

**T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ VE
MİLLÎ GÜVENLİK ENSTİTÜSÜ
ASKERİ ELEKTRONİK SİSTEMLER MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI
ASKERİ ELEKTRONİK SİSTEMLER MÜHENDİSLİĞİ
PROGRAMI**

**TAKTİK FÜZELERDE ORANTISAL GÜDÜMÜN
BULANIK MANTIK YÖNTEMİYLE
OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**OĞUZ ARSLAN
1981504**

TEZ DANIŞMANI: DR. ÖĞR. ÜYESİ SEMİH ÖZDEN

**ANKARA
HAZİRAN 2022**

**T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ VE
MİLLÎ GÜVENLİK ENSTİTÜSÜ
ASKERİ ELEKTRONİK SİSTEMLER MÜHENDİSLİĞİ
ANABİLİM DALI
ASKERİ ELEKTRONİK SİSTEMLER MÜHENDİSLİĞİ
PROGRAMI**

**TAKTİK FÜZELERDE ORANTISAL GÜDÜMÜN
BULANIK MANTIK YÖNTEMİYLE
OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**OĞUZ ARSLAN
1981504**

TEZ DANIŞMANI: DR. ÖĞR. ÜYESİ SEMİH ÖZDEN

**ANKARA
HAZİRAN 2022**

ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç kısımlarından oluşan toplam sayfalık kısmına ilişkin, .../...../..... tarihinde şahsım tarafından(örneğin Turnitin)..... adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç/dâhil
- 3- 5 kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Alparslan Savunma Bilimleri ve Millî Güvenlik Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları'nı inceledim ve bu Uygulama Esasları'nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre 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.

Oğuz ARSLAN

...../...../.....

.....

ETİK BEYANI

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim. Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Millî Savunma Üniversitesi ve Alparslan Savunma Bilimleri ve Millî Güvenlik Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

OĞUZ ARSLAN

...../...../.....

.....

ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez yazım sürecinde bana yol gösteren ve bilgilerinden istifade ettiğim saygıdeğer hocam Semih ÖZDEN' e,

Güdüm ve güdüm sistemleri alanında desteğini ve tecrübesini esirgemeyen Doç. Dr. Haluk GÖZDE' ye teşekkür ederim.

Hayatım boyunca olduğu gibi tez sürecinde de bana destek ve yardımda bulunan kıymetli annem ve babama,

İlham ve güç kaynağı olan sevgili eşime,

Şahsıma kattığı değer ve idealler için Mehmet Veysi OĞUZ' a sonsuz teşekkürü borç bilirim.

Çalışmamı, bugünlere gelmeme vesile olan dedem Bedri ARSLAN' a armağan ediyorum.

Ankara, Haziran 2022

Oğuz ARSLAN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZGÜNLÜK RAPORU

ETİK BEYANI

ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR

İÇİNDEKİLER iv

TABLO LİSTESİ vi

ŞEKİL LİSTESİ vii

ÖZ ix

ABSTRACT xi

1. GİRİŞ 1

1.1. Tezin Amacı 5

1.2. Literatür Taraması 6

2. FÜZE KONTROLÜ ve MODERN OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ 13

2.1. Kanat Kontrol 14

2.2. Kanart Kontrol 15

2.3. Kuyruk Kontrol 16

2.4. İtke Kontrol 16

3. TAKTİK FÜZE GÜDÜM KURALLARI 20

3.1. GÜDÜM Sistemi 22

3.2. Görüş Hattı Tabanlı GÜDÜM Kuralı (Line of sight) 24

3.3. Komuta kontrollü görüş hattı güdüm 26

3.4. Işın İzleyici GÜDÜM 27

3.5. Orantısal Seyir GÜDÜMÜ (Proportional Navigation Guidance) 28

3.5.1. Saf Orantısal Seyir GÜDÜMÜ (SOSG) 32

3.5.2. Gerçek Orantısal Seyir GÜDÜMÜ (GOSG) 32

3.5.3. Arttırılmış Orantısal Seyir GÜDÜMÜ (AOSG) 34

3.6. Takip GÜDÜMÜ 36

3.6.1. Hız Takip GÜDÜMÜ 37

3.6.2. Gövde Takip GÜDÜMÜ (GTG) 37

	Sayfa
4. BULANIK MANTIK	39
4.1. Giriş	39
4.2. Bulanık Mantığın Doğuşu	41
4.3. Bulanık Mantık sistemi	43
4.4. Bulanık Mantığın Uygulama alanları	48
4.5. Literatür Taraması	49
5. MODELLEME ve BENZETİM SONUÇLARI.....	52
5.1. Hedef Platformun Modellenmesi	53
5.2. Füzenin Modellenmesi	54
5.3. Orantısal Güdüm Algoritma Modellenmesi	55
5.4. Orantısal Güdüm Kuralının Bulanık Mantık ile Beraber Kurgulanması	55
5.5. Benzetim Sonuçları	57
5.5.1. Senaryo 1	58
5.5.2. Senaryo 2	62
5.5.3. Senaryo 3	68
5.5.4. Senaryo 4	73
5.5.5. Senaryo 5	76
5.5.6. Senaryo 6	82
6. SİMÜLASYON SONUÇLARININ KONTROL YÖNTEMLERİNE GÖRE KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ	87
7. SONUÇ.....	89
KAYNAKÇA	93

TABLO LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1: Kontrol Konfigürasyonları.....	17
Tablo 4.1: Klasik ve Bulanık Mantık Yaklaşımları.	40
Tablo 5.1: Angajman Hedef Komuta Kontrol Parametreleri.	58
Tablo 5.2: Senaryo 1 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	58
Tablo 5.3: Senaryo 1 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.	58
Tablo 5.4: Senaryo 2 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	63
Tablo 5.5: Senaryo 2 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.	63
Tablo 5.6: Senaryo 3 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	68
Tablo 5.7: Senaryo 3 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.	68
Tablo 5.8: Senaryo 4 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	73
Tablo 5.9: Senaryo 4 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.	73
Tablo 5.10: Senaryo 5 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	76
Tablo 5.11: Senaryo 5 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.	77
Tablo 5.12: Senaryo 6 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.	82
Tablo 5.13: Senaryo 6 OG ve BMOG Yanal İvme Sonuçları.....	82
Tablo 6.1: Sonuç Tablosu.	88
Tablo 6.2: Angajmanlara Göre Kazanç Tablosu.....	88

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Alman V-2 Roketi.....	2
Şekil 1.2: Kontrol Sistemi Veri Akışı	5
Şekil 2.1: Füze Kontrol Yüzeyleri.	14
Şekil 3.1: Taktik Füze Bileşenleri.....	21
Şekil 3.2: GÜDÜM Sistemi Diyagramı.	22
Şekil 3.3: Angajman Evreleri.....	23
Şekil 3.4: Görüş Hattı GÜDÜM Angajmanı.....	24
Şekil 3.5:Görüş Hattı Angajmanın Vektörel Gösterimi.....	25
Şekil 3.6: Komuta GÜDÜM Angajmanı.....	26
Şekil 3.7: Komuta GÜDÜM Angajmanı-2.	27
Şekil 3.8: Işın İzleme GÜDÜM Angajmanı.....	28
Şekil 3.9: OSG Angajman Modeli.	29
Şekil 3.10: Orantısal Seyir GÜDÜM Blok Diyagramı.	31
Şekil 3.11: Saf OSG Vektörel Gösterim.	32
Şekil 3.12: Gerçek OSG Vektörel Gösterim.	33
Şekil 3.13:Arttırılmış OSG Vektörel Gösterim.....	34
Şekil 3.14: Füze Hız Takip Vektörel Gösterim.....	37
Şekil 3.15: Gövde Takip GÜDÜM Vektörel Gösterim.....	38
Şekil 4.1: Klasik Mantık Yaklaşımı İçin Örnek Grafik.	41
Şekil 4.2: Bulanık Mantık Yaklaşım İçin Örnek Grafik.	41
Şekil 4.3: Bulanık Sistem Şeması.	44
Şekil 4.4: Ağırlık Merkezi Metodu.	45
Şekil 4.5: MATLAB Giriş-Çıkış Değer Atama Ara yüzü. (Mamdani).....	46
Şekil 4.6: MATLAB Kural Seti Oluşturma Ara yüzü. (Mamdani).....	46
Şekil 4.7: Matlab Üyelik Fonksiyonları.....	47
Şekil 4.8: Üçgen Üyelik Fonksiyon Aralığı.....	48
Şekil 4.9: Yamuk Üyelik Fonksiyon Aralığı.	48
Şekil 5.1: SIMULINK Blokları.....	52
Şekil 5.2: Orantısal GÜDÜM ve Bulanık Mantık Blokları.....	55
Şekil 5.3: Bulanık Mantık Kural Seti.....	56
Şekil 5.4: BMOG Veri Akış Şeması.	57
Şekil 5.5: Senaryo 1 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	59
Şekil 5.6: Senaryo 1 OG Yanal İvme Sonuçları.	59
Şekil 5.7: Senaryo 1 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	60
Şekil 5.8: Senaryo 1 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	60
Şekil 5.9: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.....	61
Şekil 5.10: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.....	61
Şekil 5.11: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	62
Şekil 5.12: Bulanık Sistem Sonuçları.	62
Şekil 5.13: Senaryo 2 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	64
Şekil 5.14: Senaryo 2 OG Yanal İvme Sonuçları.	64

Şekil 5.15: Senaryo 2 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	65
Şekil 5.16: Senaryo 2 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	65
Şekil 5.17: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.....	66
Şekil 5.18: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	66
Şekil 5.19: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	67
Şekil 5.20: Bulanık Sistem Sonuçları.	67
Şekil 5.21: Senaryo 3 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	69
Şekil 5.22: Senaryo 3 OG Yanal İvme Sonuçları.	69
Şekil 5.23: Senaryo 3 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	70
Şekil 5.24: Senaryo 3 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	70
Şekil 5.25: Senaryo 3 OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.....	71
Şekil 5.26: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	71
Şekil 5.27: Yunuslama - Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	72
Şekil 5.28: Bulanık Sistem Sonuçları.	72
Şekil 5.29: Senaryo 4 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	74
Şekil 5.30: Senaryo 4 OG Yanal İvme Sonuçları.	74
Şekil 5.31: Senaryo 4 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	75
Şekil 5.32: Senaryo 4 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	75
Şekil 5.33: Bulanık Sistem Sonuçları.	76
Şekil 5.34: Senaryo 5 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	77
Şekil 5.35: Senaryo 5 OG Yanal İvme Sonuçları.	78
Şekil 5.36: Senaryo 5 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	78
Şekil 5.37: Senaryo 5 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	79
Şekil 5.38: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.....	79
Şekil 5.39: OG ve BMOG Kurallarının Üstten Görünümü.....	80
Şekil 5.40: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	80
Şekil 5.41: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	81
Şekil 5.42: Bulanık Sistem Sonuçları.	81
Şekil 5.43: Senaryo 6 OG Füze-Hedef Angajmanı.....	83
Şekil 5.44: Senaryo 6 OG Yanal İvme Sonuçları.	83
Şekil 5.45: Senaryo 6 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.....	84
Şekil 5.46: Senaryo 6 BMOG Yanal İvme Sonuçları.	84
Şekil 5.47: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.....	85
Şekil 5.48: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	85
Şekil 5.49: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.	86
Şekil 5.50: Bulanık Sistem Sonuçları.	86

ÖZ

TAKTİK FÜZELERDE ORANTISAL GÜDÜMÜN BULANIK MANTIK YÖNTEMİYLE OPTİMİZASYONU

Oğuz ARSLAN

MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ VE MİLLÎ GÜVENLİK
ENSTİTÜSÜ

Haziran 2022

Günümüzde sürekli olarak gelişim gösteren teknoloji ile beraber farklı alanlarda hali hazırda kullanılan kurguların, kontrol ve karar verici sistemlerin yeniden ele alınması kaçınılmaz bir durum haline gelmiştir. Savunma sanayisi de bu alanların başında gelmektedir. Geçmiş yılların sunduğu teknoloji imkânları dâhilinde kurgulanan füze kontrol yöntemleri, güdüm kuralları, savunma teçhizatları, radar sistemleri ve gürültü filtreleme metotları gibi süreçler her geçen gün yeni bir bileşen ile karşımıza çıkmaktadır. Tez çalışmasında, bu bileşenlerden biri olan ve sahada sıkça kullanılan taktik füze güdüm kurallarından orantısal seyir güdümü, hibrit bir tasarım ile ele alınmıştır.

Füzeler, tasarımları gereği hedef araçlara göre daha kısıtlı bir yapıya sahiptirler. Yakıt tankı ebatının sınırlı olması, türüne göre otonom olmaları ve beklenmedik senaryolarda oluşabilecek sistem hataları bu kısıtların başında gelmektedir. Füzelerin sahip oldukları kısıtlar, kontrol sistemlerini de etkilemektedir. Hareket kabiliyetinin ve yakıtın sınırlı olması, füzenin hedefe olan temasına engel olmakla beraber eksik mesafe oluşumuna sebebiyet vermektedir. Benzer şekilde füze seyir süresince yapılan manevraların kontrol sistemi üzerinde oluşturduğu yük, güdüm doğruluğunu direkt olarak etkilemektedir. Gerçekleştirilen çalışmadaki ana hedef, çeşitli nedenlerden dolayı ortaya çıkan eksik mesafenin giderilmesi; hareket komutlarının ve yanıl ivmelerin, optimizasyon metotlarıyla istenilen seviyelere taşımaktır. Bu amaçlara yönelik olarak klasik güdüm kuralları içerisinde Orantısal Güdüm (OG) ile Bulanık Mantık (BM) beraber modellenerek hibrit bir tasarım oluşturulmuştur. Öncelikle literatürde yer alan füze – hedef modellemeleri incelenerek orantısal güdüm kuralı çerçevesinde füze-hedef modeli çıkartılmış ve oransal güdüm kontrol tabanlı sistemin benzetimi gerçekleştirilmiştir. İkinci aşamada ise benzetim yeniden kurgulanarak içerisine OG parametrelerinin, BM ile kontrol edilmesi için gereken eklemeler yapılmıştır. Hedefin altı farklı yörünge üzerinde hareket etmesi durumunda OG ve geliştirilen hibrit tasarım karşılaştırılarak sonuçlar sunulmuştur. Elde edilen sonuçlara göre BM tabanlı OG' nin klasik OG' ye göre daha az ortalama ivme yarattığı, hedefe daha yüksek doğrulukla ulaştığı tespit edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Güdüm Algoritmaları, Modern optimizasyon yöntemleri,
Bulanık Mantık, Orantısal Güdüm, Taktik füzeler

Bilim Kodu : 703.1.033
Sayfa Sayısı : 109
Tez Danışmanı : Dr. Öğr. Üyesi Semih ÖZDEN



ABSTRACT

OPTIMIZATION OF PROPORTIONAL GUIDANCE IN TACTICAL MISSILES WITH FUZZY LOGIC METHOD

Oğuz ARSLAN

**NATIONAL DEFENCE UNIVERSITY
ALPARSLAN DEFENCE SCIENCES AND NATIONAL SECURITY
INSTITUTE**

June 2022

Today, with the constantly developing technology, it has become inevitable to reconsider the process, control and decision-making systems that are already used in different fields. The defense industry is one of these areas. Processes such as missile control methods, guidance rules, defense equipment, radar systems and noise filtering methods, which are built within the technological possibilities of the past years, come up with a new component every day. In this thesis, the proportional navigation guidance, which is one of these components and one of the tactical missile guidance rules frequently used in the field, is handled with a hybrid design.

Missiles have a more restricted structure compared to target vehicles due to their design. The limited size of the fuel tank, the fact that they are autonomous according to the type, and system errors that may occur in unexpected scenarios are among these constraints. The limitations of the missiles also affect the control systems. Limited mobility and fuel tank size not only affects the missile's contact with the target, but also causes a miss distance formation. Similarly, the load on the control system caused by the maneuvers made during the missile cruise directly affects the guidance accuracy. The main goal of the work carried out is to eliminate the missing distance caused by various reasons; is to set the motion commands and lateral accelerations to the desired levels with optimization methods. For these purposes, a hybrid design was created by modeling Proportional Navigation Guidance (PNG) and Fuzzy Logic (FL) among the classical guidance rules. First of all, missile-target models in the literature were examined and missile-target model was developed within the framework of proportional guidance rule and a proportional navigation control based system was simulated. In the second stage, the simulation was rebuilt and the necessary additions were made to control the PN parameters with FL. In case the target moves on six different trajectories, PN and the developed hybrid design are compared and the results are presented. According to the results obtained, it has been determined that FL based PN creates less average acceleration than classical PNG and reaches the target with higher accuracy.

Key Words: Guidance algorithms, Modern optimization methods, Fuzzy logic, Proportional navigation guidance, Tactical missiles

Science code : 703.1.033
Number of page : 109
Thesis advisor : Assist. Prof. Dr. Semih ÖZDEN



1. GİRİŞ

21. yüzyıl içerisinde bilişim ve teknoloji alanında meydana gelen devrim niteliğindeki gelişmeler, farklı alanlardaki klasik yaklaşımlar ve çözümlerin iyileştirilip, eksikliklerinin giderilmesine ışık tutmuştur. Hava savunma sistemleri, SİHA ve füze teknolojileri gibi son dönemde sıkça duyduğumuz terimler, teknoloji ile iç içe olan bu alanların başında gelmektedir. Bir ülkenin temel güvenlik gereksinimlerinden biri olan hava savunma sistemi ve füze teknolojisi, dış ülkeler ile olan ikili ilişkilerden, sınır güvenliğine kadar birçok konuda kilit rol oynamaktadır. Askeri itibar ve gücün simgelerinden biri olan füzeler, olası bir savaş anında her zaman tercih edilen, etkili ve caydırıcı bir silah olarak kabul görürken; hava savunma sistemleri de bir o kadar topraklarımızı koruma amacı güden donanımlardır. Havacılık sektöründe olduğu gibi füze endüstrisinin ortaya çıkışından günümüze kadar birçok farklı evreden geçtiği görülmektedir. Ülkelerin ve hatta önde gelen teknoloji firmaları arasında bir rekabete dönüşen bu gelişim süreçlerinin, günlük teknolojiye çevik bir şekilde adapte olabildiği görülmektedir. Füze veya roketten kaçan bir uçağın manevra kabiliyetinin artırılması; füze üzerinde bulunan sensörlerin doğruluğunun artırılması, farklı sensörlerin birbiri ile iletişiminin sağlanarak kontrol sistemi tasarımı; gürültü azaltma teknikleri, radardan kaçabilmek için yüzey kaplama gibi birçok konu üzerine çalışmalar yürütülmektedir.

Geçmişten günümüze doğru tarihsel bir inceleme yaptığımızda ilk olarak Çinlilerin eğlence ve dini törenlerde kullanmak üzere keşfettiği barut ve bambu boruların ilerleyen zamanlarda bir silaha dönüştüğü gözlemlenmiştir. Çin'in Moğol saldırılarına karşı kullandığı ilk barut ve füzeler, diğer ülkelerin de keşfetmesi ile kullanılmaya başlansa da roket ve füze alanlarında bir ilerleme kaydedilememiştir.

1700'lü yılların sonuna doğru tekrar kullanılmaya başlanan roketler ilk olarak Güney Hindistan Mysore Sultanı Haydar Ali' nin kısa menzilli roketleri ile İngilizleri mağlup ettiği olayda gözlemlenmiştir. Bu mağlubiyet üzerine roket ve füze konusu tekrar gün yüzüne çıkmaya başlamıştır. İngiliz ordusunda görevli silah uzmanı Albay William Congrieve kendisine tahsis edilen laboratuvarında roketler üzerine çalışmalarına

başlamıştır. Çalışmaların sonucunda farklı ebatlarda üretilen roketlerin 1805 yılında Boulogne kuşatmasında, 1807'de Kopenhag saldırılarında ve ilerleyen zamanlarda ise Napolyon'un ordularına karşı kullanıldığı gözlemlenmiştir (Mehmet Mert Arıcan, 2003). Birinci Dünya Savaşı zamanında roket kullanan Fransız ordusu Alman zeplinlerini geri püskürtmeye çalışmıştır. Büyük zeplinleri bile zorlukla vuran bu roketler donanım ve güdüm açısından ne noktada olduğunu bizlere göstermektedir.

Roket ve uzaya dair ilk adımların temelini atanlar arasında üç kilit isim bulunmaktadır. Bunlardan ilki matematik öğretmeni Konstantin Tsiolkovsky' dir. Uzay araştırmaları yaparak 500'e yakın çalışma ortaya koymuştur ve “uzay çağının babası” olarak literatürde anılmaktadır (Mehmet Mert Arıcan, 2003). Çalışmalarında ise uzayda seyahat edebilecek roketler, sıvı yakıtlı roketler ve uzay madenciliği gibi birçok konuya yer vermiştir. Konstantin' e paralel olarak benzer şekilde Amerikalı Profesör Goddard, roketler ve uzay çağı üzerine çalışmalar yapmıştır. Konstantin' in aksine Goddard çalışmalarını uygulamaya dökmüş ve 1926' da ilk sıvı yakıt ile çalışan roketin tasarımını yapmıştır. Goddard tasarımlı bu roket, ilk uçuşunda 2,5 saniye havada kalabilmiştir. Bu alanda adını tarihe kazınmış olan üçüncü isim ise astrofizikçi Hermann Oberth' tir. İkinci Dünya Savaşı esnasında Naziler döneminde Almanların hava sahalarındaki üstünlüklerini kaybetmesi ile toprakları risk altına girmiş ve bombardıman altında kalmıştır. Bu saldırıları savuşturmak üzere kullanılan V-1 ve V-2 roketleri Hermann tarafından geliştirilmiş ve o dönemde adlarından sıkça söz ettirmişlerdir. Düz bir yörünge izleyen V-1 roketi pilotsuz ve uzun menzilli olup, balistik füzelerinin atası olarak anılmaktadır. V-2 roketi ise daha parabolik bir uçuş planı sergileyerek V-1'den daha iyi performans göstermektedir. Şekil 1.1' de V-2 roketine ait bir görüntü belirtilmiştir.



