın kullanılan güdüm algoritmalarını farklı manevra kabiliyeti, farklı senaryolar ve farklı kriterler bakımından karşılaştırdığından kapsamlı bir çalışma olmasının yanında, tasarımcıya harekât koşulu ve füzenin özelliklerine göre hangi güdüm algoritmasının kullanılmasının elverişli olacağı konusunda bilgi vereceğinden önemlidir.

Tüm bu hususlar ve elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde, bu çalışmanın literatüre katkısı aşağıdaki gibi listelenebilir:

- Füzenin hareketini modellemek için gerekli alt sistemlerin birbirleri ile ilişkileri ve füzenin hareket denklemleri hakkında detaylı bilgi verilmesi,
- Gerçekçi bir füze modeli için kritik olan aerodinamik katsayıların anlamları ve birbirleriyle olan ilişkilerinin açıklanması,
- En yaygın güdüm algoritmaları hakkında kapsamlı literatür bilgisi, algoritmaların matematiksel ifadeleri ve güdüm geometrileri hakkında kapsamlı bilgi sağlanması,
- Füze modelinin, füze aerodinamik veri tabanı ile ilişkilendirilebilmesi için füze aerodinamik veri tabanını kullanan ivme ve açı referanslı otopilotların mantığına ve kullanımına yönelik bilgi vermesi, bu sayede farklı füzeler için uçuş benzetimlerinin gerçekleştirilmesine imkân sağlanması,
- Karşılaştırma çalışmalarının yedi güdüm yöntemi ile üç farklı koşul için yapıldığı kapsamlı bir modelin iki farklı füze için tekrarlanması ve bu sayede hedefe bağlı senaryo çeşitliliğinin yanında füze manevra kabiliyetlerinin güdüm algoritmalarının başarısına olan etkisinin de gözlemlenebilmesi,
- Tasarımcıya harekât koşulu ve füzenin özelliklerine göre hangi güdüm algoritmasının kullanılmasının uygun olacağı konusunda yol göstermesi

Bu çalışmada, gerçekçi bir füze modeli oluşturularak, füzenin sadece yunuslama eksenlerindeki hareketleri gözlemlenmiştir. Bu çalışmayı geliştirmek adına gelecek çalışmalarda, güdüm algoritmalarının performansları, yunuslama eksenini ile birlikte kayma ve yandönme eksenlerindeki hareketlerin de dikkate alındığı 6 serbestlik dereceli, üç boyutlu modelleme ile değerlendirilebilir.



## KAYNAKLAR LİSTESİ

- [1] SIOURIS, G. M., Missile Guidance and Control Systems, New York: Springer, 2003.
- [2] YANUSHEVSKY, R., Modern Missile Guidance, Florida: CRC Press, 2008.
- [3] REDMON, D. R., Tactical Missile Conceptual Design, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1980.
- [4] SHNEYDOR, N. A., Missile Guidance and Pursuit: Kinematics, Dynamics and Control, Woodhead Publishing Limited, 1998.
- [5] NESLINE, N. F. ve ZARCHAN P., A New Look at Classical vs Modern Homing Missile Guidance, AIAA Guidance and Control Conference, Boulder, 1980.
- [6] PALUMBO, N. F., Blauwkamp, R. A. Ve Lloyd J. M., Basic Principles of Homing Guidance, Johns Hopkins Apl Technical Digest, volume 29, number 1, 2010.
- [7] GUELMAN, M., The Closed-Form Solution of True Proportional Navigation, IEEE Trans. Aero. Elec. Syst., 1976.
- [8] SHUKLA, U. S. ve MAHAPATRA P. R., The Proportional Navigation Dilemma-Pure or True?, IEEE Trans. Aero. Elec. Syst., 1990.
- [9] ÖZKAN, B., Dynamic Modeling, Guidance and Control Of Homing Missiles, METU, Ankara, 2005.
- [10] ZARCHAN, P., Tactical and Strategic Missile Guidance, 6th Ed., Massachusetts: MIT Lincoln Laboratory, 2012.
- [11] PERH, D., A Study Into Advanced Guidance Laws Using Computational Methods, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2011.
- [12] PASTRICK, H. L., Seltzer S. M. ve Warren, M. E., Guidance Laws for Short-Range Tactical Missiles, Journal of Guidance and Control, 1981.
- [13] BERGLUND, E., Guidance and Control Technology, RTO SCI Lecture Series on Technologies for Future Precision Strike Missile Systems, Atlanta, USA, 2000.