Şekil 1.1: Alman V-2 Roketi.

Uzun yıllar boyunca roketlerin savaş ve savaş dışında uzay seyahatleri gibi astronomik alanlarda kullanımına yönelik araştırma ve geliştirme safhaları sürmüş ve sürdürülmeye devam etmektedir.

Roketler yakıt, motor ve egzoz olmak üzere 3 temel bölümden oluşan, minimum sürtünmenin göz önünde bulundurularak tasarlandığı araçlardır. Roketler Newton'un üçüncü yasası olan Etki-Tepki prensibi çerçevesinde çalışırlar ve çalışma esnasında havaya ihtiyaç duymazlar. Roket pompaları, yakıt tankları içerisindeki sıvıyı yüksek hızda motora pompalar ve yakıt yanmaya başlar. Sıcaklığın 3000 °C üzerinde olduğu bu esnada ısı ve kinetik enerji ortaya çıkmaktadır. Bu enerjiler egzoz gazlarının yüksek hızda dışarı atılmasını ve roketin fırlatılmasını sağlar. Dışarı fırlatın gazın tepkisi olarak roket üzerinde bir itki kuvveti oluşmaktadır. Motor pompalarının yüksek basınç ve hızda yakıt tedarik etmesi bu alanda büyük önem arz etmektedir. Pompa tasarımı üzerine büyük geliştirme çalışmaları yapılmaktadır. Roketler vakumlu ortamlarda da verimli şekilde çalışabilmektedirler. Helikopter gibi farklı hava araçlarında havayı iterek uçabilmenin aksine kendi yakıtlarını yakarak uçarlar. Roketlerin bu özelliği atmosfer dışında tercih edilmelerinde büyük bir etkidir. Uzay ortamı için tasarlanan bazı roketler yakıtları tükendikten sonra taşıdığı yükten uçuş planı doğrultusunda kurtulabilmektedir. Kalan roket yapısı kendi itki kuvvetini üretmeye devam edebilir. Bu tip roketler de çok kademeli roketler olarak isimlendirilir. Roketler yakıt türlerine göre; katı veya sıvı yakıtlı, menzillerine göre; uzun, orta, kısa, kullanım alanlara göre; astronomik veya askeri gibi farklı şekilde gruplandırabilirler.

Roketlerin zaman içerisinde geliştirilerek evrilmesi ile füze kavramı ve kullanımı yaygınlaşmaya başlamıştır. Füze ve roket arasındaki en belirgin fark füze kullanımları güdümlü teknolojisidir. Füzelere, yanıcı ve yakıcı maddelerin yanması ile itiş gücü oluştururken, roketlerde bu durum daha farklıdır. Roket tarihi bölümünde bahsedildiği üzere Almanların üzerinde çalıştığı V-1, V-2 roketleri ilk pilotsuz çalışmalar olup, yarattıkları farklar ile güdümlü donanım sürecine ait fikirlerin doğmasına katkıda bulunmuştur.

Füzeler, yüksek hıza sahip olan, farklı ortamlardan fırlatılabilen çeşitli amaçlara yönelik olarak üretilen ve yük taşıyabilen teknolojik ve stratejik silahlardır. Barındırdıkları teknolojiye bağlı olarak güdümlü/güdümsüz, menzillerine göre; uzak, orta, kısa veya fırlatıldıkları ortamlara göre:

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

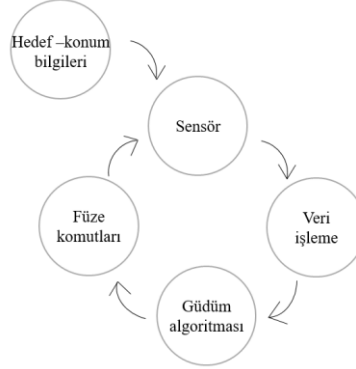
olmak üzere 4 grupta incelenirler. İlerleyen bölümlerde bu gruplara dair temel bilgiler aktarılacaktır.

Füzeler üzerinde yoğun olarak kullanılan kontrol uygulamaları günümüz teknolojisi ile paralel olarak gelişme göstermektedir. Bunun yanında güdüm kuralları ve yeni nesil teknoloji barındıran teçhizatlar da kontrol sistemi ile iç içe kullanılmaktadır. Gömülü sistem içerisinde sürekli olarak birbiri ile iletişim halinde tasarlanan bu farklı sistemler, hızlı ve yüksek doğruluk amacıyla geliştirilmeye devam etmektedir. Günümüz savunma sanayi sektörü içerisinde geline son noktada sezgisel yaklaşım metotlarının, güdüm sistemlerinin doğruluğunu ve sistem performansını arttırmak için tercih edildiği gözlemlenmektedir. İkinci bölüm içerisinde sezgisel yaklaşımlar ve kontrol yöntemlerine değinilmiştir.

Güdüm sistemi, bir aracın başlangıç noktasından varılmak istenen noktaya ulaşmasını sağlayan elektronik donanım bütünüdür. Füzelerde kullanılmaya başlanan güdüm sistemleri hedefi tespit ederek takibi sağlar. Bu esnada sensörlerden ve dış etkenlerden alınan veriler ve sinyaller işlenerek navigasyon bilgileri doğrultusunda komutlar üretilmeye başlanır. Üretilen komutlar ivme uygulama amacıyla kontrol sistemi desteği ile füzeye uygulanır. Özet ile güdümlü füzeler üzerinde güdüm algoritması, hedefi yakalamak amacıyla kontrol sistemini besleyen parametreleri oluşturan; üretim amacına yönelik hesap yapan matematiksel hesaplama temelli yazılımsal bir tasarım olarak tanımlanabilir. Şekil 1.2 üzerinde füze kontrol sistemine ait akış şemasına yer verilmiştir.

Güdümlü füzeler, İkinci Dünya Savaşından sonra geliştirilmeye başlanan, elektronik ve aviyonik dallarıyla paralel gelişen bir füze grubudur. Barındırdığı teknolojiye göre uzaktan kontrol edilerek veya kendi üzerlerinde bulundurdıkları ekipmanlar sayesinde görevlerini tamamlarlar. Yeni nesil güdümlü füzelerde, ateşleme sonrası hedefe kilitlenerek; hedef ve çevreden elde edilen bilgiler ışığında yeni komutların üretildiği ve bu komutların füze kontrol sistemine iletilmesiyle; füzenin, hedefi mümkün olan en

yakın mesafe ile yakalama amacı güdülmektedir. Uçuş süresi boyunca odağı dağıtan dış etkenlerin, mümkün olduğunca filtrelenmesi üzerinde ayrıca çalışmalar yürütülmektedir.



Şekil 1.2: Kontrol Sistemi Veri Akışı

1.1. Tezin Amacı

Güdümleri terminolojisi ve kontrol uygulamaları alanındaki çalışmaların temel amacı mevcut kurguyu daha ileri taşımak ve sistemin eksikliklerini giderebilmektir. Bu doğrultuda literatür araştırmalarında: eksik mesafenin azaltılması, yanal ivmelerin dengeli uygulanarak optimum çıktılarının elde edilmesi, uçuş süresinin angajmana göre azaltılması veya artırılması, güdümleri komutu oluşturulmasında kullanılan navigasyon sabitlerinin aerodinamik yapıya etkisi ve bu parametrenin optimizasyonu gibi çalışmalar sıkça görülmektedir.

Bu tez çalışmasında, taktik füzelerde kullanılan klasik güdümleri kuralları incelenerek yeni hibrit bir yaklaşım ele alınmıştır. Sezgisel yaklaşım metotları, birçok optimizasyon probleminin çözümü olduğu gibi güdümleri ve kontrol uygulamaları alanındaki etkisini de yapılan çalışmalar ile göstermiştir. Klasik güdümleri kuralları içerisinde orantısal güdümleri (OG) ile sezgisel algoritmalar içerisinde bulanık mantık (BM) beraber tasarlanarak hibrit bir model oluşturulmuştur. Ortaya koyulan yeni yaklaşım ile klasik güdümleri kurallarındaki zafiyet ve eksikliklerin modern yaklaşımlar ile giderilmesi ve var olan yapının daha iyi hale getirilerek güdümleri doğruluğunun artırılması amaçlanmaktadır.

Füzeler genellikle hedef ile tam çarpışma sağlayamamaktadırlar. Füze, ölüm yarıçapına girdiği anda içerisindeki program aracılığı ile patlatılır ve hedef etkisiz hale getirilmeye çalışılır. Ölüm yarı çapı, angajman planı doğrultusunda belirlenen ve füze

içerisindeki gömülü koda sabit olarak atanan bir değerdir. Füze, belirtilen sınır değeri kadar hedefe yaklaştığı an patlatılır. Bu çalışma ile beraber füzenin hedefe olabildiğince yaklaştırılması amaçlanmıştır. Ayrıca füze dinamiklerini dengelemek ve uçuş süresini arttırılabilmek adına yanal ivme komutlarını azaltarak, daha dengeli komutların üretilmesi istenmektedir. Taktik füzelerin yanal ivmelerindeki azalış yakıt tasarrufundan, füze donanımına kadar birçok konuda yaşanan problemlere farklı yaklaşım veya çözümler sağlayabilecektir.

İlk aşamada füze – hedef modellemeleri incelenmiştir. Yapılan literatür taramaları sonucunda füze-hedef araçlarına ait matematiksel ifadeleri çıkartılarak MATLAB ortamına aktarılmıştır. Gerekli kodların yazılması ile simülasyon ortamı tamamlanmıştır. İkinci aşamada ise simülasyon yeniden kurgulanarak içerisine MATLAB bulanık mantık kütüphanesi dâhil edilmiştir. Bulanık mantık için uygun görülen parametreler BM bloklarına aktararak; benzetim sonuçları karşılaştırılmıştır. Detaylar sonuç bölümünde aktarılmıştır.

1.2. Literatür Taraması

Kuei-YiChen, Yung-LungLee ve arkadaşları tarafından 2016 yılında ele alınan makalede geliştirilmiş parçacık sürü optimizasyon (GPSO) modeli öne sürülmüştür. Parçacık sürü optimizasyonu (PSO) tek başına güdüm problemleri ve doğrusal olmayan çözümlerde etkili olabilir iken eksik mesafede beklentiye karşılayamamaktadır. Bunun yanında PSO takip esnasında füzeye manevra komutları uygulatırken yarıçapı da azaltmadığı görülmektedir. Çalışma içerisinde eksik mesafenin azaltılması ve güdüm sistemi performansının artışı üzerinde durulmuştur.

Görüş hattına güdüm metodu ile geliştirilmiş parçacık sürü optimizasyonu beraber kurgulanmıştır. Daha sonra füze ve hedefe dinamikler belirlenerek, matematiksel modellemeler çıkartılmıştır. GPSO' ya ait tasarım yapıldıktan sonra akış şeması çıkartılarak uygulamaya geçilmiştir.

Hedefe ait 7 adet manevra senaryosu ve bu manevralarda kullanılacak kontrol parametreleri çalışma içerisinde paylaşılmıştır:

1. Sola dönüş uçuş için maksimum itki kuvveti
2. Maksimum itki kuvveti

3. Stabil uçuş hareketi
4. Maksimum ters itki kuvveti
5. Sağa dönüş için maksimum itki kuvveti
6. Tırmanış için maksimum itki kuvveti
7. Dalış manevrası için maksimum itki kuvveti

Tüm senaryolar için PSO ile GPSO simülasyon sonuçları beraber kıyaslanmıştır. Yanal ivmeler son aşamada istenilen seviyelere indirilmemesine rağmen eksik mesafelerde kazanımlar gözlemlendi. Doğrusal veya doğrusal olmayan senaryo izleyen hedeflerde kesişimin sağlandığı görüldü (Chen & Yung-Lung Lee, 2016).

Bir başka sezgisel algoritma ile güdüm kontrol çalışması 2016 yılında ortaya konmuştur. Lee ve arkadaşları orantısal navigasyon güdüm (ONG) ile geliştirilmiş parçacık sürü optimizasyon tekniğini kullanarak hibrit bir güdüm tasarımı ortaya çıkarmışlardır. Bu tekniğine ise geliştirilmiş parçacık sürü optimizasyon ile orantısal navigasyon (ONG-GPSO) adı verilmiştir. Yapılan çalışmalar sonucunda GPSO ile yürütülen angajmanlarda güdüm komutları ve kontrol sistemi arasında hızlı bir etkileşimin olduğu ayrıca sistemin klasik metotlara göre daha sağlam olduğu gözlemlenmişti. Fakat uçuş safhalarının ilk fazında stabil olmayan füze hareketleri tespit edilmiştir. Tasarım ve uygulama sonucunda ulaşılmak istenilen çıktılar aşağıdaki gibidir:

- Füze güdüm performansını iyileştirmek
- Stabil olmayan davranışları minimum seviyeye indirerek sistem üzerinde stabilizasyonu sağlamak. Bunun ile beraber yanall ivme gibi kritik parametreler üzerinde optimizasyonu sağlamak
- Eksik mesafeyi azaltmak
- Yanall ivmelerin dengelenmesini ve azaltılmasını sağlamak

Çalışmaya ait ikinci bölümde füze ve hedefe ait aerodinamik yapılar ve dinamikler incelenerek matematiksel modellemeler üzerinde durulmuştur. Üçüncü bölümde ise orantısal güdüm ve GPSO detayları verilerek; simülasyona ait bilgiler aktarılmıştır. Dördüncü ve beşinci kısımlarda ise sonuçlar aktarılmıştır. Verilen çıktılara göre ONG-GPSO tasarımıyla eksik mesafelerin azaltıldığı ve son adımlardaki yanall

ivmelenmelerde iyileşmelerin olduğu gözlemlendi. Yanal ivmelerde ki bu azalış kinetik enerji rezervine de katkıda bulunmaktadır. ONG-GPSO modelinin, ONG kuralına göre daha fazla güdüm doğruluğu sağladığı gösterilmiştir. Füzenin havada bulunan bir platformdan atıldığı varsayılarak farklı angajmanlarda: eksik mesafeler için %7, %36,83 ve %17 oranında kazanımlar elde edilirken yanal ivmelerde bu kazanç oranının daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. (Yung-Lung Lee & Sheng-Ju Liao, 2016).

2021 yılında Haluk Gözde ve Semih Özden' in ele almış oldukları güdüm kontrol çalışmasında doğru orantısal navigasyon güdümü, sezgisel bir optimizasyon algoritma ile beraber tasarlanmıştır. Literatürde bulunan birçok çalışmada, güdüm parametreleri N_p ve N_y değerlerinin sabit olarak alındığı belirtilmiştir. Bu sabitlerin füze dinamiklerine ve hedef takip esnasındaki yaklaşma hızına etkisi oldukça büyüktür. Örneğin füze hızının, yaklaşma hızından küçük olduğu ve sabitlerin 1' den küçük girildiği bir angajmanda çarpışmanın neredeyse imkânsız olduğu belirtilmiştir. Yapılan çalışmalar incelendiğinde, genellikle $N_p=N_y=3$ ise çarpışma ihtimalinin maksimum olduğu aktarılmaktadır.

$N_p=N_y>3$ olduğu durumda ise uçuş sırasında sistem hatalarının olduğu gözlemlenmiştir. Bu çalışmada belirtilen sabit değerler noktasının iyileştirilebileceği düşünülerek; diğerlerinin aksine güdüm sabitleri olan N_p ve N_y değerlerinin angajman içerisinde anlık zamana göre değiştirilip sistem hatalarının giderileceği savunulmuştur. Üstelik bu iyileştirmenin sağlandığı takdirde güdüm doğruluğunun arttırılacağı ve ivmelerden kazanç elde edileceği düşünülmektedir.

Çalışma içerisinde sezgisel optimizasyon tekniklerinden parçacık sürü metodu tercih edilmiş olup, her iterasyonda PSO, doğru orantısal güdüm ile beraber koşturmuştur. Füze ve hedef modellemelerinin yapıldığı dördüncü bölümde iterasyonlara ait sabit değerler tablosu paylaşılmıştır. Çalışmanın sonucunda yunuslama eksen ivmelenmesinde %1,8, dönme eksen ivmelenmesinde %39,68 kazanım sağlanmıştır. Eksik mesafenin %8,52 oranında azaltıldığı da gözlemlenmiştir. Sonuç olarak angajman esnasındaki koşulların gereksinim duyduğu güdüm navigasyon sabitlerinin girişinin sağlanması güdüm kontrol sistemine fayda sağlamıştır (Haluk Gözde, Semih Özden, 2021).

Irfan Younas ve Atif Aqeel 2011 yılında sezgisel algoritma ile hibrit güdüm tasarımı yaparak; klasik güdüm algoritmalarının iyileştirilmesi üzerine bir çalışma ortaya koymuşlardır. Sezgisel algoritma türlerinden biri olan genetik algoritma, klasik güdüm kurallarından ise orantısal güdüm tercih edilmiştir. Navigasyon sabiti ve fırlatılma zamanlamasının güdüm hata payına büyük etkisi olduğu belirtilen çalışmada hata payının düşürülmesi istenmektedir. Genetik optimizasyon yaklaşımının sisteme entegre edilme basamaklarının aktarıldığı çalışmanın sonucunda orantısal güdüme yakın değerlerin elde edildiği ve başka sezgisel yaklaşımlar ile daha iyi sonuçların elde edilebilir olduğu belirtilmiştir (Atif Aqeel & Irfan Younas, 2011).

Füze güdümünde yenilik olarak sayılabilecek bir çalışma da Mustafa Resa Becan tarafından 2001 yılında yapılmıştır. Çalışma içerisinde güdümlü füzeler, füze kontrol yöntemleri, bulanık kontrol ve senaryoları detaylı açıklanmıştır. Bulanık kontrol desteği ile elde edilecek hibrit tasarım güdüm sistemine uygulanmıştır. Doktora tez çalışması içerisinde farklı senaryoların denenmesiyle bulanık mantığın güdüm kontrolünde başarılı performans gösterdiği aktarılmıştır (Mustafa Resa Becan, 2001).

2009 yılı içerisinde yapay sinir ağı ile tanksavar füze kontrolü üzerine bir çalışma yapılmıştır. Bekir Sami Tezekici ve Tuncay Yetkil' in ortaya çıkardığı bu çalışmada çok katmanlı yapay sinir ağı (YSA) ile ikinci nesil tanksavar füze güdüm sistemi modellenmiştir (Bekir Sami Tezekici & Tuncay Yetkil, 2009). Doğrusal olmayan sistem kontrolünün, yapay sinir ağları ile sağlanabilir olduğu savunulan bu çalışmada, kontrol parametrelerinin girdi ve çıktıları ile YSA beslenmiştir. Üç katmanlı ve geri beslemeli bir ağ yapısı kullanılmıştır. Sistemi besleyen giriş parametreleri: zamanlayıcı bilgisi ve füzenin x-y eksenlerindeki konum bilgileri iken çıkış parametreleri ise füze motorunun aşağı-yukarı, sağ-sol kanat hareketlerine ve x-y eksenlerine harcanan kontrol gücüdür. Çalışma ortamı olarak MATLAB tercih edilir iken YSA eğitme metodu olarak birçok metodun denendiği gözlemlendi. Yapılan çalışmalar sonucunda MATLAB üzerinde bulunan *Levenberg-Marquardt* algoritmasının en iyi sonucu vererek minimum hata oranı ile senaryonun tamamlandığı belirtilmiştir. Diğer algoritmalarda 1000. İterasyonda dahi elde edilemeyen hata oranlarının *Levenberg-Marquardt* ile 569. iterasyonda yakalandığı tespit edilmiştir. Sonuç olarak YSA ile tanksavar silah sistemi başarılı şekilde modellenmiş olup %90 üzerinde bir oran ile doğruluk sağlanmıştır. Sinir ağlarının eğitimi için kullanılan

değerlerin çokluğu doğruluk yüzdesine etkisini pozitif şekilde arttırdığı belirtilmiştir (Bekir Sami Tezekici & Tuncay Yetkil, 2009).

2010 yılına ait bir başka çalışmada insansız hava araçlarının döngülerini otonom olarak tamamlamaları amacına yönelik kullanılabilecek kontrol sistemlerini test edilmesi ele alınmıştır. FlithGear simülasyon programının tercih edildiği bu çalışmada aerodinamik parametreler için DDATCOM programından faydalanılmıştır. Yüksek lisans tezi içerisinde bulanık kontrol sisteminin ele alındığı ve çalışma sürecinin detaylı anlatıldığı gözlemlendi. İnsansız hava aracı modellemesi ve bulanık sistem kurgusu MATLAB simulink üzerinde yapılmıştır. Bulanık tasarımda Sugeno metodu ile ilerlendikten sonra angajmanın Flithgear üzerinde çalıştırılması ile başarılı sonuçlar elde edilmiştir. İşlemci hızının beklenenden fazla olması ve sistem performanstaki artış çalışmanın amacına ulaştığını göstermektedir (Mustafa Karaca, 2010).

S. Vahsal ve A. K. Sarkar isimli araştırmacıların 2005 yılında ortaya koydukları '*Current Trends in Tactical Missile Guidance*' isimli çalışmada, taktik füzelerin kontrollerine yönelik literatürde geçen kontrol teorileri incelenmiştir. Çalışma içerisinde klasik güdüm kurallarından orantısal güdüm ve filtreleme tekniklerinden kalman filtresine sıkça değinilmiştir. Orantısal güdümün literatürde yaygın olarak kullanıldığından bahsedilmiş ve türevlerine ait bazı bilgiler aktarılmıştır. Modern güdüm yasaları: tahmine dayalı, uygun ve yapay zekâ/akıllı kontrol temelli güdüm olmak üzere sınıflandırılmıştır.

Orantısal güdümün doğuşu ve kullanımıyla güdüm dünyasına ait birçok problem çözülmüş olup; angajmanlar içerisinde çarpışmanın sağlandığı belirtilmiştir. Buna rağmen angajmanların son iterasyonlarına doğru hedeften gelen gürültülerin artmasıyla orantısal güdümün baskınlığı azalmakta ve ihtiyaç duyduğu güdüm komutlarını oluşturamamaktadır. İhtiyacın giderilmesi ve güdüm performansının iyileştirilmesi adına iki aksiyon belirtilmiştir:

1. Hedefin hız, konum ve ivme bilgilerini alabilmek adına sensörlerden hassas ve maksimum seviyede faydalanabilmek
2. Ölüm yarıçapı içerisindeki eksik mesafeyi azaltabilmek adına en iyi güdüm komutunu tahmin edebilmek

Bunun üzerine zamanla arttırılmış orantısal güdüm ve uygun güdüm yasası ortaya çıkarılmıştır. Çalışmanın başında belirtilen bir diğer metot olan tahmine dayalı güdümün zayıflıklarından iki madde ile bahsedilmiştir. Bunlar:

1. Tercih edilen koordinat sistemi içerisinde hedef hareketlerinden kaynaklanan doğrusallaşma hatalarının oluşması
2. Hedefin bilgilerine ulaşabilmek adına kullanılan *probability density function*’ ın doğrusal olmayan model kullanılması

Sonuç olarak çalışma içerisinde birinci bölümde orantısal güdüm ve türevlerinden bahsedilmiş olup kıyaslama yapılmıştır. İkinci bölümde ise ‘*diferansiyel oyun teorisi*’ tabanlı güdüm teorisi üzerine tasarım ve modellemelerden bahsedilmiştir. Üçüncü bölümde ise doğrusal olmayan kontrol tabanlı güdüm kurallarının, en iyi eksik mesafe ve tahmin sonucunu verdiği belirtilmiştir. Dördüncü bölümde ise akıllı kontrol sistemlerinden bulanık mantık ve yapay nöron ağı tasarımları ele alınıp, kıyaslanmıştır. Yapay nöron ağları ve bulanık mantık yaklaşımlarının avantajlarına değinilen bu bölümde modellemeler gösterilmiştir. Bu yöntemlerin hızlı iletişim kurup, ani tepki vermesi de çalışma içerisinde belirtilen noktalar arasında yer almaktadır (S. Vathsar & A.K.Sarkar, 2005).

Yongwei Zhang ve arkadaşlarının 2016 yılında ele aldığı bir çalışmada güdümlü havan mermileri ve orantısal güdüm konuları ele alınmıştır. Balistik füze karakteristiğine sahip olan havan mermileri ve etkileri analiz edilmiş olup; mevcut güdüm doğruluğunu arttırabilmek adına uyarlanabilir orantısal navigasyon metodu önerilmiştir. Havan mermileri geniş fırlatılma açıları ve eğimli yörüngelere sahiptirler. Bu özelliklerinden dolayı üzerlerinde kullanılan orantısal navigasyon güdüm kontrol sırasında çeşitli sorunlar ortaya çıkmaktadır. Çalışma içerisinde örneklemeler yapılarak, orantısal güdüm ve uyarlanabilir orantısal güdümün modellenerek karşılaştırıldığı gözlemlenmiştir.

Sonuç olarak uyarlanabilir orantısal güdümün iyileştirme sağladığı doğrulandı. Bu sayede yörünge düzeltme, performans ve circular error probability (CEP) gibi parametrelerde kazanımlar sağlandı. CEP üzerinde uyarlanabilir orantısal güdüm ile %88,88 gibi bir oranla kazanım sağlanmıştır (Yongwei Zhang & Min Gao, 2016).

2003 yılında ‘Design of generalized conceptual guidance law using aim angle’ ismi ile ortaya konulan bir çalışmada mevcut güdüm kurallarını iyileştirmek adına ‘*aim angle*’

isimli yeni bir parametreden bahsedilmiş olup, bu parametrenin algoritma içerisindeki yeri ve etki edeceği noktalardan bahsedilmiştir. Çalışma içerisinde güdüm kuralları 3 kategoriye ayrılmıştır:

1. Line of sight (LOS) vektör tabanlı güdüm kuralları
2. Sabit rulman tabanlı güdüm kuralları
3. Tahmine dayalı güdüm kuralları

Ki-Seok Kim ve Youdan Kim'in literatüre kazandırmış olduğu bu çalışmada birinci gruba giren algoritmaların ortak özelliği LOS çizgi ve vektörlerinin güdüm hesap ve süreçlerine dâhil edildiği gözlemlendi. Takip güdüm ve komuta LOS güdüm bu gruba örnek iki yaklaşım olarak belirtilmiştir. İkinci gruba ait yaklaşımların ortak noktası füzenin '*heading angle*' hata oranını sifıra yaklaştırmayı tercih edenler olarak gruplandırıldığı görülmüştür. Füze hız vektörü çarpışma üçgeni üzerinde ise bu açı sıfır olarak ele alınır. Orantısal güdüm, arttırılmış orantısal güdüm ve modife orantısal güdüm kuralı bu gruba örnek verilmiştir. Üçüncü grupta ise çarpışma üçgeni aktif olarak kullanılmaktadır. Angajman koordinatları ve adımlarının, anlık gelen ve gelmiş olan verilere bakılarak tahmin edildiği yaklaşımlar olarak kabul edilmiştir. Bu yaklaşımların performansı ve doğruluğu direkt olarak time to go (gitme zamanı) ve angajman komutlarına etki etmektedir. Belirtilen 3 gruba rağmen keskin olarak sınıflandırılamayan yaklaşımlar da mevcuttur.

Modellemeler ve matematiksel ifadelerle yer verilen çalışma içerisinde '*heading angle*' kavramından bahsedilmiştir. '*Heading angle*', füze-hedef arasındaki en kısa mesafeye ait hayali hattın yatay eksen ile yaptığı açı ve çarpışmanın beklendiği nokta arasında kalan açıdır. Yeni tasarlanan bu parametre ile hesaplanacak hata oranı güdüm kuralına yön verecektir. Önerilen güdüm kuralı sayesinde bu hata oranının sifıra eşitlenmesi istenmektedir. Sistem içerisinde '*Lyapunov stability theorem*' kullanılmış olup, farklı şartlar altında farklı sonuçlar alındığı gözlemlenmiştir (Ki-Seok Kim & Youdan Kim, 2004).

2. FÜZE KONTROLÜ ve MODERN OPTİMİZASYON YÖNTEMLERİ

Önceki bölümlerde füze, roket ve tarihçeleri ele alınmıştı. Bu bölümde ise füzeler üzerinde kullanılan sistemlerin kontrol yöntemleri üzerinde durulacaktır. Daha sonra hibrit çalışmalarda tercih edilen sezgisel algoritmalar ele alınmıştır.

Füzelerin, genel olarak fırlatılma noktası ve hedefin konumu göz önünde bulundurularak sınıflandırıldığı belirtilmiştir.

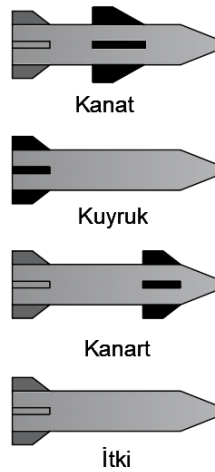
1. **Hava – Hava** füzeleri, hedef ve füze platformunun uçak veya helikopter gibi hava araçlarının olduğu gruptur. Hedef aracı genellikle kullanan bir pilot bulunmaktadır. Pilotlar sayesinde farklı ve çevik kaçış manevraları yapılarak füze sınırları zorlanmaktadır. Bunun ile beraber hava aracının füzeden büyük olması ve bu sebepten daha fazla yakıt taşıyarak uzun süre kaçış hamlesi yapabilmesi füzelerin işini zorlaştırmaktadır. Hedeften dolayı yüksek manevra kabiliyetine ihtiyaç duyan bu füzeler oldukça hassas tasarım gerektirmektedir. Güdüm kontrole en çok ihtiyaç duyan gruptandır. Genellikle üzerlerinde kızılötesi veya radar sistem ekipmanları barındırırlar.
2. **Hava- Kara** füze grubunda hedef, genellikle kara veya su yüzeyi üzerindedir. At- unut adıyla da anılan bu füzeler yönlerini bulabilmek için gps, infrared veya lazer sistemleri kullanabilirler. Güdüm sistemleri hedefin dinamiğine göre özel tasarlanır.
3. **Kara – Hava** füzelerinde fırlatıldıkları platform kara veya su ortamıdır. Savunma amacıyla tercih edilirler. Hareketli hedeflere yönelik kullanılacağından yüksek güdüm gereksinimi bulunmaktadır. Yüksek hız ve yüksek manevra kabiliyeti bulundurmaktadırlar. Kısa periyotlar içerisinde hedefe dair bilgi toplayarak komuta komutları üretirler.
4. **Kara – Kara** füzeleri, fırlatma platformunun genellikle bir araç, sabit bir nokta veya şahıs üzerinden olduğu ve yine hedefinde aynı katmanda bulunduğu, yüksek manevra kabiliyeti içermediği koşullarda kullanılan füzelerdir. Uzun menzillerde çok tercih edilmeseler de mesafeye ve hedeflerine göre tasarımları değişmektedir.

Yüksek güdüm hassasiyeti içermeyen kara-kara füzeleri, hedefe göre ek donanımlarla tasarlanabilirler. Balistik füzeler ve seyir füzeleri bu gruptandır.

Füzeler, üzerlerindeki sensör ve işlemci yardımıyla hedefe ait birtakım bilgiler toplamakta ve bunları sinyaller aracılığı ile işlemektedir. Bu işlemin sonucunda bir takım kontrol komutları üretilmektedir. Bu üretilen komutların iletildiği aksanlar veya füze uzuvları tasarıma göre farklılık gösterebilir. En genel hali ile uçuş kontrolü:

- Kanat
- Kuyruk
- Kanart
- İtke kuvveti desteği

gibi donanımlar üzerinden sağlanabilmektedir. Şekil 2.1’de füze kontrol yüzeyleri gösterilmektedir.



Şekil 2.1: Füze Kontrol Yüzeyleri.

2.1. Kanat Kontrol

İlk keşfedilen ve uzun süre boyunca birçok füzede kullanılan kontrol yöntemidir. Uzun menzilli büyük füzelerin daha çok kullanmayı tercih ettiği görülür. AIM-7 Sparrow ve skyflash kanat kontrolünün kullanıldığı örnek füzelerdir. Kanat kontrolünün sahip olduğu bazı avantaj ve dezavantajlar şu şekilde özetlenebilir:

- Hücüm açısını azaltır.
- Hücüm açı kontrolünün direkt sağlanabilmesinden dolayı bazı füzelerde ivmeölçer ihtiyacını ortadan kaldırır.
- Kanatların büyüklüğü ile birlikte servo motor bulundurması füze ağırlığı ve güç tüketiminin artmasına sebep olur.
- Dönüş kontrolünde zorluk çekilmesi. Dönme hareketi sırasında oluşabilecek girdapların kontrolün kaybedilmesine neden olabilir.

Kanat kontrole Tablo 2.1’ de belirtilen B₁T₁W_d konfigürasyonu örnek verilebilir. Gövde, kuyruk ve kanat uzuvlarının kaldırma kuvveti oluşturduğu ve sadece kanatların kontrol yüzeyleri olarak tayin edildiği konfigürasyon modelidir. Kanat hareketleri füzeyi, yanal olarak hareket ettiren ve hücüm açısını değiştiren kuvveti üretir. Kanatlar moment merkezine yakın yerleştirildiğinden, gövdenin yanal hareketini sağlamak için büyük bir kontrol kuvveti gerekir. Bu kuvvet, kanatları hareket ettiren büyük servo motorlar ile sağlanır. AIM-7 Sparrow bu gruba örnek bir hava-hava füze türüdür.

2.2. Kanart Kontrol

Kuyruk kontrolüne göre daha fazla verim ortaya koyan bu tasarımda kanat yüzey kontrolde olduğu gibi dönüş kontrolünde zorluklar yaşanabilmektedir. Kontrol yüzeyi üzerinden büyük moment sağlanmaktadır. Kısa menzilli füzelerin tercih ettiği kanart kontrole örnek olarak AIM-9M Sidewinder verilebilir.

Kanart kontrolü kısa mesafede düşük hücüm açısı ile hassas yön değişimine imkân sağlamaktadır. Bu özellik diğer kontrol yüzeylerinin aksine belirli angajmanlar içerisinde yüksek manevra kabiliyeti göstermesine izin vermektedir.

Birçok lazer ve IR güdümlü füzede tercih edilen kanart denetleyicisi ikili formatı ile de karşımıza çıkabilmektedir. Tek kanart genellikle hareketli olmaktadır. Gövdeden daha ön kısma konuşlandırılan kanartlar füzenin sabit duruşunu bozma gibi aerodinamik sorunlara yol açabilmektedir. Bu durumu ortadan kaldırabilmek adına destek amaçlı uzun ve sabit kuyruklar kullanılabilir. İkili kanart formatta ise kanartlardan birisi sabit iken diğeri hareketli olarak tasarlanır. Birinci kanart ikinciye uygun ortam oluşturması için konuşlandırılmıştır. Tek kanartın özellikleri bu ikili

üzerine dağıtılır. Çift kanatlı bu tasarıma örnek olarak Phyton 4, Aphid AA-8 füzeleri verilebilir.

B₁T₁C_c konfigürasyonu kısa kodundan da anlaşılacağı şekilde gövde ve kuyruk, kaldırma kuvveti oluşturma rolünü üstlenir. Kontrol yüzeyi ise kanartlardır. Kontrolün kanartlar ile sağlandığı bu konfigürasyonda kanart hareketi ile füzenin hücum açısının değiştirileceği kontrol kuvveti üretilir. Kanartların gövdeden uzak olma sebebi ile bu modelde kullanılan servo motorların ebatları birinci modele göre daha küçüktür.

2.3. Kuyruk Kontrol

Patriot, Roland gibi kara-hava ve uzun menzilli füzelerde daha çok kuyruk kontrol tercih edilir. Kuyruk kontrolü kullanan füzeler genellikle destek kaldırma kuvveti için ilave kanat tercih ederler. Bu yüzey kontrolünün avantajı, çevik manevra yapan hedeflere karşı yüksek hücum açısı olanağı sağlamasıdır. Tablo 2.1' de bulunan B₁T_c ve B₁T₁W_c konfigürasyonları, kuyruk ve kanat, kontrol yüzeyi olarak atanmıştır. Kaldırma kuvvetini ise gövde veya kanatlar sağlamaktadır. Kuyruk hareketi ile ortaya çıkan kuvvet, füze dönüşü ve hücum açısı değişimine sebep olmaktadır.

2.4. İtme Kontrol

Teknoloji ile paralel gelişim gösteren bu kontrol metodu, üretilen güç ile itme kuvveti elde etmeyi amaçlar. Füze, egzoz hareketinin sağlanması ile istenilen yöne doğrultularak itme kuvveti oluşturulur. Genellikle füzenin arka kısmından uygulanan itme kuvveti, gelişen teknoloji ile gövde üzerinde açılan kanallarla da uygulanabilecek şekilde, farklı varyasyonlarla karşımıza çıkabilmektedir. Bu kanallar üzerinden yanal yönlendirmeler yaratacak tasarımlar oluşturulmaktadır. Yakıt tamamen bittiğinde hiçbir etkisi olmayan bu kontrolün en büyük avantajı: düşük hızda ve yüksek irtifada (havasız ortam) etkili olmasıdır. Genel olarak itme şekline göre motor tipleri 3 grupta incelenmektedir: all boost, all sustain ve boost sustain. All boost modelde motor çok hızlı ivmelenir. Kısa süre içerisinde yüksek hızlara çıkılır fakat aşırı ısınma ve kayma gibi istenmeyen durumlar gözlemlenmektedir. All sustain modelde yakıt daha tasarruflu kullanılarak düşük ivmelenme ve uzun uçuş süresi sağlanmaktadır. Uçuş süresinin artması füze iç donanımında istenmeyen durumlar ortaya çıkartabilmektedir. Boost sustain ise bahsedilen iki motorun karakteristiğini üzerinde barındırarak belirli

bir süre zarfında yüksek hızlara ulaşır ve daha sonra kurgusuna göre düşük ivme modu olan sustain moduna geçer.

Hedef kimliği ve angajman koşullarına göre farklı uçuş yüzey kontrol konfigürasyonları oluşturulabilir. Hava aracının uzuvları, kaldırma kuvveti ve kontrol yüzeyi gibi çeşitli görevleri yerine getirebilmek adına mühendisler tarafından dizayn edilmektedir. Tablo 2.1 üzerinde bir füze için farklı uçuş kontrol konfigürasyon örnekleri verilmiştir. L kaldırma kuvveti, C ise kontrol yüzeyi eylemini ifade etmektedir.

Tablo 2.1: Kontrol Konfigürasyonları.

Konfigürasyon	Gövde(B)	Kuyruk(T)	Kanat(W)	Kanart(C)
1	L	L	L-C	
2	L	L		C
3	L	C		
4	L	C	L	

Füzelerin asıl görevi hedefi indirmek veya mümkün mertebede hedefe maksimum zararı verebilmektir. Bir füzenin sadece kontrol yöntemi ile hedefi vurması oldukça zordur. Gelişen teknoloji ile hedeflerin saklanma ve manevra kabiliyetinin arttığı düşünülürse yakalama ihtimali daha da imkânsız hale gelmektedir. Bu sebepten kontrol sistemlerine destek olacak ve akabinde güdüm doğruluğunu arttıracak yeni yaklaşımlara bu alanda ihtiyaç duyulmaktadır. Sezgisel algoritmalar alternatif yaklaşımlar arasında en başta gelmektedir. Güdüm terminolojisinde olduğu gibi veri analizi, karar verme, robotik süreçler gibi birçok alanda ve çalışmada kullanılan farklı sezgisel yaklaşımlar, uygulamalarıyla da kendini ispatlamayı başarmıştır.

Sezgisel algoritmalar insan, hayvan davranışları ve doğada meydana gelen olayların incelenip, önce sözel ve dilsel olarak kurgulanması; daha sonra bu kurgunun matematiksel olarak ifade edilmesi temeline dayanır. Gerçek olayların matematik ile ilişkilendirilmesi bilim dünyasına birçok konuda katkı sağlamıştır.

Sezgisel algoritmalar aslında birer optimizasyon metodu veya problem çözme tekniği olarak düşünülebilir. Algoritma sonucunun doğruluğu sorgulanmaz. Buradaki temel amaç istenilen sonuca ulaşmak; bunun ile beraber süreci mümkün olan en kısa süre

içerisinde tamamlamaktır. Dolayısıyla sezgisel algoritmaların çıktılarında kanıtlanma amacı güdülmez. Sistemin performansı ve elde edilmek istenen değerler sorgulanabilir. Her zaman en iyi sonucu garanti etmezler. Sezgisel algoritma ile optimizasyon işlemi yapılırken ilk olarak “karar değişkenleri” ve “sınır değerleri” tanımlanmalıdır. Daha sonra en uygun çözümü elde etmemizi sağlayan “amaç fonksiyonunun” hazırlanması gerekmektedir. Problem sınırlamalarında, karar değişkenlerinin alamayacağı değerler tanımlanır. Nihayetinde “arama uzayları” belirlenerek “lokal minimum-maksimum” ve “küresel minimum-maksimum” analizleri yapılarak sonuca ulaşılmaya çalışılır. Sezgisel algoritma türleri:

- Bulanık Mantık
- Gri kurt
- Yapay algı
- Genetik
- Karınca kolonisi
- Parçacık sürü

gibi örneklendirilebilir.

Zekâ insan beyninin algılama, öğrenme, idrak etme, ilişkilendirme, planlama ve sorgulama gibi zihinsel işlevlerine verilen isimdir. Bilim insanları tarafından zekânın yerine getirdiği işlevler ilk olarak hayvanlara aktarılmaya ve uygulatılmaya çalışılmıştır. Bugün ise gelinen son noktada makine/robotlar gibi canlı olmayan varlıklara öğrenme ve karar verme yetisi aktarılmaya çalışılmaktadır. Yapay zekâ ana başlığı altında toplanan tüm bu çalışmalar birçok alt dala ayrılmıştır. İlk zamanlarda yapay zekâ başlı başına bir çalışma alanıydı. Zamanla karşılaşılan problemlerin karmaşıklığı ve birbiri ile olan ilginin uzaklaşmasından dolayı sorunlar farklı başlıklara ayrıldı. Bu başlıklar zaman ile ayrı çalışma alanları haline gelmiştir. Makine öğrenmesi ise yapay zekâyâ ait alt dallarından yalnızca biridir. Marvin Minsky, *“Makine öğrenme, insan zekâsının yapabildiği işleri yapabilen makinenin oluşturulması hakkında bilimdir.”* cümlesi ile makine öğrenmesini ve dolayısı ile yapay zekâ fikrini tanımlamıştır. Yapay zekâ teknolojisinin, güdüm terminolojisi, veri analizi, arama motorlarında, bankacılık sektöründe, tahminleme algoritmaları, problem çözme gibi farklı alanlarda kullanıldığı görülmektedir. Yapay zekâ

uygulamalarında sıkça tercih edilen sezgisel algoritmalar ise birçok problemin aşılması ve optimizasyon sürecini başarı ile tamamlaması yönünden kendini ispatlamıştır. Yapay zekânın kapsadığı başlıca işlevler:

- Öğrenme
- İşitme
- Beden
- Kıyaslama
- Planlama

olarak belirtilebilir.