- [14] CHUNLEI, Y., SHENGJING, S. ve JIE, G., Attitude Head Pursuit Transition Guidance Law, School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, China, 2009.
- [15] SHAW, R. L., Fighter Combat: Tactics and Maneuvering, Annapolis, Maryland: United States Naval Institute, 1985.
- [16] COSTELLO, P., Simulink Simulation of Proportional Navigation and Command to Line of Sight Missile Guidance, Naval Postgraduate School, Monterey, 1995.
- [17] WANG, H., LIN, D. -F. ve CHENG, Z., -x., Study on Homing Guidance Systems Based on Different Source Errors, International Conference on Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering (CMCE), Beijing, 2010.
- [18] VISWANATH, D., KRISHNASWAMY, S. ve DEB, D., Homing Missile Guidance using LOS Rate and Relative Range Measurement, IEEE, 2015.
- [19] TANG, D., WANG, H. ve SONG, Q., Comparative Analysis of the Classic Ground Attack Terminal Guidance Laws, IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, Nanjing, China, 2016.
- [20] ERKAN, Y. B. ve SENGİL N., Comparison Between The Pursuit Guidance and The Proportional Navigation Guidance Laws Regarding A Predetermined Scenario, International Scientific Journal, Ankara, TURKEY, 2018.
- [21] WOLF, W., German Guided Missiles; Henschel Hs 293 and Ruhrstahl SD 1400X "Fritz X", Merriam Press, Bennington, 2006.
- [22] LIN, C. F., Modern Navigation, Guidance, and Control Processing, New Jersey: Prentice Hall, Englewood Cliffs, 1991.
- [23] NIELSEN, J. N., Missile Aerodynamics, MCGRAW-HILL BOOK COMPANY, INC., Palo Alto, California, 1960.
- [24] AL-JABERİ, M., The Vulnerability of Laser Warning Systems Against Guided Weapons Based on Low Power Lasers, Cranfield University, London, 2006.

- [25] FLEEMAN, E. L., Tactical Missile Design, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, INC., 2001.
- [26] ETKİN, B., Dynamics of Flight Stability and Control, John Wiley & Sons, Inc., USA, 1959.
- [27] ROSEMA, C. ve BLAKE, W. B., MISSILE DATCOM User's Manual, Air Force Research Laboratory, March, 2011.
- [28] BLAKELOCK, J. H., Automatic Control of Aircraft and Missiles, New York: John Wiley & Sons, 1991.
- [29] ÖZKAN, B., ÖZGÖREN M. K. ve MAHMUTYAZICIOĞLU, M., Performance Comparison of the Notable Acceleration and Angle-Based Guidance Laws for a Short-Range Air-to-Surface Missile, TÜBİTAK, Ankara, TURKEY, 2017.
- [30] ÖZKAN, B., ÖZGÖREN M. K. ve MAHMUTYAZICIOĞLU, G., Comparison of the Linear Homing, Parabolic Homing and Proportional Navigation Guidance Methods on a Two-Part Homing Missile against a Surface Target, G.U. Journal of Science, 2010.
- [31] ILG, M. D., Guidance, Navigation, and Control for Munitions, Drexel University, Philadelphia, 2008.
- [32] VATHSAL, S. ve SARKAR, A. K., Current Trends in Tactical Missile Guidance, Defence Science Journal, Vol. 55, No. 2, , July, s. 265-280, 2005.
- [33] COULTER, R. C., Implementation of the Pure Pursuit Path Tracking Algorithm, The Robotics Institute Carnegie Mellon University, Pittsburgh, Pennsylvania, 1992.
- [34] LUKENBILL, F. C., A Target Missile Engagement Scenario Using Classical Proportional Navigation, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1990.

# EK 1 MATLAB Simulink® Füze hareket modeli