Bilim ve matematiğin duraklama yaşadığı ve çözüm bulamadığı birçok noktada tabiat ve dilsel ifadeler anahtar rol olarak devreye girmiştir. Kesin olmayan sınırlar, esnetilmiş kurallar ve insan zihninin farklı bakış açılarına ihtiyaç duyulduğu noktada birçok optimizasyon problemi çözüm ürettikten sonra bilimdeki yerine adeta ispatlanmıştır. Bu tez çalışmasında sezgisel algoritma türlerinden bulanık mantık yaklaşımı ele alınmıştır. Tasarımı ve uygulaması tez kapsamında gerçekleştirilen bulanık mantığın detayları dördüncü bölümde ele alınmıştır.

3. TAKTİK FÜZE GÜDÜM KURALLARI

Füzeler, mühendislik tasarımları ve teknolojiyi üzerinde barındıran önemli teçhizatlardır. Barındırdıkları tüm sistemin, senkron halde birbirini dinlemesi ve uçuş esnasında ayakta olması büyük önem arz etmektedir. Hedef takip için sensör sisteminden kontrol sistemine, rahat bir uçuş için aerodinamikten mühimmat tipine kadar birbirinden farklı onlarca alana ait tasarım füze üzerinde bulunmaktadır. Taktik bir füze için başlıca alt bileşenler:

- Arayıcı Başlık
- Harp Başlığı
- Uçuş Kontrol Sistemi
- Güdüm Sistemi
- İtke Sistemi

olarak sıralanabilir. Şekil 3.1 ile taktik füze bileşenleri gösterilmektedir.

Arayıcı başlık genellikle füzelerin burun kısmında yer alan ve adından anlaşılacağı üzere uçuş esnasında hedefi arayan, çevre taraması yapan donanımdır. Tercihe göre IR, radar, akustik gibi sensörlerin kullanıldığı bir arayıcı başlığın hedefi bulabilmesi için farklı metotlar bulunmaktadır. Örneğin, hedef aracın motorundan çıkan ısıнын takibi, kızılötesi ışınlar veya gövdeden yansıyan sinyallerin takip edilmesiyle hedef bulunmaya çalışılır. Belirtilen metotlardan herhangi biri ile kurgulanan güdüm takiple elde edilen sinyaller, füze içerisindeki güdüm bilgisayarına iletilir. Arayıcı başlığın türüne göre 3 farklı tasarım bulunmaktadır. Bunlar:

1. Aktif güdüm
2. Yarı aktif güdüm
3. Pasif güdüm

şeklinde belirtilmektedir.

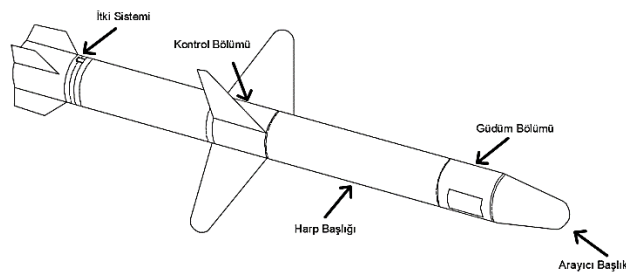
En yalın ifade ile aktif güdümlü füze, hedefe doğru gönderilecek radar sinyallerini kendisi üretir ve gönderir. Aynı şekilde yansıyan sinyalleri de kendi üzerindeki alıcılar ile takip eder. Yani dışardan bir desteğe ihtiyaç duymamaktadır. Yarı aktif güdümlü verici, dışarıdan bir kaynak olarak kurgulanmıştır. Hedefe gönderilecek sinyaller dışarıdan bir kaynaktan sağlanır iken alıcılar füze üzerinde bulunmaktadır. Pasif güdümlü ise hem verici hem alıcı füze dışında bulunan destek bir sistemden sağlanır. Elde edilen veriler füzeyle iletilir.

Harp başlığı bölmesi, füzenin yük oluşturan bölmesi olarak görülmektedir. Patlayıcı maddelerin ve silahların tutulduğu bölmedir. Füzeden füzeyle farklılık göstermektedir. Nükleer silahlar, kimyasal silahlar, yanıcı bombalar gibi farklı tipte mühimmatlara rastlanabilir.

Uçuş kontrol sistemi, güdümlü sisteminden gelen verilere göre füzeyle uygun ivme komutlarını üretip, uygulatan hayati birimdir. Genellikle füze gövdesine yakın noktalara konuşlandırılırlar. Güdümlü sistemi ile doğrudan iletişim halinde olup, çok kısa periyotlarla haberleşme sağlanmaktadır.

Güdümlü sistemi, füzenin hedefe yönelebilmesi adına kurgulanan senaryo veya yöntem olarak düşünülebilir. Güdümlü çıktısı olarak üretilen komutlar, kontrol sistemi tarafından kontrol yüzeylerine aktarılır. Bölüm 3 içerisinde bulunan alt başlıklarda güdümlü metotları ele alınacaktır.

İtme sistemi veya motor, füzenin hareket etmesini sağlayan gücün üretildiği yerdir. Roket ve füzeler arasında itme sistemi açısından farklılık bulunmaktadır. Bu farklılıklar giriş bölümünde ele alınmıştır. Yakıtlarına göre: katı, sıvı, hibrit ve hava soluyan motorlar olarak gruplandırılabilirler.



Şekil 3.1: Taktik Füze Bileşenleri.

3.1. Güdüm Sistemi

Gelişen teknoloji ile birlikte havacılık, silah ve savunma sanayi envanterleri, bu envanterlere ait donanımlar, hızlı bir gelişim göstermiştir. Bu kapsamda hava araç tasarımı, bu araçların aerodinamiği ve motor endüstrileri başlığı altında yapılan ar-ge çalışmalarıyla yüksek verimli, çevik hareket kabiliyetine sahip yeni tasarımlar ortaya çıkartılmaya başlamıştır. Piyasaya sürülen yeni ve teknolojik araçlara refleks olarak füzeler üzerinde de gelişim ihtiyacı ortaya çıkmıştır. Yüksek manevra ve hız ile hareket eden hedefi yakalayabilmek için füze donanımının bir parçası sayılan güdüm algoritmaları da gelişim ihtiyacı olan gruplar arasında yerini almaktadır. Güdüm alt sistemi 3 ana bölümden oluşmaktadır:

- Navigasyon
- Güdüm
- Kontrol

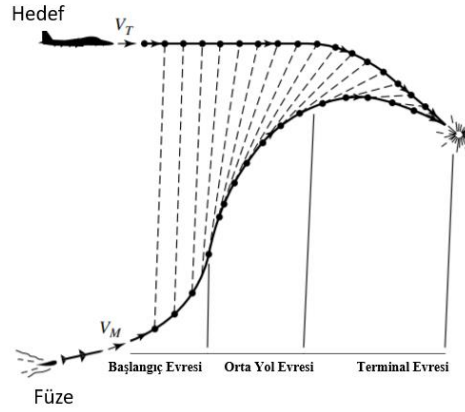
şekil 3.2’de güdüm sistemi diyagramına yer verilmiştir. Bu tez çalışması içerisinde kontrol sisteminin bir parçası olan güdüm bölümü ele alınarak hibrit tasarım ile geliştirme çalışmaları yapılmıştır. Güdüm aşamaları genel olarak 3 başlık altında incelenebilir.



şekil 3.2: Güdüm Sistemi Diyagramı.

- Fırlatılma Evresi (Başlangıç Evresi): Belirtilen süreç füzenin bulunduğu platformdan ayrılma evresidir. Hedef bağımsız bu evrede, önceden programlanmış manevra senaryoları uygulanarak füzenin yol alması sağlanmaktadır. Bu safhada büyük itki kuvveti uygulanmaktadır.

- Orta Yol Evresi: Bu safhanın amacı, füzeyi hedefe yönlendirmek ve bunu yapacak komutların üretilmesini sağlamaktır. Füzenin baş kısmında bulunan arayıcı başlık sayesinde hedeften gelen veriler değerlendirilerek, gerekli ivmeler üretilmektedir.
- Terminal Evresi: Son aşama içerisinde ölüm yarıçapı hesapları yapılmaktadır. Hedef ile çarpışma sağlanabilmesi için gerekli hücum komutları üretilmeye başlanmaktadır. Ölüm bölgesi olarak adlandırılan optimum uzaklık sağlandığında yaklaşma tapası desteği ile savaş başlığı patlatılır. Genellikle hedef ile tam çarpışma sağlanamamaktadır. Füze, ölüm bölgesine girdiği zaman en az eksik mesafe ile mühimmat infilak ettirilir. Güdüm kurallarının temel amacı bu mesafeyi sıfıra indirmektir. Bu evrede güdüm ve kontrol sistemleri arasında hızlı komut alışverişi gerçekleşmektedir.



Şekil 3.3: Angajman Evreleri.

(Siouris, 2004)

Başlıca güdüm algoritmaları:

- Görüş hattı tabanlı güdüm
- Komuta kontrol güdüm
- Orantısal seyir güdüm
- Takip güdüm

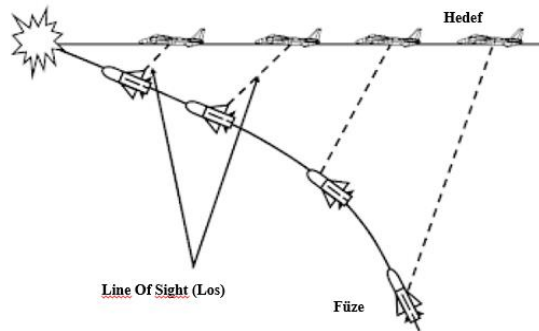
olarak belirtilebilir.

3.2. Görüş Hattı Tabanlı GÜDÜM Kuralı (Line of sight)

Görüş hattı kuralı genellikle karmaşık olmayan sade sistemlerde ve kısa menzil içeren uçuş planlarında kullanılır. Birçok güdüm kuralına ilham olan bu yöntem temel olarak 3 bileşenden oluşur:

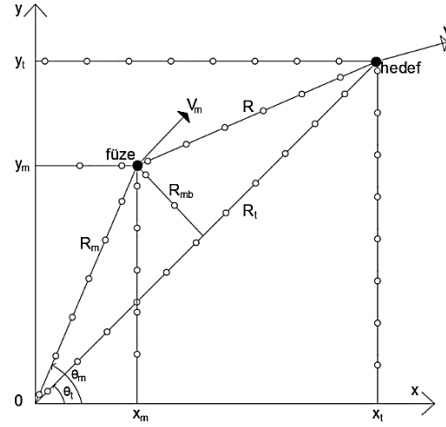
- Füze
- Hedef
- Referans noktası

Genellikle referans noktası radar olarak tercih edilen bu yaklaşımdaki temel mantık: füzeyi radar ile hedef arasındaki LOS üzerinde tutmaktır. Füze-hedef angajmanındaki herhangi bir anda, belirtilen ikili arasındaki hayali çizgiye görüş hattı veya LOS denir. LOS uzunluk ve yönelim olarak değişebilir. Görüş hattının çizgileri Şekil 3.4 ile ifade edilmiştir. Radar istasyonu, hedefi ışın demeti ile izler. Füze bu ışın demetine bağlı olarak hedefi vurmaya çalışır. Bu kuralda füze, üzerinde bir izleyici donanım bulundurmadığı için kördür. Işın demetine ve radara bağlıdır.



Şekil 3.4: Görüş Hattı GÜDÜM Angajmanı.

Temelinde LOS mesafesini korumak olan bu güdüm kuralının en yaygın bilinen dezavantajı ise terminal aşamasında füzeler keskin manevralara ihtiyaç duyabilmektedir. Tam da bu noktada görüş hattı güdümü yetersiz kalabilmektedir. Tam tersi durumda da yani hedefin radara yaklaştığı durumlarda da keskin dönüş yetenekleri yetersiz kalmaktadır. Buna rağmen birçok füze üzerinde bu güdüm kuralı kullanılmaktadır. Görüş hattı güdüm angajmanına ait Şekil 3.5 ve ifadeler aşağıdaki gibidir (Erkan Milli, 2012):



Şekil 3.5:Görüş Hattı Angajmanının Vektörel Gösterimi.

Şekil 3.5' e ait parametreler:

V_t : Hedef hız vektörü

V_m : Füze hız vektörü

θ_m : Referans noktadan füzeye doğru gönderilen sinyalin yatay eksen ile yaptığı açı

θ_t : Referans noktadan hedefe doğru gönderilen sinyalin yatay eksen ile yaptığı açı

R : Los mesafesi

R_m : Referans noktası ile füze arasındaki mesafe

R_t : Referans noktası ile hedef arasındaki mesafe

R_{mb} : Füzenin hedefi aydınlatan ışına dik uzaklığı

olarak belirtilmektedir.

θ_m değişkeni matematiksel olarak,

$$\theta_m = \tan^{-1} \left\{ \frac{y_m}{x_m} \right\} \quad (3.1)$$

ifade edilmektedir.

θ_t değişkeni matematiksel olarak,

$$\theta_t = \tan^{-1} \left\{ \frac{y_t}{x_t} \right\} \quad (3.2)$$

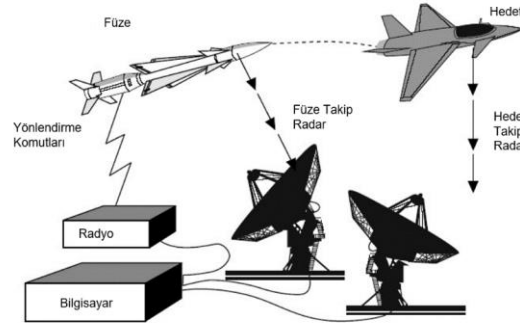
ifade edilmektedir.

Görüş hattı güdümü 2 gruba ayrılmaktadır:

- Komuta kontrollü görüş hattı güdüm
- Işın İzleme

3.3. Komuta kontrollü görüş hattı güdüm

Hedef takibinin ve güdüm komutlarının dışarıdan icra edilip füzeye yönlendirildiği güdüm grubudur. Uzun mesafelerde, fırlatılma veya takip noktalarından uzaklaşıldığı durumlarda çok tercih edilmezler. Yüksek maliyete sahip değildir. Bu güdüm kuralındaki temel amaç hedef ile füze arasındaki izleme açılarını sıfıra yakınlaştırmaktır. Füze için hazırlanan kontrol ve güdüm bilgileri radyo frekans, kablo veya lazer yolu ile füzeye ulaştırılır. Şekil 3.6 ve 3.7’ de radar tabanlı komuta kontrol angajmanları ifade edilmiştir.



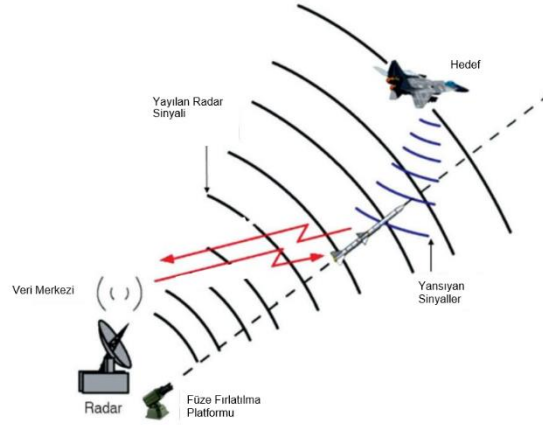
Şekil 3.6: Komuta Güdüm Angajman.

Takip sistemi, tasarıma göre değişkenlik gösterebilir. Örneğin, füze – hedef ikilisinin takipleri iki ayrı sistem ile yapılabilecek iken yine aynı fonksiyon tek tarayıcı ile yerine getirilebilir. Fakat füze üzerinde herhangi bir arayıcı bulundurulmaz. Takip sistemi tasarımında arazi koşulları, hedefin kimliği ve ısı imzası göz önünde bulundurulur. Lazer, kızılötesi, radar veya optik arayıcılar kullanılabilir. Ortamdan alınan veriler doğrultusunda gerekli yönlendirme komutları üretilir ve çarpışma hesapları yapılır (George M. Siouris, 2004).

Komuta güdüm kullanan bir füzenin en bilinen dezavantajı ise sinyal karışıklığına çok müsait olmasıdır. Bu güdüm kuralına ait füze komuta ivmesi n_c ,

$$n_c = K(\theta_t - \theta_m) \quad (3.3)$$

olarak tanımlanmıştır (Erkan Milli, 2012).



Şekil 3.7: Komuta Güdüm Angajman-2.

3.4. Işın İzleyici Güdüm

Komuta güdüme benzeyen bu metod farklı bir formatla karşımıza çıkmaktadır. Kara veya su ortamında bulunan, dışarıdan bir kaynaktan hedefe doğru tutulan ışın/lazer ile hedef işaretlenir. Füze üzerinde bulunan sensörler sayesinde hedef takibi yapılır. İkinci bir alternatif seçenek ise füze ve hedef ışın hüzmesi altında tutulur. Hedeften gelen sinyallere göre dışarıda konum ve güdüm hesapları yapılarak füzenin yönlendirilmesi sağlanır. Şekil 3.8’de ışın izleme güdüm metodu görsel olarak ifade edilmiştir. Işın izleme metodu için komuta güdüm ivmesi n_c ,

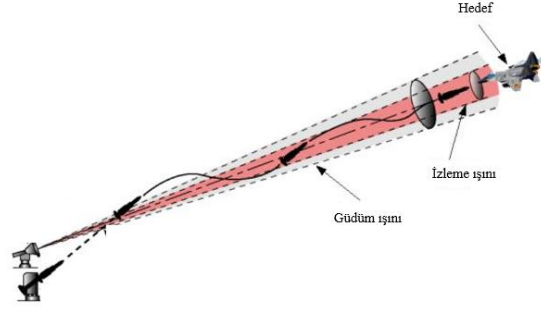
$$n_c = KR_{mb} \quad (3.4)$$

olarak ifade edilmiştir (Erkan Milli, 2012).

Şekil 3.5 görüldüğü gibi R_{mb} , takip yapılan platformdan hedefe doğru olan görüş hattının, füze ile arasındaki dik mesafe olarak belirtilir. R_{mb} matematiksel olarak,

$$R_{mb} = R_m \sin(\theta_t - \theta_m)$$

olarak ifade edilmiştir.



Şekil 3.8: Işın İzleme Güdüm Angajman.

3.5. Orantısal Seyir Güdümü (Proportional Navigation Guidance)

Orantısal seyir güdümü (OSG) matematiksel olarak görüş hattı çizgisinin yatay eksenle yaptığı açı ile füze yaklaşma hızının ilişkisine dayanır. Belirtilen iki parametreye kazanç sabitinin de eklenmesi ile füzeye ait yanal ivme komutu güdüm kuralları çerçevesinde üretilmeye başlanır. Füze, LOS değişimine orantılı olarak ivmelenmektedir. Genellikle elde edilmek istenen yanal ivme komutunun LOS çizgisine dik olmasıdır. Bu noktada LOS çizgilerinin yönü önem arz etmektedir. LOS açısının ölçümü arayıcı başlık tarafından yapılırken, arayıcı başlığa göre sabitlenen koordinat sistemi baz alınarak güdüm parametre atamaları yapılır. Orantısal güdüm kuralına ait akışın blok diyagram modeli Şekil 3.10 ile gösterilmiştir.

Şekil 3.9’ da görüldüğü üzere füze-hedef angajmanında ki bağıntılar doğrusal olmayan ilişkiler doğrultusunda kabul görmektedir. Bu kabulden dolayı angajman denklemleri atalet koordinat sistemi içerisinde ele alınırken, füze-hedef aerodinamik modellerinde ağırlık merkezli bazlı koordinat sistemleri ele alınır.

Diğer güdüm kurallarında olduğu gibi terminal safhasında devreye giren OSG’ nin avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır.

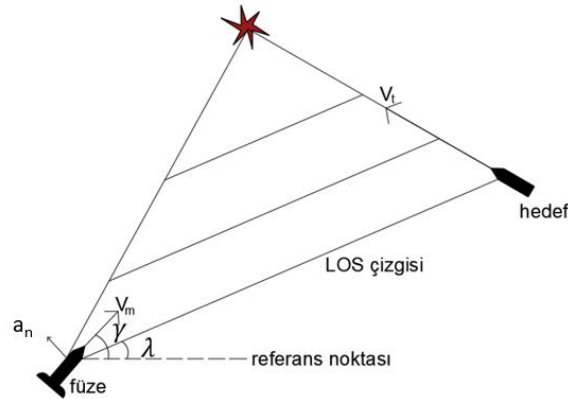
OSG kuralının öne çıkan özellikleri;

- Kolay uygulanabilirlik
- Düşük maliyet
- Doğruluğu farklı çalışmalarda kabul görmüş
- Hedefe dair kompleks ve detay verilere ihtiyaç duymaz

Öte yandan OSG içerisinde füze manevra ve ivmelenmesi esnasında ihmal edilen aerodinamik sürtünme etkisi, angajmanın bazı anlarında performans kaybını ortaya çıkartmaktadır. Bu durum eksik mesafenin artmasına, çarpışmanın sağlanamamasına veya OSG' nin yetersiz kalmasına sebep olabilmektedir.

OSG çalışmalarında optik sensör kullanımının yaygın olduğu gözlemlenmiştir. Tercih ve tasarıma göre kızılötesi, akustik sensörler de kullanılabilir. Buna karşılık, hedef olan yeni nesil araçların kaçış manevraları ve gizlenme yetkinlikleri geliştirilmektedir. Bu durumda füze-hedef angajmanlarında hedeflerin yüksek hızda ki çevik manevralarına karşı OSG, yetersiz kalabilmektedir. Çeşitli formlar ile karşımıza çıkan farklı güdüm kuralları gibi OSG üzerinde de geliştirmeler yapılmıştır.

- Saf Orantısal Seyir Güdümü (Pure Proportional Navigation Guidance)
- Gerçek Orantısal Seyir Güdümü (True Proportional Navigation Guidance)
- Arttırılmış Orantısal Seyir Güdümü (Augmented Proportional Navigation Guidance)



Şekil 3.9: OSG Angajman Modeli.

OSG' de füze hız vektörünün yatay eksenle yaptığı açının zamana göre değişimi ile füze-hedef arasındaki LOS çizgisinin yatay eksenle yaptığı açının zamana göre değişimi ile direkt olarak ilişkilendirilir. Şekil 3.9 üzerinde belirtilen füze yanal ivme komutu a_n ,

$$a_n = N \times V_c \times \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) \quad (m/s^2) \quad (3.5)$$

olarak tanımlanır. Denklem 3.5'teki değişkenler,

N = Birimi olmayan navigasyon sabiti veya navigasyon kazancı,

$V_c = -R \cdot$ = Yaklaşma hızı,

λ = LOS açısı veya görüş hattı açısı,

olarak ifade edilirler (George M. Siouris, 2004).

Füze arayıcı başlığı tarafından ölçülen görüş hattı açısının zamana göre değişimi, $d\lambda / dt$ (rad/s) olarak ifade edilir. LOS açısı, füze-hedef arasındaki en kısa mesafeye ait hayali hattın, yatay eksen ile yaptığı açıyı ifade eder. λ değerinin hesabı denklem 3.6' da ki gibidir.

$$\tan^{-1} = \left(\frac{y_t - y_m}{x_t - x_m} \right) \quad (3.6)$$

Yanal ivme komutu dışında, angajman içerisinde kullanılan bazı önemli parametreler de aşağıdaki gibidir.

V_t , hedefe ait hız, V_m füze hızı olmak üzere; füze hız vektörü ile yatay eksen arasında kalan açı γ ,

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{V_{my}}{V_{mx}} \right) \quad (3.7)$$

olarak gösterilir. γ , aynı zamanda “füze uçuş hattı açısı” olarak isimlendirilmektedir.

Hedefe ait hız vektörü ile yatay eksen arasında kalan açı β ,

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{V_{ty}}{V_{tx}} \right) \quad (3.8)$$

olarak belirtilir. β , “hedef uçuş hattı açısı” olarak isimlendirilmektedir.

Navigasyon sabiti OSG senaryosunda önemli bir etkidir. Füzenin ivmelenme ihtiyacına ve hedefin manevra kabiliyetine göre değişkenlik göstermektedir. Bu sabite verilecek değer çevre koşulları, hedef kimliği ve füzenin tasarımına göre değişkenlik gösterebilir.

Füzenin hız vektörünün yatay eksenle yaptığı açının değişimi yani $\frac{d\gamma}{dt}$ ile LOS açısı değişimi $\frac{d\lambda}{dt}$ ile olarak doğru orantılıdır (George M. Siouris, 2004).

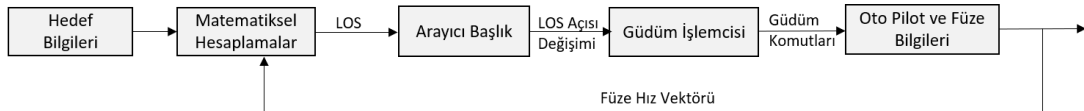
Söz konusu bu ilişki

$$\frac{d\gamma}{dt} = \left[N \times \frac{d\lambda}{dt} \right] \quad (3.9)$$

şeklinde ifade edilmektedir.

OSG üzerinde R , γ ve λ bağımlı değişkenler olmalarına rağmen sistem içerisinde kritik rol oynamaktadırlar. Bu değişkenlerin ölçümünde kullanılacak olan sensörler ve bu sensörlerin hassasiyeti büyük önem arz etmektedir. Diğer değişkenlerden V_m , V_t ve hedef uçuş yolu açısı γ_t , önceden bilinerek veya varsayılarak sistemin kurgusu yapılmaktadır (George M. Siouris, 2004).

Yapılan literatür taramaları sonucunda simülasyon sonuçları N değerinin $2 < N < 5$ aralığında daha etkili olduğu gözlemlenmiştir. $N=1$ olduğunda füze hedefi tam olarak yakalayamadığı ve hedefin arkasında kaldığı gözlemlenmektedir. $N=1$ senaryosunda çarpışma üçgeni, LOS eğrilerinde görülmez. $N>2$ aralığına geçildiğinde ise LOS açıları ve füze hız vektörünün yanal eksenle yaptığı açılardaki değişimin azaldığı ve sabit değerlerin geldiği görülmüştür. Bu senaryolarda çarpışma üçgeni gözlemlenmesi mümkündür. N değerinin artması çarpışma süresinin hızlanmasına etki edebilir fakat bazı dezavantajlar ortaya çıkmaktadır. Örneğin başlangıç aşamasında harcanan güç fazla olduğu için terminal safhasında olası ani bir manevra ihtiyacında füze yetersiz kalabilmektedir.



Şekil 3.10: Orantısal Seyir Güzüm Blok Diyagramı.

Geliştirilen OSG türevleri yanal ivme komutunun uygulanma yönü ve hedef bilgilerinin kullanımına göre üç gruba ayrılmaktadır. Saf Orantısal Seyir Güzümü

(SOSG), Gerçek Orantısal Seyir GÜdümü (GOSG), Arttırılmış Orantısal Seyir GÜdümü (AOSG) olarak karşımıza çıkan bu metotlara sonraki bölümlerde detaylı olarak değinilmiştir. Bu sınıflandırma füzelerin kullanıldığı ortam şartlarına göre farklı formatta yapılabilmektedir. Şekil 3.10’da güdüm sürecinin blok diyagram ile gösterimine yer verilmiştir.

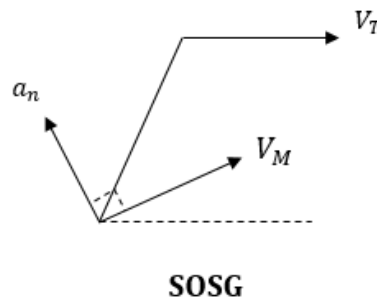
3.5.1. Saf Orantısal Seyir GÜdümü (SOSG)

SOSG ve GOSG kurallarında matematiksel denklemler ve hesaplama adımları OSG ile aynı şekilde yürütülmektedir. Şekil 3.11 gösterildiği gibi SOSG’ de yanal ivme komutu, füze hız vektörüne dik olarak uygulanmaktadır. Denklemden kullanılan hız parametresi füze hızıdır. Dolayısıyla hız bilgisi sık ve periyodik olarak okunmalıdır. Hedefin hızına dair direkt olarak ölçüm yapılmadan olumlu sonuç vermesi ise diğer türevlerinden farklı olarak öne çıkan özelliği olmuştur (Gözde Yılmaz, 2019). Yanal ivme komutu a_n ,

$$a_n = N \times V_f \times \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) \quad (3.10)$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Denklem 3.10’ da belirtilen N sabiti atanırken füze aerodinamik yapısı ve sınırları göz önünde bulundurulmaktadır. Yapılan çalışmalarda bu sabitin genellikle 3 ile 5 aralığında bir değer olarak tercih edildiği gözlemlenmiştir.



Şekil 3.11: Saf OSO Vektörel Gösterim.

3.5.2. Gerçek Orantısal Seyir GÜdümü (GOSG)

Şekil 3.12 ile gösterildiği gibi yanal ivme komutunun LOS çizgisine dik olarak uygulandığı GOSG, yaygın kullanılan orantısal seyir güdüm metodu olarak

görülmektedir. Referans alınan hız değeri füze-hedef angajmanındaki yaklaşma hızıdır. Yaklaşma hızı ise füze-hedef angajmanında yer alan LOS çizgisinin değişimine bakılarak bulunur. Çözümlemesi ve uygulanması kolaydır fakat üretilen ivme komutunun füzenin itki eksenine yönünde bileşeni olmadığından hareket kısıtlarına sebep olmaktadır. Yanal ivme komutu a_n , GOSG' de ise

$$a_n = N' \times V_c \times \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) (m / s^2) \quad (3.11)$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Gerçek orantısal güdüm kuralında etkin navigasyon sabiti kullanılabilmektedir (Gözde Yılmaz, 2019). Denklem 3.11'de bulunan etkin navigasyon sabiti N' ,

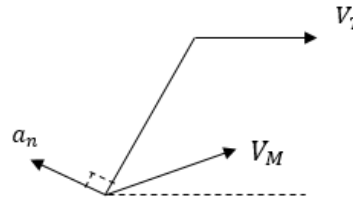
$$N' = N \times \frac{V_m}{V_c} \quad (3.12)$$

olarak belirtilmiştir.

Eşitlik 3.11 ve 3.12'den yararlanılarak yanal ivme komutu a_n ,

$$a_n = N \times V_m \times \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) \quad (3.13)$$

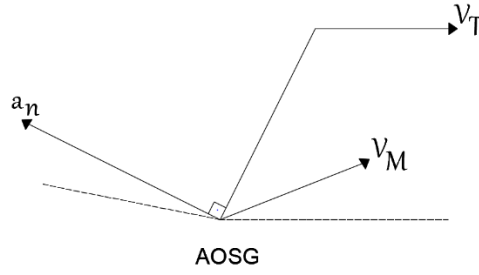
olarak gösterilir.



GOSG

Şekil 3.12: Gerçek OSG Vektörel Gösterim.

Şekil 3.12 ve 3.13' te gerçek orantısal seyir güdüm ve arttırılmış orantısal seyir güdüm kurallarına ait vektörel ifadeler gösterilmiştir. Her iki durumda da yanal ivme kuvvetinin LOS çizgisine dik uygulandığı görülmektedir. Yapılan incelemeler neticesinde saf orantısal güdüm kuralı, GOSG' ye göre daha sağlam ve güçlü yaklaşım sergilediği gözlemlenmiştir. Özellikle başlangıç koşullarında bu durum daha iyi algılanabilmektedir (N. A Shneydor, 2011).



Şekil 3.13: Arttırılmış OSG Vektörel Gösterim.

3.5.3. Arttırılmış Orantısal Seyir Güzümü (AOSG)

Orantısal Seyir Güzümü kuralının herhangi bir safhasında hedefe yönelik ivme bilgileri kullanılmaz. Bu sebepten yüksek manevra kabiliyetine sahip hedeflerde terminal safhasında eksik mesafenin arttığı gözlemlenmiştir. Bunun önüne geçebilmek için GOSG ileriye taşınarak, hedef aracın ivme parametresinin sisteme dâhil edilmesi ile AOSG elde edilmiştir. Şekil 3.13'teki gibi AOSG' de güzüm komutu LOS çizgisine dik uygulanmaktadır. Fakat bu durum tasarıma göre değişkenlik gösterebilir ve yanıl ivme komutunun sürekli olarak sabit bir açıyla uygulanması gerekmektedir (Mustafa Resa Becan, 2001). AOSG' de yanıl ivme komutu a_n olarak ifade edilir. N , navigasyon sabiti, V_c , füze yaklaşma hızı olmak üzere a_n matematiksel olarak (George M. Siouris, 2004) :

$$a_n = [N \times V_c \times (\frac{d\lambda}{dt})] + \left[\frac{1}{2} \times a_T \times t_{go}^2 \right] \quad (3.14)$$

şeklinde ifade edilmektedir.

Denklem 3.14'te kullanılan a_T değişkeni AOSG' ye ait bir parametre olup hedef ivme bilgisini ifade eder. İlk fazlarda sistem tarafından bilinmeyen bu değişken, uçuş esnasında periyodik olarak tahminlenerek; güzüm komutları çıkartabilmek adına sisteme dâhil edilmektedir. OSG'ye giriş yaparken bölüm 3.5 içerisinde füze arayıcı başlığı tarafından ölçülen görüş hattı açısal değişimi $\frac{d\lambda}{dt}$ (rad/s) olarak gösterilmiştir.

Denklem 3.14' e ait diğer değişkenler,

Angajmana ait uçuş zamanı t_{go} ,

$$t_{go} = (t_f - t) \quad (3.15)$$

olarak tanımlanmaktadır. t_{go} , güdüm kuralı içerisinde önemli bir yörünge parametresidir. Çarpışma veya çarpışmanın önlenmesi gerektiği kararının verildiği an olarak belirtilmektedir. Herhangi bir t anından t_f anına kadar füzenin yol alacağı süredir. $\frac{R}{-R}$ şeklinde de ifade edilebilmektedir. t_f değişkeni, angajmanın son anı olarak ifade edilmektedir. Bu anda füze-hedef angajmanı tamamlanır.

Denklem 3.14'ün elde edilebilmesi için 3.16 ve 3.17'den faydalanılmıştır. LOS açısı,

$$\lambda = \frac{y}{R_{MT}} = \frac{y}{V_c(t_f - t)} \quad (3.16)$$

olarak ifade edilmiştir. y , bağıl füze-hedef boşluğunu ve R_{MT} füze-hedef arasındaki menzili temsil etmektedir.

Eşitlik 3.16'daki ifadenin türevi alındığında,

$$\frac{d\lambda}{dt} = \left(\frac{1}{V_c t_{go}^2} \right) \times [y + y \cdot t_{go}] \quad (3.17)$$

elde edilmektedir.

OSG kuralında verilen yanal ivme komutu 3.5 ve 3.17 ifadelerinden faydalanılarak eşitlik,

$$a_n = N \times V_c \times \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) = \frac{N}{t_{go}^2} \left[y + \left(\frac{dy}{dt} \right) t_{go} \right] \quad (3.18)$$

elde edilmiştir.

Parantez içerisinde gösterilen değişken eksik mesafe olarak tanımlanmıştır. Burada hedefin aktif manevra yapmadığı ve düz doğrultuda hareket ettiği bir angajman içerisinde, füze üzerinde başka destek sistemin bulunmadığı varsayılmıştır. “Sıfır efor ile eksik mesafe” olarak çağrılan bu eksik mesafe hesabı; hedef kimliği, angajman ortamı ve algoritma tasarımına göre değişkenlik gösterebilmektedir. Bu eksik mesafenin LOS çizgisine dik olması beklenmektedir. Tam tersi bir angajmanda yani hedefin belirli periyotlarla manevra yaptığı senaryoda ise AOSG' ye ek bir parametre olan a_T denkleme eklenmektedir (George M. Siouris, 2004).

Hedef manevrasına ait bilginin dahil edilmesiyle eşitlik 3.17 ve 3.18' den faydalanılarak,

$$a_n = \left(\frac{N}{t_{go}^2}\right) \left[y + \left(\frac{dy}{dt}\right) t_{go} + \frac{1}{2} a_T t_{go}^2 \right] \quad (3.19)$$

elde edilmiştir.

Son adımda ise 3.18 ile 3.19'dan faydalanılarak denklem 3.14 elde edilmiştir. AOSG güdüm kural sistemde, oluşan gürültünün de algoritmaya dâhil edilip, temizlenmesi ile güdüm doğruluğu desteklenebilir.

3.6. Takip Güdümü

Füzenin hedeften hızlı olduğu temeline dayanarak oluşturulan takip güdümü, füze-hedef arasındaki mesafeyi sifıra düşürmeyi amaçlamaktadır. Takip güdümüyle genellikle hedef yavaş veya sabit hızlı olduğunda; hedef hızının füze hızından yüksek olmadığı durumlarda başarı elde edildiği görülmektedir. Benzer şekilde takip güdümü kullanılan bir mühimmat, çevik manevra kabiliyetine sahip bir hedef karşısında etkinliğini kaybetmekle beraber terminal safhasında belirlenen eksik mesafede de artışlar görülmektedir. Takip güdüm kuralında LOS çizgisinin yatay eksenle yaptığı açı ile füze hız vektörünün yatay eksen ile yaptığı açı arasındaki farka öndelik açısı denir. Öndelik açısı λ_{lead} olarak belirtilmektedir. Bu açının yanal ivme komutu a_n ile arasında belirli bir oran bulunmaktadır (Erkan Milli, 2012). Bu mantık çerçevesinde yanal ivme komutu a_n ,

$$a_n = K \times \lambda_{lead} \quad (3.20)$$

olarak hesaplanmaktadır.

Denklem 3.20'de kullanılan öndelik açısı λ_{lead} ,

$$\lambda_{lead} = \lambda - \gamma \quad (3.21)$$

olarak tanımlanmaktadır. λ , LOS çizgisinin yatay eksen ile yaptığı açı ve γ , füze hız vektörünün yatay eksen ile yaptığı açıyı temsil etmektedir.

Takip güdümü, güdümlenme şeklinde göre 2 gruba ayrılmaktadır.

1. Hız Takip Güdümü
2. Gövde Takip Güdümü

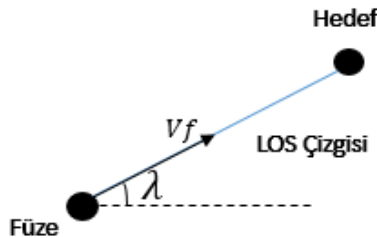
3.6.1. Hız Takip Güdümü

Füze yanal ivme komutu, füzenin sahip olduğu hız ve LOS açısı değişiminin çarpımı olarak bulunur. Matematiksel olarak

$$a_n = V_f \times \frac{d\lambda}{dt} \quad (3.22)$$

şeklinde ifade edilir.

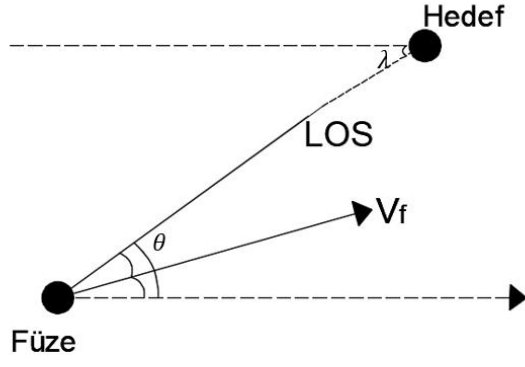
Hız takip güdümünde füze, hız vektörünü doğrudan hedefe odaklayarak ulaşmayı amaçlar. Bu çerçeveden bakıldığında zaman füze hız vektörünün yatay eksenle yaptığı açı γ ile Şekil 3.14’ te belirtilen LOS çizgisinin yatay eksenle yaptığı açının λ ile aynı olduğu görülmektedir (Gözde Yılmaz, 2019). Şekil 3.14 üzerinde hız takip güdümüne ait ifadeler gösterilmiştir.



Şekil 3.14: Füze Hız Takip Vektörel Gösterim.

3.6.2. Gövde Takip Güdümü (GTG)

Füze hız vektöründen farklı olarak direkt olarak füzenin hedefe yönlendirildiği yaklaşımdır. Şekil 3.15’te gösterilen yunuslama eksen açısı, euler açısı θ ’nın, LOS çizgisi ile yatay eksen ile arasında kalan açı λ ’ya eşitleme prensibi ile hareket etmektedir (Gözde Yılmaz, 2019). GTG kuralı çevik ve yüksek hızlı hedefler karşısında üstünlük sağlayamamaktadır. Literatürde takip güdüm başlığı altında iyileştirilmiş farklı versiyonları üzerinde çalışmalar görülebilmektedir.



Şekil 3.15: Gövde Takip Güdüm Vektörel Gösterim.

4. BULANIK MANTIK

4.1. Giriş

İnsanoğlu düşünme, analiz etme ve varsayımda bulunabilme özelliğine sahiptir. Karşılaşılan herhangi bir durum karşısındaki bilgi birikim eksikliğinden dolayı varsayımlar yaparak sonuca ulaşmaya çalışabilmektedir. İnsan beyninin aksine bilgisayarların ikili yaklaşımı, gerçek olayları kavramakta yetersiz kalabilmektedir. Bilgisayarlar insan gibi düşünemez, yorumlayamaz ve karar veremez. Dijitalin ve bilgisayarın sınırları net ve esnemeye açık değil iken insanoğlu mantık çerçevesinde değer yargısı ile sınırları yeniden çizip esnetebilmektedir. Dijital ortamda veya matematikte nicel terimler ile kurgulanan senaryoların aksine bulanık mantıkta nitel yaklaşımın ağır bastığı bir yaklaşım devreye girmektedir.

Bulanık mantık, insanlara ait net olmayan karar ve yaklaşımlarından, gündelik yaşamdaki tecrübelerinden, analiz ve değerlendirme yetkinliklerinden yola çıkılarak oluşturulan bir yaklaşımdır. Bu yaklaşımla elde edilen değerler ile kural setleri oluşturulur. Daha sonra kural setleri matematiksel fonksiyonlar ile modellenerek sonuç üretilmeye başlanır. Bulanık mantıkla daha çok sözel olarak ifade edilen yani nitel düşünce ele alınır. Sözel olarak aktarılan bilgiler altında veya ince ayrıntılarla fark oluşan durumlar karşısında kesin bir çerçeve çizilemiyorsa bu noktada farklı bakış açısı, farklı gözlerin muhakemesi ve insan beyninin yargılaması devreye girerek beklenmedik sonuçların çıkartılabildiği gözlemlenmiştir. Bulanık mantık aslında insan zekâsının bilime direkt olarak dâhil olduğu metotlardan biridir (İbrahim Karataş, 2012).

Kaynakların fazlalığı ve ilgili konu üzerinde yapılan araştırmanın derinliği verilecek kararı ve sonuçları etkilemektedir. Belirli bir noktadan sonra kesin ifadeler, yazarın sözel yorumu ve bununla beraber parametre sayısının çokluğu; bu parametrelerin de göz önünde bulundurulduğu onlarca senaryo ile kesinlikten uzaklaşmaktadır. Durum bulanık hale gelmeye başlamaktadır. Bulanıklık kavramı da özellikle sözel

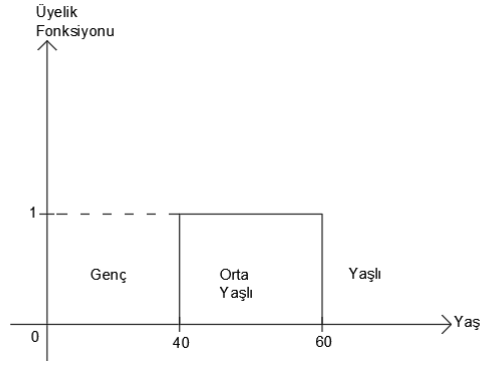
belirsizliğin bir ifadesi olarak karşımıza çıkmaktadır (İbrahim Karataş, 2012). Konu üzerinde çalışan araştırmacıların perspektifi büyük önem arz etmektedir.

Tablo 4.1: Klasik ve Bulanık Mantık Yaklaşımları.

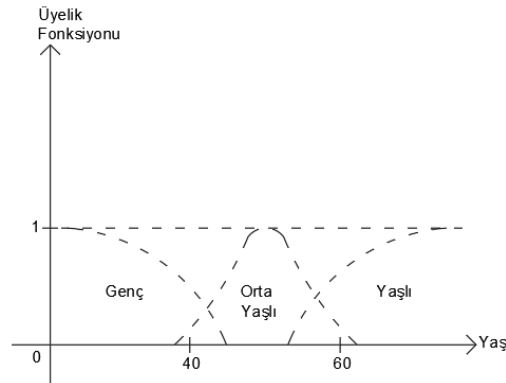
Klasik Mantık	Bulanık Mantık
A veya A değil	A ve A değil
Kesin	Kısmen
Hepsi veya Hiçbiri	Orantılı olarak. Belirli derecelerle
0 veya 1	0 ve 1 arasında süreklilik
İkili sistem	Bulanık sistem

Bulanık yaklaşım, Aristoteles mantığına karşıt olarak ortaya çıkmıştır. Aristo mantığı ikili değer yani [0-1] yaklaşımı üzerine kurulur. Bulanık mantık ise iki değerli sistemin aksine, sınırları esneterek 0 ile 1 arasında çok değerli olduğu bir yaklaşımı hedefler. Tablo 4.1 içerisinde klasik ve bulanık mantığın temel ayrılık noktaları belirtilmiştir. Örneğin, 1=sıcak ve 0=soğuk olarak tanımlanır ise 0-1 arasında 0.7,0.2,0.5 değerler ele alınarak ılık, hafif sıcak ve hafif soğuk çıkarımları yapılarak hassas ve ince yaklaşımlar yapılabilir.

Bir başka örnek olarak yaş konusu ele alınabilir. Şekil 4.1’de görüldüğü gibi klasik yaklaşımla 0-40 yaş genç, 40-60 yaş orta yaşlı ve 60 yaşın üstü ise yaşlı grubuna dâhil edilmektedir. Bu bakış açısına göre sınırlar net ve keskin olup 60 yaşındaki bir kişi orta yaşlı iken 61 yaşındaki kişi ise yaşlı sayılmaktadır. Şekil 4.2’ de ise bulanık yaklaşımla aynı durumu inceleyelim. 60 yaşındaki bir kişi belirli oranda orta yaşlı iken belirli oranda da yaşlı olarak varsayılmaktadır. Bu perspektiften bakıldığı zaman üzerinde çalışılan tasarımlarda kilit noktalar, aslında ince bir yaklaşımla çözüme kavuşabilmektedir.



Şekil 4.1: Klasik Mantık Yaklaşımı İçin Örnek Grafik.



Şekil 4.2: Bulanık Mantık Yaklaşım İçin Örnek Grafik.

4.2. Bulanık Mantığın Doğuşu

Mantık, eski çağlarda sadece felsefe üzerine kurulu iken günümüzde başlı başına bilim dalı olarak karşımıza çıkmaktadır. Geçmiş dönemlerde Aristoteles, Platon, Sokrates, Farabi (0870-0950), İbn-i Sina (980-1037), Gottlob Frege (1848-1925), Russell (1872-1970), Wittgenstein (1889_1951) gibi filozof ve bilim insanlarının katkıları ile günümüzdeki halini almıştır.

Mantık-felsefe ilişkisi üzerine 3 görüş ileri sürülmüştür. Peripatetik görüşünün savunucuları mantığın felsefenin bir aleti olduğunu öne sürerken, Stoacılar mantık felsefenin bir parçasıdır görüşünü savunmuşlardır. Son olarak Platoncular ise mantık hem felsefenin bir parçasıdır hem de aletidir görüşünü savunmaya başlamıştır. Aristoteles destekçilerinden bazıları ise Platoncuların fikrini benimseyerek birtakım çalışmaları ele almışlardır (İsmail Köz, 2002).

Aristoteles mantık, fizik, biyoloji, dilbilim gibi pek çok alanda çalışmalar yapmış olup, birçok konunun temellerini atmış ünlü bir filozoftur. Mantığın kurucusu olarak birçok

kitapta yerini almış olmasıyla beraber mantık alanında altı adet kitap yazmıştır. Ölümünden sonra bu kitaplar altı ciltten oluşan Organon yani “araç” isimli kitap ile tek başlık altında toplanmıştır. Bu kitaplar: ‘Kategoriler’, ‘Önermeler’, ‘Birinci Analitikler’, ‘İkinci Analitikler’, ‘Topikler’ ve ‘Mugalâta’ (Sofistik Deliller) olarak bilinmektedir. Orta çağ boyunca Aristo’nun öncülük ettiği skolastik düşünce hakimiyetini sürdürmüştür. Aristo mantığı en sade hali ile 3 temel ilke üzerine oturtulur:

1. Özdeşlik
2. Çelişmezlik
3. Üçüncü durumun imkânsızlığı.

Özdeşlik ilkesini örnek ile açıklamak gerekirse X , X ’tir. Başka bir şey olarak tanımlanamaz. Çelişmezlik ilkesine göre bir şeyin hem X hem de X olmayandan olamayacağı öne sürülür. Üçüncü durumun imkânsızlığı ise bir şey X tir veya X olmayandır. Başka bir değer ve tanım olmayacağı şeklinde savunulur. Bu mantığa göre bir yaklaşım hem doğru hem yanlış olamaz.

Ünlü filozof, bilim insanı, gökbilimci ve mantıkçı Farabi ise Aristoteles mantığını islam dünyası ile tanıştıırıp, bu mantığı kendi kültürünün ışığında yorumlayan ilk Müslüman filozoftur. Organon üzerinde çalışmalarda bulunarak yorumlamış ve şerhler yazmıştır.

Mantık alanında önden gelen isimlerden biri olan Frege, yaptığı çalışmalarla mantık ve matematiği beraber kullanma fikrine yöneldiğini gözlemlenmektedir. Frege farklı zamanlarda kaleme aldığı yazılarda; “*Mantık, doğruluğun en genel yasalarının bilimidir*” ve “*Matematik ile başladım. Bu bilimle daha sağlam temeller için çaba göstermek bana en acil gereksinim olarak göründü. Kısa sürede anladım ki, sayı bir yığın, bir şey dizisi veya bir yığma ait bir özellik değildir; sayma işleminin sonucunda ulaştığımız sayı hakkında bir bildirimde bulunduğumuzda, bir kavram hakkında bildirimde bulunmuş oluruz. Dilin mantıksal yetersizliği böyle araştırmalar için ciddi bir engel oluşturuyordu. Buna Begriffsschrift (Kavram Yazısı) ile çare buldum. Böylelikle matematikten mantığa geçmiş oldum.*” Matematik ile mantığın temellerini atma çabası içinde olduğunu bizlere ispatlamıştır (Dr. Gottlob Frege, 1888). Niceleme, önermeler mantığı, fonksiyon ve değişkenler üzerinde çalışmaları mevcuttur. Yakın tarihlere bakıldığında Frege’den önce de klasik mantığın zafiyetlerini gidermek adına

yapılan çalışmalara rastlayabiliriz. Örneğin Boole'un "Mantığın Matematiksel Analizi" kitabı ile aynı alanda çalışmalar yapıldığı gözlemlenmiştir. Her iki yazarında bu konuya yaklaşımı birbirinden farklı olmuştur.

Aristo yaklaşımından farklı olarak Lukasiewicz (1878-1956) ve Donald E. Knuth (1938) üç değerli sisteme yönelip, bu alanlarda farklı yöntemleri öne sürmüşlerdir. Üç değerli sistemde Lukasiewicz $[0,1,2]$ şeklinde yaklaşım sergilerken, Knuth $[-1,0,1]$ aralığını tercih etmiştir. İlerleyen zamanlarda modern bulanık mantığın kurucusu olarak anılan Lutfi Zadeh bu alana yönelik birçok çalışma yaparak, yayınlar çıkarmıştır. Lutfi Zadeh, modern mantık ve bulanık mantık alanlarının önderi olarak kabul edilmektedir (Mustafa Furkan Keskenler & Eyüp Fahri Keskenler, 2017).

Bakü doğumlu L. Zadeh, 1965 yılından itibaren bulanık mantık üzerine yoğunlaşmaya başlamıştır. Öne sürdüğü fikirler ve kanunlarıyla, yapay zekâ, otonom makineler, yapay sinir ağları, robotik süreç gibi alanlara yönelik önemli katkılar sağlamıştır. 1965 yılında ABD' de "The Theory of Fuzzy Logic and Fuzzy Sets" kitabını yayınlamıştır. Yayımlanan bu kitap içeriği kadar ismi ile de çok konuşulmuştur. Öyle ki tartışmalar devam ederken başka ülkeler tarafından kitap benimsenerek üzerinde çalışmalara başlandığı görülmektedir. L. Zadeh' e göre "*bulanık mantık her şeyin, doğrunun da, bir derece meselesi olduğu, insani akıl yürütme için bir modeldir. Temelde, sözcükle hesaplama anlamı sunmaktadır.*" (Şevki Işıklı, 2007). L. Zadeh' e ait bazı önemli çalışmalar aşağıdaki gibidir:

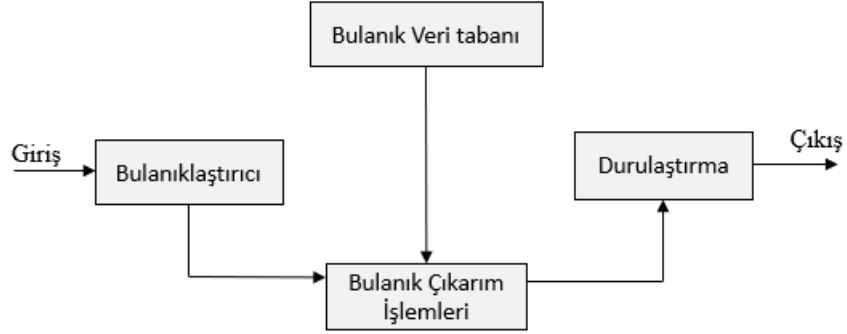
- Bir Bulanık Ortamda Karar Verme
- Bulanık Kümeler ve Sistemler
- İnsan ve Bilgisayar

4.3. Bulanık Mantık sistemi

Bulanık mantık sistemi bulanık küme, üyelik fonksiyonları, bulanıklaştırma, dilsel ifadelerin netleştirilmesi, kural setlerinin oluşturulması ve denetim blokları üzerine kurulur. Bulanık mantığın başlıca özellikleri;

- Dilsel ifadelere ağırlık verilir
- Bulanık küme elemanlarının alacağı üyelik değerleri $[0-1]$ arasında tanımlanır
- Mantıksal olan her ifade bulanık yapıya dönüştürülebilir

- Kompleks veya analizi zor problemler karşısında uygulanabilir



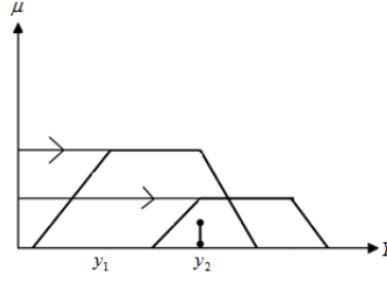
Şekil 4.3: Bulanık Sistem Şeması.

Bulanık sistem tasarımına başlamadan önce ilgili çalışmanın giriş ve çıkış değerleri tespit edilmelidir. Bu değerler birbiri ile ilişkili olmalıdır. Sebep-sonuç mantığı çerçevesinde dilsel ifadeler değerlendirilerek; matematiksel fonksiyonlar ortaya çıkartılmalıdır. Şekil 4.3'te görüldüğü gibi ilk aşama 'Fuzzifier' safhasında belirlenen giriş-çıkış parametreleri ve dilsel ifadeler üyelik fonksiyonlarına dönüştürülür. Bu noktada fonksiyonlara ait aralıklar iyi belirlenmelidir. Daha sonra 'Bulanık Inference Engine' ile kural setleri oluşturulur. 'Not', 'Or' veya 'And' bağlantılarıyla 'IF-THEN' yapısı kurularak sebep sonuç ilişkisi kurulur. Bu mantıksal bağlantılar kurallar içerisinde ilgili operatörlere yönlendirilir. Üyelik değerleri kurallar 'And' ile birbirine bağlı ise min operatörüne; 'Or' ile birbirine bağlı ise max operatörüne yönlendirilir. Sisteme ait tüm senaryolar tamamladıktan sonra "Defuzzier" kısmı ile bulanık küme gerçek sonuçlara dönüştürülür. Yapılan çalışmalarda en çok kullanılan yöntem üyelik eğrileri altında kalan alanın ağırlık merkezinin hesaplanmasıdır (Engin Karatepe & Musa Alıcı, 2002). Defuzzifer için kullanılan birçok farklı yöntem vardır. En çok kullanılan 2 yöntem (İbrahim Karataş, 2012):

1. Ağırlık merkezi (Center of gravity) için durulaştırılmış y değerinin formülü,

$$y' = \frac{\int y' \mu_B(y) dy}{\int \mu_B(y) dy} \quad (4.1)$$

şeklinde hesaplanır.



Şekil 4.4: Ağırlık Merkezi Metodu.

2. Ortalamanın merkezi (Center of average) için durulaştırılmış y değerinin formülü

$$y = \frac{\sum_{i=1}^N y^i w_i}{\sum_{i=1}^N w_i} \quad (4.2)$$

şeklinde hesaplanır. Burada, y^i : üyelik fonksiyonunun merkezi ve w_i : üyelik fonksiyonunun maksimum değerini göstermektedir.

Bulanık sistem tasarımlarında farklı mantıkta çalışan yaklaşımlar bulunmaktadır. Bu yaklaşımların, verilerin kurallarla işleme sokularak; optimum değerlere ulaşma adımları noktasında, yapısal metot yönünden farklılaştığı gözlemlenmektedir. Yapısal farklılıklar yapılacak çalışmanın karmaşıklığı ve verimliliği yönünden çalışmanın seyrini etkilemektedir. MATLAB üzerinde kullanılan

- Mamdani
- Sugeno

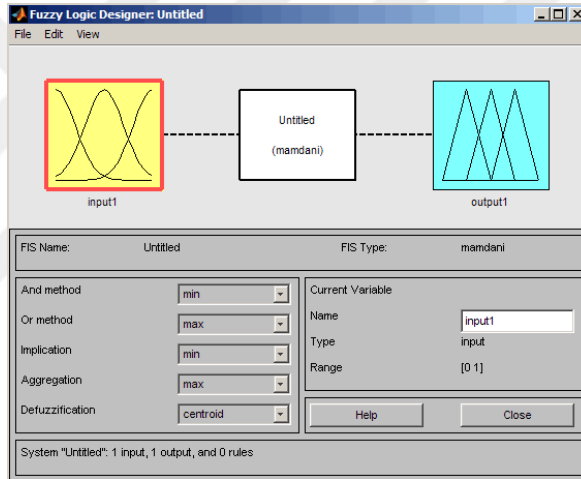
bulanık yaklaşımları en çok tercih edilen iki metottur. Mamdani ve Sugeno yaklaşımları arasındaki farklılıklar (Shleeg & Ellabib, 2013):

1. Giriş değerlerinden üretilen net çıkış değerinin, oluşturulma yöntemidir. Mamdani defuzzication metodunu kullanırken Sugeno prensibi ise net çıktıyı hesaplamak için ağırlıklı ortalamayı kullanır.
2. Mamdani çıktıları üyelik fonksiyonuna sahip iken Sugeno çıktıları üyelik fonksiyonu içermez.
3. Mamdani kullanan araştırmacının ilgili konu üzerinde uzmanlık seviyesinde bilgi sahibi olması gerekmektedir. Mamdani yaklaşımında insan sezgisi ve

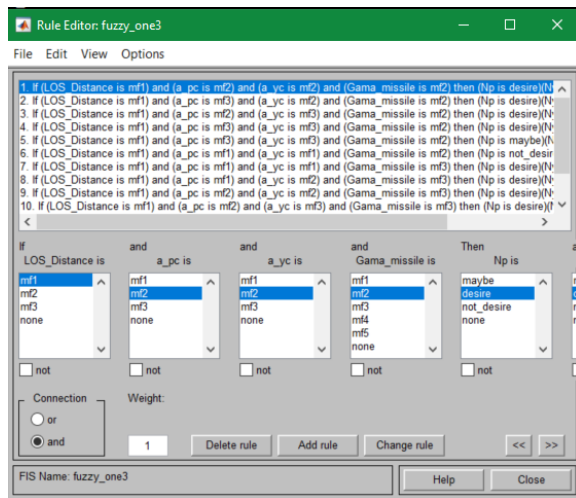
perspektifinin rahat bir şekilde uygulanmasına olanak sağlanmıştır. Fakat bu yaklaşımında sisteme getirdiği hesaplama yükü de bulunmaktadır.

4. Sugeno yaklaşımında ise Mamdani' ye göre daha az bir yük sisteme binmektedir. Yüksek veriminin de katkısıyla optimizasyon çözümlerinde bu yöntem araştırmacılara daha cazip gelmektedir.
5. Entegre sistem tasarımlarında Mamdani Sugeno' ya göre daha katı kalmaktadır. Sugeno bu tarz tasarım çalışmalarında daha esnek çalışma ortamı sunmaktadır.
6. Mamdani kolay uygulanabilirliği ve yorumlanabilir olması sebebi ile daha geniş kullanım alanına sahiptir.

Şekil 4.5 ve 4.6 üzerinde MATLAB bulanık mantık ara yüzlerine ait görseller aktarılmıştır.



Şekil 4.5: MATLAB Giriş-Çıkış Değer Atama Ara yüzü. (Mamdani)



Şekil 4.6: MATLAB Kural Seti Oluşturma Ara yüzü. (Mamdani)

Bulanık sistemlerde

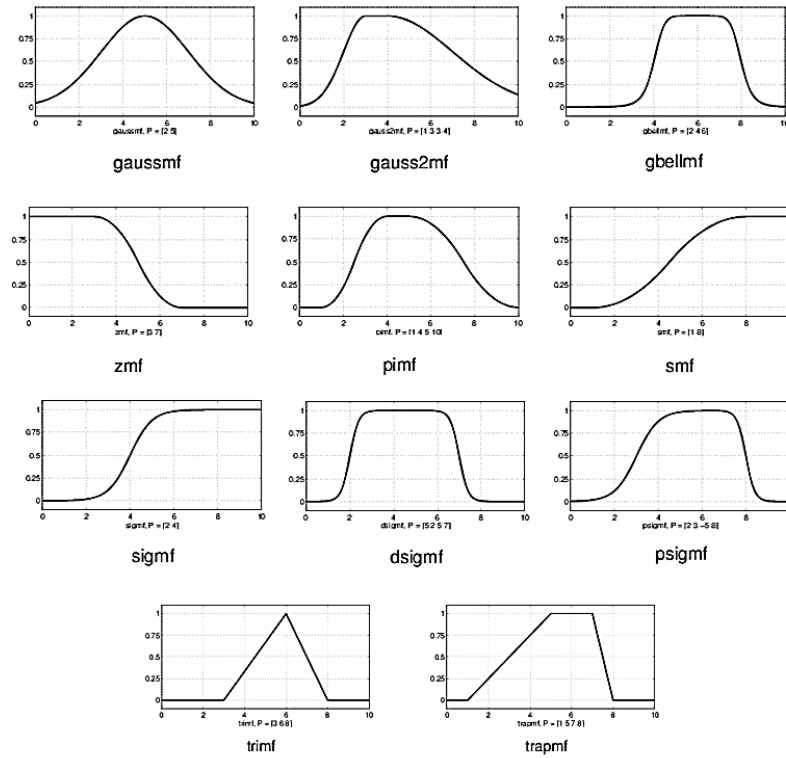
- U evrensel küme, A ise evrensel küme içerisindeki bir küme olarak ifade edilir.
- $\mu_A(x)$ üyelik fonksiyonu şeklinde tanımlanır.
- $\mu_A: U \rightarrow [0,1]$ ifadesi U evrensel küme altında bulunan A bulanık kümesinin üyelik fonksiyonu anlamına gelmektedir.

Bulanık mantık konusunun giriş kısmında aktarılan yaş örneğinde A bulanık kümesini genç yaş grubu ile ifade edecek olursak; F(x), gençlik yüzdesi olmak üzere

$$\mu_A(x) = F(x);$$

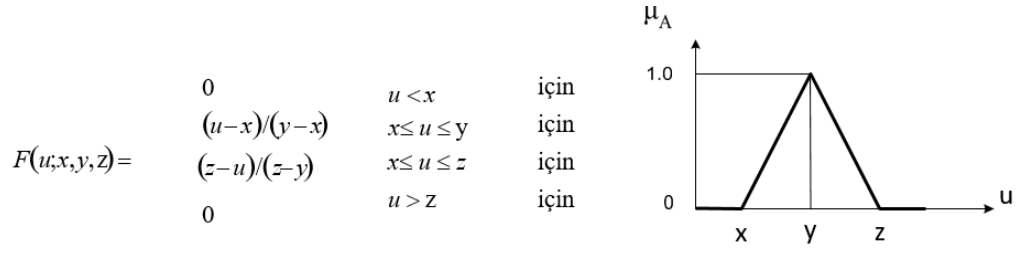
ifadesi elde edilmektedir.

x=40 yaşında birisi için %60 genç yani bu kişinin x=40 değerine karşılık gelen üyelik derecesi 0.6 genç, 0.4 orta yaşlıdır şeklinde varsayım yapılabilir. Bulanık mantıkta ele alınan her küme, bulanık kümedir. Bu kümelere ait üyelik fonksiyonların aralıkları tasarıma göre değişebilir. MATLAB' ta kullanılan başlıca üyelik fonksiyon türleri Şekil 4.7'de belirtilmiştir.

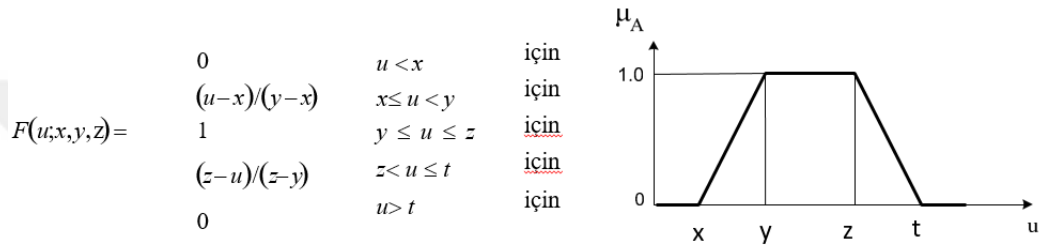


Şekil 4.7: Matlab Üyelik Fonksiyonları.

Şekil.4.8 ve 4.9 üzerinde bazı üyelik fonksiyonlarına ait değer aralıkları ve üyelik fonksiyonuna göre üyelik değerlerinin hesaplanması gösterilmiştir.



Şekil 4.8: Üçgen Üyelik Fonksiyon Aralığı.



Şekil 4.9: Yamuk Üyelik Fonksiyon Aralığı.

4.4. Bulanık Mantığın Uygulama alanları

Bulanık mantık, uzmanların kendilerine ait perspektiflerinin en etkili olduğu alanlardan biridir. Kompleks konular ve zor problemler karşısında getirdiği kolay ve hızlı çözümler, literatürde geniş bir kullanım alanı edinmesine yardımcı olmuştur. Kontrol sistemleri, sinyal işleme, tıp, psikoloji, veri analizi, ekonomi, fizik gibi daha birçok alanda yerini almıştır.

Bulanık mantık ilk gündeme geldiği 70’li yıllarda Prof. Ebrahim H.Hamdani tarafından bir kontrol sistemi ile entegre hale getirilerek, uygulamaya geçmiştir. Daha sonra Hitachi firması ile Sendai Metrosunda bulanık mantık yaklaşımı uygulanmıştır. Bu çalışma ile vagonlarda insanların savrulması minimize edilmiş olup yakıt tasarrufu sağlanmıştır. Böylelikle azımsanmayacak kazanımlar elde edilmiştir. 1988 yılında ise Tokya’da yaşanan bir ekonomik krizin, bulanık mantık temelli yazılım ile 18 gün önceden tespit edilmesi büyük yankı uyandırmıştır. İlerleyen zamanlarda meydana gelen gelişmelerle büyük firmaların bir araya gelmesi ile “Laboratory for Interchange Fuzzy Engineering (LİFE)” isimli laboratuvar kurulacaktır (Mustafa Furkan Keskenler & Eyüp Fahri Keskenler, 2017; Şevki Işıklı, 2007).

Bir başka endüstriyel uygulama örneği ise helikopterler üzerinde görebiliriz. Bulanık mantık denetleyici sayesinde havada kalma gibi zor manevralarla beraber “yukarı çık”, “aşağı-in” gibi komutlar bulanık tasarımla ile yerine getirilmiştir (Engin Karatepe & Musa Alcı, 2002). Bulanık mantık yukarıda bahsi geçen örneklerden farklı olarak otomotiv sektöründe: yakıt akış kontrolünde ve fotoğraf makinesi sektöründe: mercek optimizasyon sürecinde yerini almıştır.

4.5. Literatür Taraması

2013 yılında Alshalaa A. Shleeg ve Issmail M. Ellabib tarafından meme kanseri riskini tespit etmeye yönelik bir çalışma ele alınmıştır. Bu çalışma içerisinde Mamdani ve Sugeno yaklaşımları üzerinde durulmuş olup, farklılıklarına ve kazanımlarına değinilmiştir. Kanser tespitine yönelik giriş ve çıkış parametreleri netleştirildikten sonra iki farklı metot ile uygulama tamamlanmıştır. Sugeno yaklaşımında sistem performansının daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir (Alshalaa A. Shleeg & Issmail M. Ellabib, 2013).

2008 yılında Abdelwahab Hamam ve Nicolas D. Georganas tarafından ses-görüntü deneyim kalite uygulamaları üzerine bir çalışma yapılmıştır. Kurgulanan senaryo, Mamdani ve Sugeno yaklaşımları ile ayrı ayrı değerlendirilip, sonuçları kıyaslanmıştır. Sonuç olarak Sugeno yaklaşımı ile daha yüksek doğruluk ve dinamik değerlere ulaşılırken; Mamdani’ de ise daha tutarlı ve baskın bir senaryo çizildiği gözlemlenmiştir (Abdelwahab Hamam & Nicolas D. Georganas, 2008).

Aysun Eğrisöğüt Tiryaki ve Recep Kazan’ın 2007 yılında yapmış olduğu bir çalışmada bulaşığın kirlilik derecesi ve bulaşık cinsine göre en ekonomik yıkama şartlarının sağlanması amaçlanmıştır. “*Bulaşık Makinesinin Bulanık Mantık ile Modellenmesi*” isimli çalışmalarına bulanık mantığın doğuşu ve tarihçesi ile başlamışlardır. Zadeh bulanık mantık yaklaşımının özelliklerinden bahsedilerek, bulanık mantık ve kontrol uygulamalarına giriş yapılmıştır. Yapılan çalışmada bulaşık miktarı, kirlilik derecesi ve yıkama zamanı gibi giriş çıkış değerleri belirlenerek modellemeler oluşturulmuştur. Sonuç olarak çıkış parametrelerinin kontrolüyle daha temiz bulaşıklar elde edilirken su, deterjan, elektrik ve zamandan tasarruf sağlanmıştır (Aysun Eğrisöğüt Tiryaki & Recep Kazan, 2007).

2019 yılında Tolga Kocakulak ve Hamit SOLMAZ elektrikli araçların rejeneratif fren sistemini bulanık mantık ile kontrol etmek adına bir çalışma ortaya çıkarmışlardır. Yapılan bu çalışmada elektrikli araç modellemesi kullanmıştır. MATLAB ortamında kurgulanan çalışmada Sugeno yaklaşımı tercih edilmiştir. Bulanık mantık üyelik fonksiyonu olarak araç hızı, batarya doluluk oranı, fren pedal konumu ve rejeneratif fren parametreleri kullanılmıştır. Çalışmanın sonucunda ise bulanık mantık yöntemi ile geliştirilen rejeneratif frenlemenin, aracın sade fren sistemine göre kazanç ortaya koyduğu gözlemlenmiştir. (Tolga Kocakulak & Hamit Solmaz, 2019).

V. Rajasekhar ve A. G. Sreenatha, 1997 yılında yapmış oldukları bir çalışmada PN güdüm kuralı ve bulanık mantık kontrol sistemini hibrit bir tasarımla ele almıştır. Bu çalışmada kesin olmayan veriler ve belirsizlik içeren şartlar altındaki güdüm doğruluğu arttırmak amaçlanmıştır. Füzinin performansını arttırabilmek için navigasyon sabitlerinin optimum değerlerine bulanık mantık ile ulaşmaya çalışılmıştır. Kontrol parametresi olarak yaklaşma hızı ve açısız hız (dönüş hızı) kullanılmıştır. Üçgen üyelik fonksiyon türünün kullanıldığı hesaplamalarda yakıt tasarrufunun ve yanıl ivmelerin maksimum noktalarında iyileşme kaydedildiği gözlemlendi(V. Rajasekhar & A. G. Sreenatha, 1999).

L. Hassan, S. H. Sadati ve J. Karimi' nin ele almış olduğu bir çalışmada yüksek manevra kabiliyetine sahip bir hedefe karşı orantısız güdüm tabanlı bulanık güdüm entegre sistemi tasarlanmıştır. Karadan havaya angajmanın modellendiği bu çalışmada donanımlar füze üzerinde olacak şekilde simülasyon kurgulanmıştır. Bulanık mantık ile orantısız güdümdeki eksik mesafe ve kontrol eforlarının azaltılması amaçlanmıştır. Bulanık mantık kurallarının da paylaşıldığı çalışmada, üçgen üyelik fonksiyonu tercih edilmiştir. Yaklaşma hızı, açısız hız (dönüş hızı) ve yanıl ivme gibi değişkenler giriş değerleri olarak atanmıştır. Farklı senaryolarda yapılan denemelerle çarpışmalar sağlanmıştır. Bulanık mantık içeren sistemin performansının daha iyi olduğu tespit edilmiştir (L. Hassan & S. H. Sadati, 2013).

Sameh F., Desouky ve Howard M. Schwartz isimli araştırmacıların 2009 yılında ortaya çıkardığı bir çalışmada ise genetik tabanlı bulanık kontrol tekniği kullanarak duvar takip mobil robot tasarımı yapmışlardır. Bu çalışmadaki amaç genetik taban ile fuzzy logic kurallarının sayısını düşürmektir. PD kontrol ve bulanık mantık kontrol teknikleri uygulandıktan sonra yapılan kıyaslamaya göre istenilen amaca ulaşılmıştır (Sameh F. Desouky & Howard M.Schwartz, 2009).

Bulanık yöntemin kullanılarak kontrol sisteminin oluşturulduğu bir diğer çalışma ise Thomas Hessburg ve Masayoshi Tomizuka tarafından 1994 yılında gerçekleştirilmiştir. Yapmış oldukları tasarımda bir aracın yanal ivme hareketlerini bulanık metot ile kontrol etmeye çalışmışlardır. Çalışmanın uygulama bölümü Toyota Celica model araç üzerinde kurgulanmıştır. Bulanık mantık girişlerinde kullanılan parametreler; direksiyon açısı, yanal hata ve yanal hatanın zamana göre oranıdır. Dilsel ifadelerin, bulanık sürece uyarlanma basamaklarından bahsedilen bu çalışmada üçgen üyelik fonksiyonun tercih edildiği gözlemlenmiştir. Olumlu sonuçların alındığı bu deneysel çalışmanın sonunda çıktılar paylaşılmış ve bulanık mantığın avantajlarından bahsedilmiştir (Hessburg Thomas & Masayoshi Tomizuka, 1994).

Son olarak bulanık sistem ile ameliyathane şartlarını optimize eden bir çalışma incelenmiştir. Periyodik olarak ölçüm yapılarak, ortamdan alınan veriler doğrultusunda değerlendirme ve analiz yapılmıştır. Tanımlanan kurallar yardımı ile ortam şartları istenilen seviyeye getirilmeye çalışılmıştır. Ortam sıcaklığı, nem miktarı, temiz hava oranı gibi değerler sensörler yardımı ile ölçülüp bulanık mantık girişine yönlendirilmiştir. Fanların devreye girmesi ve teçhizatların ihtiyaç duyulduğu kadar çalışması sağlanmıştır. Sonuç olarak sezgisel yaklaşım metodunun başarılı olduğu; üstelik diğer sistemlere göre daha hızlı ve güvenilir çalıştığı gözlemlenmiştir (Nazmi Etik, 2007).

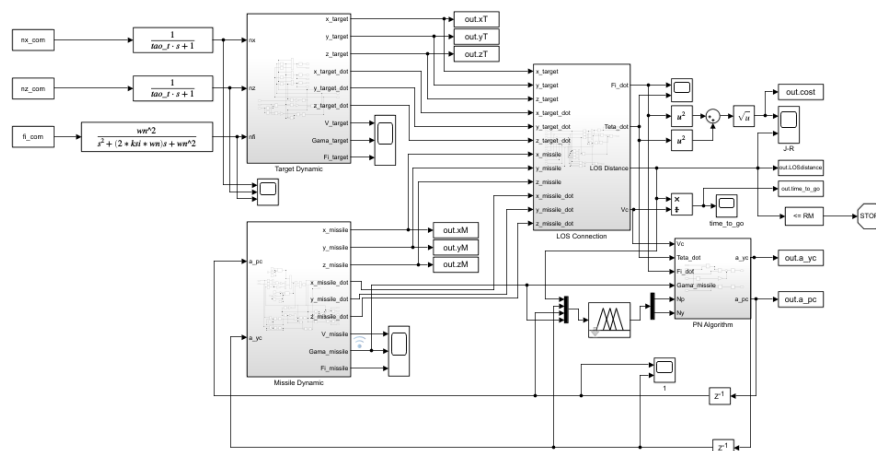
5. MODELLEME ve BENZETİM SONUÇLARI

Bu bölümde tez çalışması kapsamında oluşturulan modelleme ve simülasyon adımları açıklanmıştır. Çalışma ortamı olarak MATLAB tercih edilmiştir. Kodlamaların MATLAB ortamında yazıldığı bu tez çalışmasında simülasyon için MATLAB bünyesinde bulunan SIMULINK’ ten faydalanılmıştır. Bulanık mantık ve simülasyon, kodun içerisinde çağrılarak simülasyonun dinamik olarak çalışması sağlandı. Çalışmanın SIMULINK kısmına ait görsele Şekil 5.1’de yer verilmiştir.

SIMULINK, gömülü sistem tasarımlarının yapıldığı, model oluşturma imkânı sunan blok diyagram platformudur. Uzun kodlar yazmak yerine içerisinde barındırdığı kütüphaneler sayesinde kullanıcılara büyük avantajlar sağlamaktadır. SIMULINK' in sunduğu

- Analiz çalışmaları için alternatif metotlar
- Farklı algoritmalar için hazır kütüphanelerin sunulması
- Gerçek sistemlerin blok diyagramlar ile pratik şekilde kullanılması
- Farklı kütüphanelerin iç içe kullanılabilmesi

gibi özellikler başlıca avantajlar arasında yer almaktadır.



Şekil 5.1: SIMULINK Blokları.

5.1. Hedef Platformun Modellenmesi

Hedef bir hava aracı olarak modellenmiştir. Hedef kontrol sistem analizi yapılarak hız, koordinat, uçuş yolu açısı gibi temel değişkenler matematiksel olarak ifade edilmiştir. Hedefe ait başlangıç koordinat bilgileri ilk etapta manuel girilmiştir. Hedef oto pilot komutları sabit olarak kodun içerisine yerleştirildi. Daha sonra SIMULINK blokları içerisinde bu formüller sistem ile ilişkilendirilmiştir. Hedef aracın harekâtına yönelik çeşitli uçuş senaryoları kurgulandı. Bu senaryolardan başlıca olanları,

- Sabit düz uçuş
- İvmeli düz uçuş
- Sola dönüş
- Sağa dönüş
- Dalış

şeklinde isimlendirilebilir.

Hedefe ait değişkenlerin matematiksel olarak ifadeleri,

$$x_t = V_t \cos \gamma_t \cos \psi_t \quad (5.1)$$

$$y_t = V_t \cos \gamma_t \sin \psi_t \quad (5.2)$$

$$z_t = V_t \sin \gamma_t \quad (5.3)$$

$$V_t = g(n_x - \sin \gamma_t) \quad (5.4)$$

$$\gamma_t = \frac{g}{V_t} (n_z \cos n_\phi - \cos \gamma_t) \quad (5.5)$$

$$\psi_t = \frac{gn_z \sin n_\phi}{V_t \cos \gamma_t} \quad (5.6)$$

olarak tanımlanmaktadır.

x_t, y_t, z_t hedefe ait koordinat eksenleri üzerindeki konum bilgisini ifade etmektedir. n_x, n_z, n_ϕ değişkenleri ise itki kuvveti, tırmanış dalış kuvveti ve yuvarlanma açısının dönüştürülmüş hallerini temsil etmektedir. γ_t, ψ_t parametreleri ise uçuş yolu açısı ve azimut açısıdır (Lee vd., 2016).

5.2. Füzenin Modellenmesi

Yapılan literatür taraması ve modelleme çalışmaları neticesinde, ilk olarak füze dinamiğine ait matematiksel ifadeler tespit edilmiştir. Bu ifadelerin MATLAB ortamında geliştirilmesiyle, simülasyonun dinamik olarak kullanabileceği giriş ve çıkış değerleri oluşturulmuştur. Füzeyle ait sabit değerler ve bazı parametrelerin başlangıç değerleri tespit edilerek; kod içerisine aktarımı yapılmıştır. Füze koordinat bilgisi havadan ve yerden olarak farklı şekillerde ele alınmıştır.

Füzeyle ait değişkenlerin matematiksel olarak ifadeleri,

$$\dot{x}_m = V_m \cos \gamma_m \cos \psi_m \quad (5.7)$$

$$\dot{y}_m = V_m \cos \gamma_m \sin \psi_m \quad (5.8)$$

$$\dot{z}_m = V_m \sin \gamma_m \quad (5.9)$$

$$\dot{V}_m = \frac{T_m - D_m}{m_m} - g \sin \gamma_m \quad (5.10)$$

$$\dot{\gamma}_m = \frac{a_p - g \cos \gamma_m}{V_m} \quad (5.11)$$

$$\dot{\psi}_m = \frac{a_y}{V_m \cos \gamma_m} \quad (5.12)$$

$$\dot{a}_p = \frac{a_{pc} - a_p}{\tau_m} \quad (5.13)$$

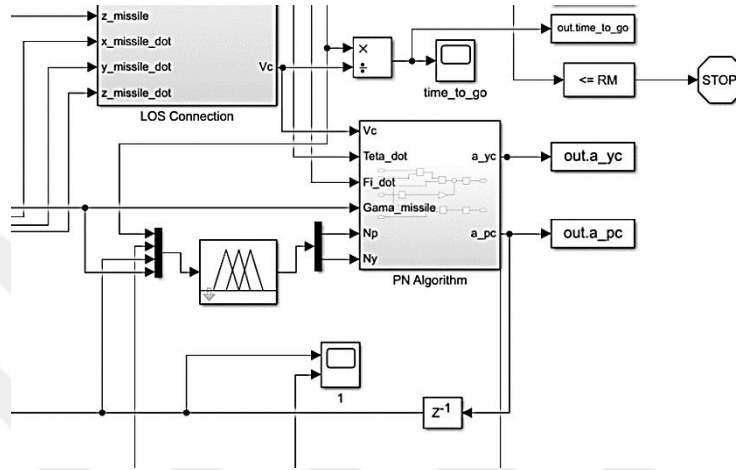
$$\dot{a}_y = \frac{a_{yc} - a_y}{\tau_m} \quad (5.14)$$

olarak tanımlanmaktadır.

x_m, y_m, z_m füzeyle ait koordinat bilgilerini ifade etmektedir. γ_m, ψ_m parametreleri ise uçuş yolu açısı ve azimut açısını temsil etmektedir. V_m, T_m, D_m, m_m ise sırasıyla füze hızı, itki kuvveti, sürtünme kuvveti, ağırlık kuvveti gibi parametreleri temsil etmektedir (Lee vd., 2016).

5.3. Orantısal GÜdüm Algoritma Modellenmesi

Bu kısımda, bölüm 3.5 içerisinde anlatılan orantısal güdüm kuralı ve parametreleri matematiksel olarak ifade edilmiş ve MATLAB ortamına aktarılmıştır. Şekil 5.2’ de modellemeye ait bloklar belirtilmiştir. Füzenin hedefi yakalayabilmesi adına üretilen yanal ivme komutları OG bloğundan çıkmaktadır. Füze için gama, yaklaşma hızı gibi değerler giriş; a_{pc} ve a_{yc} ivme komutları ise çıkış parametreleridir.



Şekil 5.2: Orantısal GÜdüm ve Bulanık Mantık Blokları.

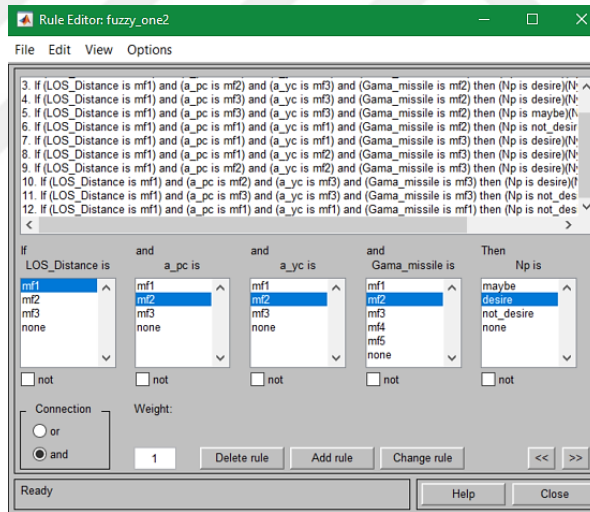
5.4. Orantısal GÜdüm Kuralının Bulanık Mantık ile Beraber Kurgulanması

Bulanık mantıktan tam anlamıyla fayda sağlayabilmek için doğru parametreler tercih edilip, doğru bir akışın sağlanması gerekmektedir. Birçok parametre bulanık mantık sisteme dâhil edilebilir fakat elde etmek istediğimiz kazanımları tümü sağlayamayacaktır. Optimum giriş parametreleri seçildikten sonra bu parametrelere ait üyelik fonksiyon sayısı ve tipleri belirlenmelidir. Bu noktada menzillerin ayarlanması da büyük önem arz etmektedir. Hangi değerin daha doğru olduğu ise bulanık mantığın cazibesi olmuş olup, deneme yanılma metodu veya uzman araştırmacının tecrübesine dayanarak kurgulanabilir.

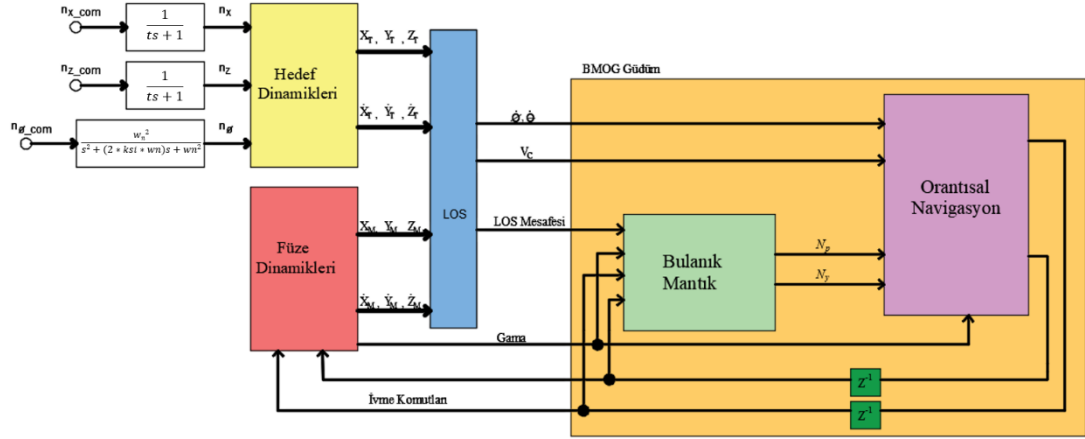
Bu tez çalışmasında SIMULINK içerisinde bulunan “Bulanık Mantık Kontrol” kütüphanesi sisteme dâhil edilmiştir. Bulanık mantık uygulaması, orantısal güdüm algoritma bloğunun öncesine konumlandırılmıştır. Giriş parametreleri, görüş hattı mesafesi, gama ve yanal ivme komutları olarak atanmıştır. Çıkış değerleri ise navigasyon sabitleri olan N_p ve N_y değerleridir. Buradaki amaç genellikle statik alınan bu parametrelerin dinamik hale getirilerek sistem içerisinde optimum yanal ivme komutlarını oluşturmaktır. Bu sayede daha uygun yanal ivme komutları üretilecek ve

eksik mesafe azaltılacaktır. Şekil.5.4’ te BMOG tasarımında kullanılan başlıca parametrelerin akış şemasına yer verilmiştir.

Dört giriş ve iki çıkış değerinin uygulandığı bulanık sistemde tüm değerler için üçer üyelik fonksiyonu tercih edilmiştir. Genellikle üçgen üyelik fonksiyonun tercih edilirken bazı parametrelerde gauss eğrileri de kullanılmıştır. Görüş hattı mesafesi uzak, orta, yakın olarak değerlendirilmiş olup; $[0-1.2 \times 10^4]$, $[8.9 \times 10^3-2.24 \times 10^4]$, $[2 \times 10^4-3 \times 10^4]$ menzil ayarı uygulanmıştır. Benzer bir şekilde diğer parametreler için üyelik fonksiyon bilgileri tamamlandıktan sonra kural seti oluşturulmuştur. Toplamda 15 adet kuralın çalıştığı bu simülasyonda farklı denemeler ile 50 üzeri kuralla da denemeler yapılmıştır. Kurallar if, and/or ve then operatörleri ile oluşturulmuştur. Örneğin, “LOS mesafe” uzak **VE** yanal ivme komutu “a_p” orta **VE** yanal ivme komutu “a_y” yüksek **VE** “gama” düşük **ise** “N_p” 2-3 arasındadır. Şekil 5.3 ile sistem için oluşturulan kurallar gösterilmiştir.



Şekil 5.3: Bulanık Mantık Kural Seti.



Şekil 5.4: BMOG Veri Akış Şeması.

Tüm senaryolar için simülasyon süresi kırk saniye olarak belirlenmiştir. İtki ve kütle kuvveti T_m , M_m sabitleri sırasıyla 5900, 160 olarak varsayılmıştır. Bununla beraber k_1 , k_2 sürtünme sabitleri 0.001 ve 1 olarak varsayım yapılmıştır. Ölüm yarı çapı 13 metre ve N_p , N_y navigasyon sabitlerinin başlangıç değerleri 3 olarak sisteme dahil edilmiştir. Son olarak sisteme ait doğal frekans ve sönüm oranı 10, 0,7 olarak varsayılmıştır.

5.5. Benzetim Sonuçları

İlk olarak orantısal güdüm algoritmasının bulunduğu angajmanlar oluşturularak sonuçlar kayıt altına alınmıştır. Daha sonra aynı senaryolar bulanık mantıklı hibrit model ile tekrar denenmiştir. Her iki senaryoya ait sonuçlar ve kazanımlar aşağıdaki gibidir.

Ölüm yarı çapı, füze-hedef kimliklerine göre ve angajman dış şartlarına bağlı olarak değişen; füzenin infilak edecek kadar hedefe yaklaşması istenilen mesafedir. Ölüm yarıçapının kullanım amacı çarpışma sağlamanın zor olduğu angajmanlarda, belirlenen mesafe içerisinde hedefe hasar vererek görevin başarı ile sonlanmasını sağlamaktır. Her iki modelde de ölüm yarıçapı 10 cm olarak belirlenmiştir. Angajman içerisinde hedef aracın manevrasını tasarlayabilmek adına kullanılan n_{xcom} , n_{zcom} , ϕ_{com} kontrol komutları angajmanlara göre farklılık gösterebilmektedir (Chen vd., 2016). Senaryolara ait verilen sabit değerler Tablo 5.1'deki gibidir.

Tablo 5.1: Angajman Hedef Komuta Kontrol Parametreleri.

Kontrol Komut	Manevra numarası					
	1	2	3	4	5	6
n_{xcom} [g]	0	0	0	0	3	0
n_{zcom} [g]	9	9	0	9	0	9
Φ_{com} [rad]	0	0	0	$\pi/2$	0	$-\pi/2$

5.5.1. Senaryo 1

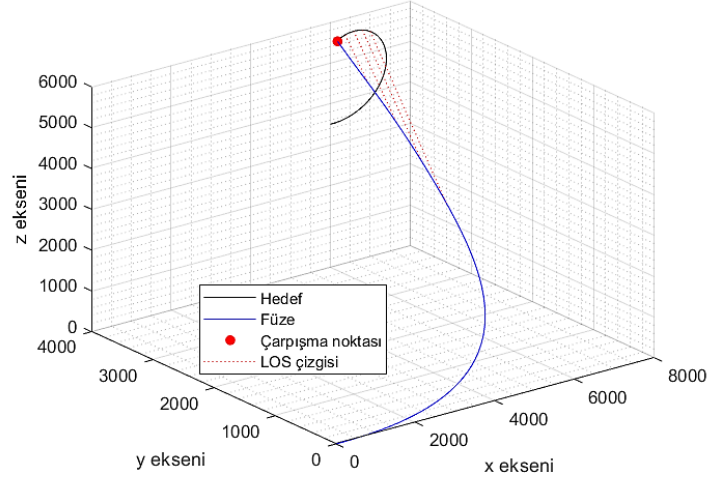
Tablo 5.1’ de belirtilen bir numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan senaryo 1 için füze ve hedefe değişkenlerinin bilgileri Tablo 5.2’ de belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Füzenin sıfır noktasından fırlatıldığı bu senaryoda hedef yukarı yönde manevra yapmaktadır. Elde edilen sonuçlar Tablo 5.3’ teki gibidir.

Tablo 5.2: Senaryo 1 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	0	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	0	0	0.02

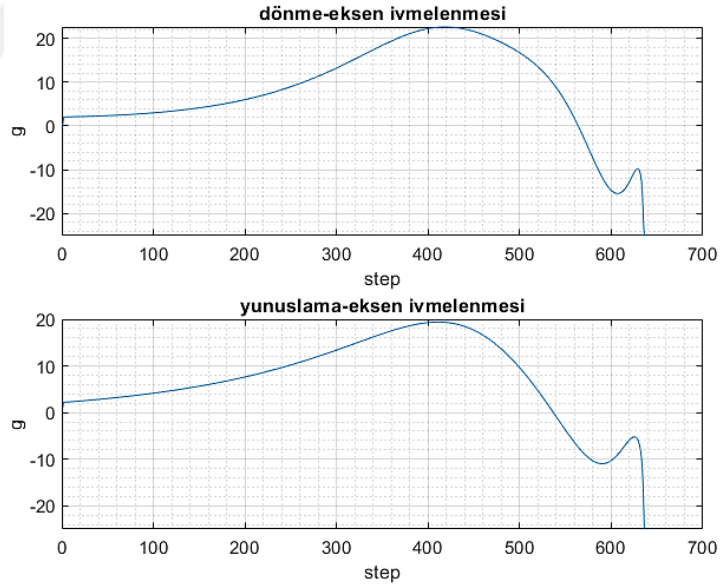
Tablo 5.3: Senaryo 1 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.

Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	8.612	4.453
y-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	7.263	6.460
z-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	8.339	7.400
y-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	19.397	25.000
z-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	22.580	25.000
y-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	-25.000	-25.000
z-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	-25.000	-24.361



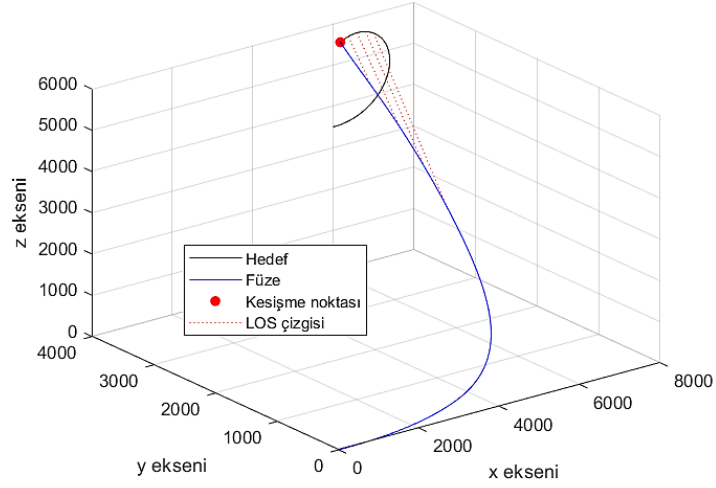
Şekil 5.5: Senaryo 1 OG Füze-Hedef Angajmanı.

Şekil 5.5’ te görüldüğü üzere OG kuralının çalıştırıldığı füze kontrol tasarımında hedefe 8.612 metre kala mühimmatın patladığı gözlemlenmiştir. Füzenin yerden, sıfır koordinat noktasından gönderildiği ve LOS çizgilerinin ise doğru çalıştırıldığı şekil üzerinde görülmektedir.



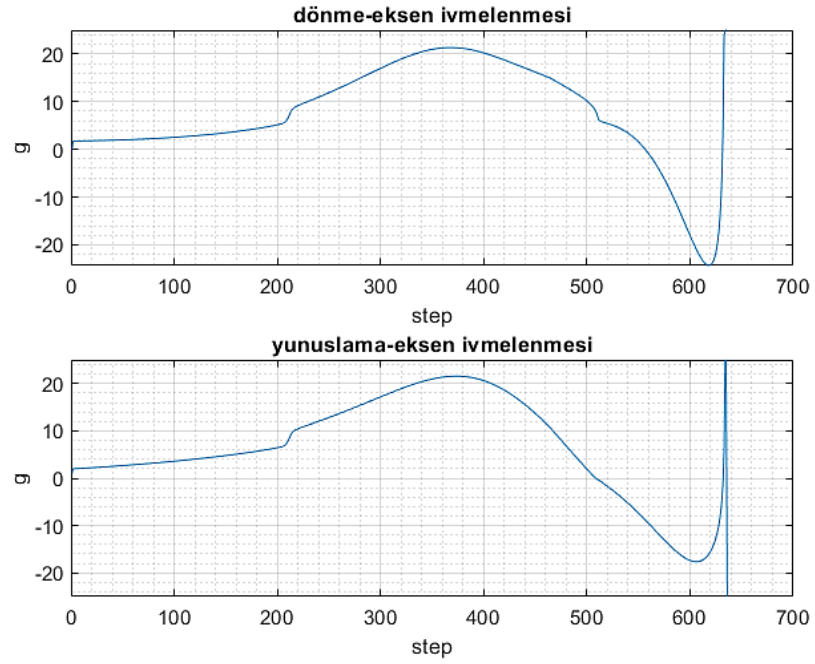
Şekil 5.6: Senaryo 1 OG Yanal İvme Sonuçları.

Şekil 5.6’ ya göre yanall ivme komutlarının angajmanın ilk safhalarında artışa geçtiği daha sonra çarpışma safhasında hedefi yakalayabilmek adına zıt yönde ve benzer büyüklükte ivmelenme komutlarının üretildiği görülmektedir.



Şekil 5.7: Senaryo 1 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.

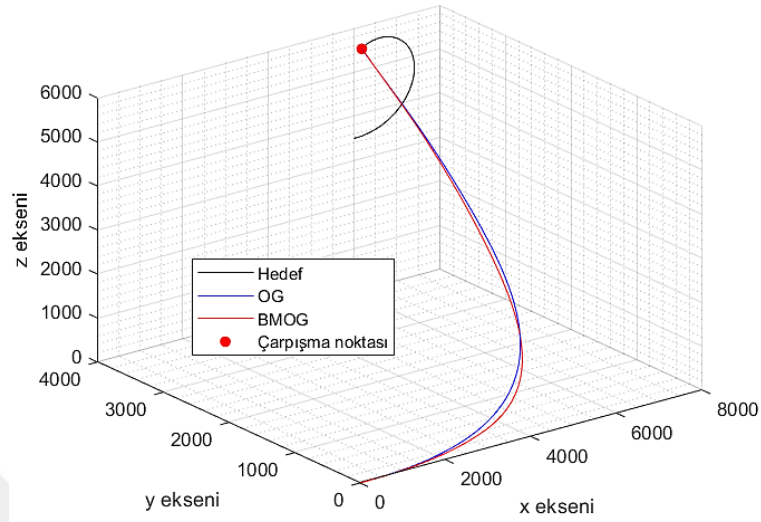
Şekil 5.7’ de görüldüğü üzere BMOG kuralının çalıştırıldığı füze tasarımında hedefe 4.453 metre kadar bir mesafe kaldığı zaman mühimmatın patladığı gözlemlenmiştir. Füzenin yerden, sıfır koordinat noktasından gönderildiği ve LOS çizgilerinin ise doğru olduğu şekil üzerinde görülmektedir.



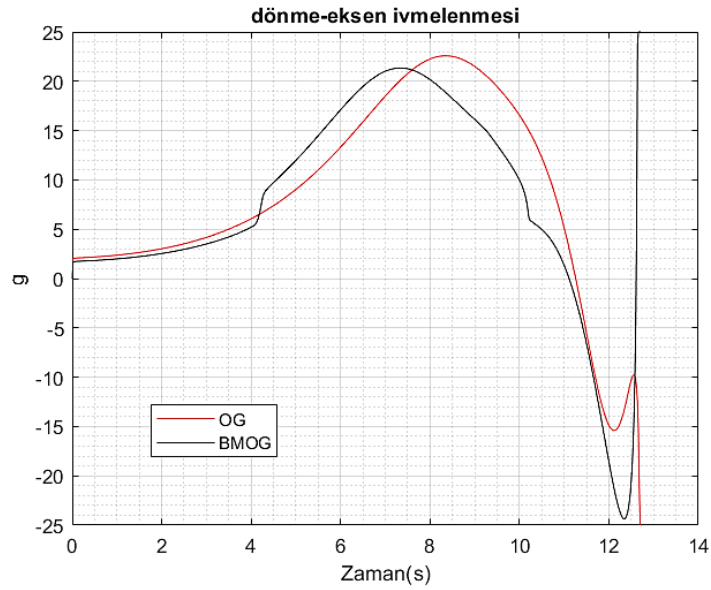
Şekil 5.8: Senaryo 1 BMOG Yanal İvme Sonuçları.

Bu kısımda ise her iki yaklaşıma ait angajman ve ivme eğrileri aynı şekil üzerinde aktarılmıştır. Şekil 5.10 ve Şekil 5.11’ e bakarak BMOG’ nin başlangıç ve orta fazlarında daha düşük ivme ile hareket ettiği; çarpışma kararının verildiği son fazda

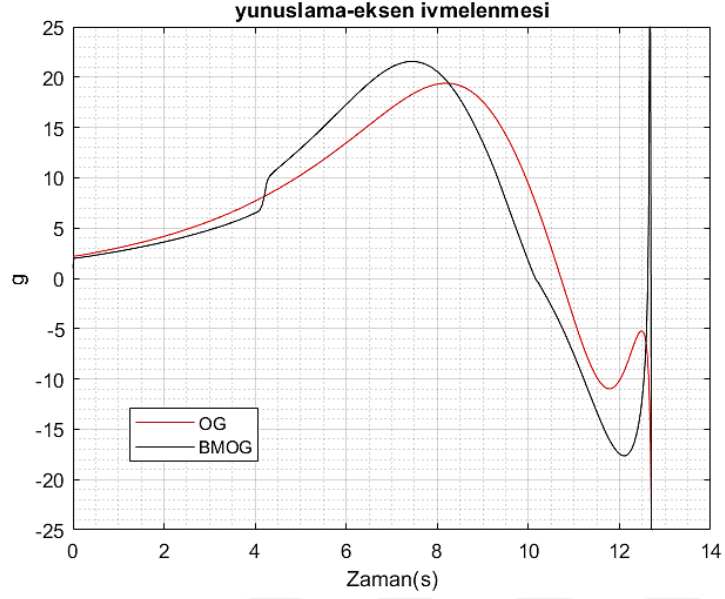
ise OG ‘den büyük değerler ürettiği gözlemlenmiştir. Senaryo 1’ e ait bulanık mantık izleme ara yüzü Şekil 5.12’ de belirtilmiştir.



Şekil 5.9: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.



Şekil 5.10: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi



Şekil 5.11: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.12: Bulanık Sistem Sonuçları.

5.5.2. Senaryo 2

Tablo 5.1’ de belirtilen 2 numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan ikinci senaryo için füze ve hedefe ait değişken bilgileri Tablo 5.4’ te belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Füzenin sıfır noktasından fırlatıldığı bu senaryoda hedef yukarı yönde manevra yapmaktadır. Senaryo 1’ den farklı olarak gama açısının

değiştirilmesi ile sonuç üzerindeki değişim gözlemlenmiştir. Elde edilen sonuçlar Tablo 5.5' teki gibidir.

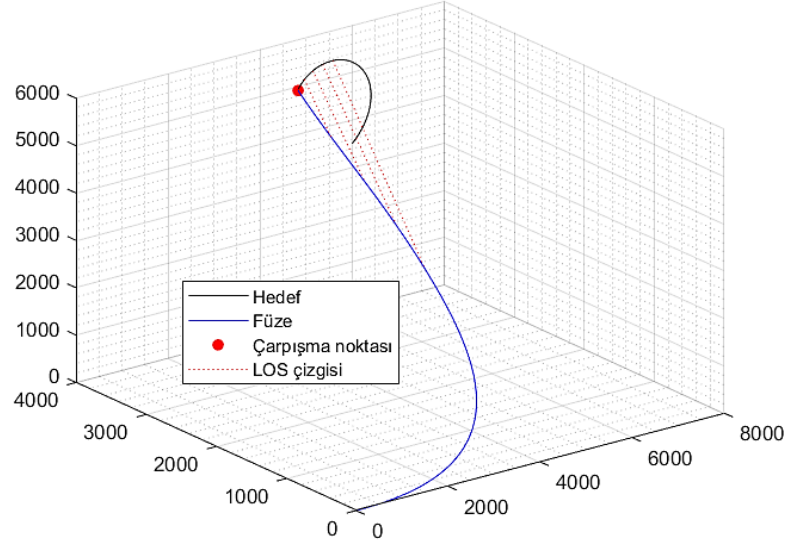
Bu bölümde OG ve BMOG' ye ait uygulama çıktıları şekiller ile aktarılmıştır. Son olarak her iki angajmana ait eğriler 5.17' de tek şekil üzerinde belirtilmiştir. Şekil.5.18' e bakıldığında ilk ve orta fazda dönme eksen ivmesinin her iki yaklaşımda da birbirine yakın, paralel bir akış sergilediği fakat karar fazında BMOG' nin zıt yönde keskin bir ivme sergilediği gözlemlenmiştir. Bu ani manevra sonucunda eksik mesafe yarım metreye kadar indirilmiştir. Şekil. 5.19' da ise yunuslama ivme hareketine ait bilgiler aktarılmıştır. Bu senaryo için BMOG ve OG' nin birbirine paralel değerler sergilediği görülmektedir.

Tablo 5.4: Senaryo 2 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

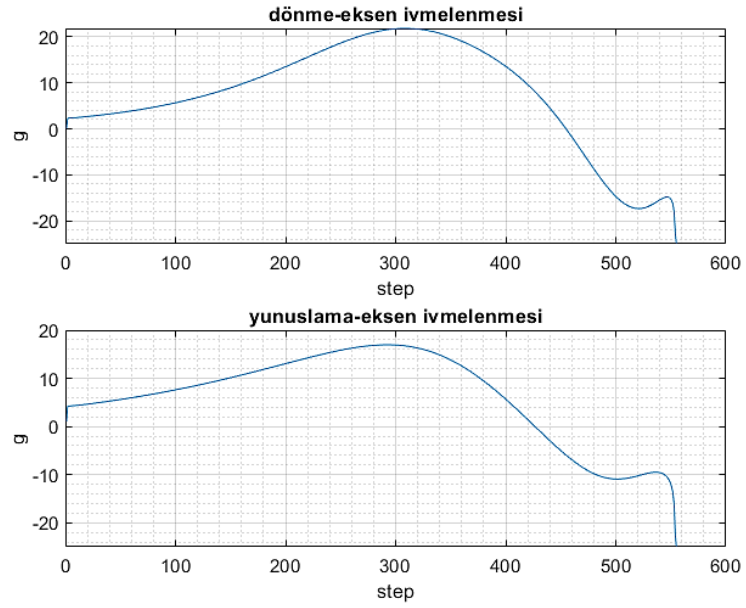
	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	0	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	$45\pi/180$	0	0.02

Tablo 5.5: Senaryo 2 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.

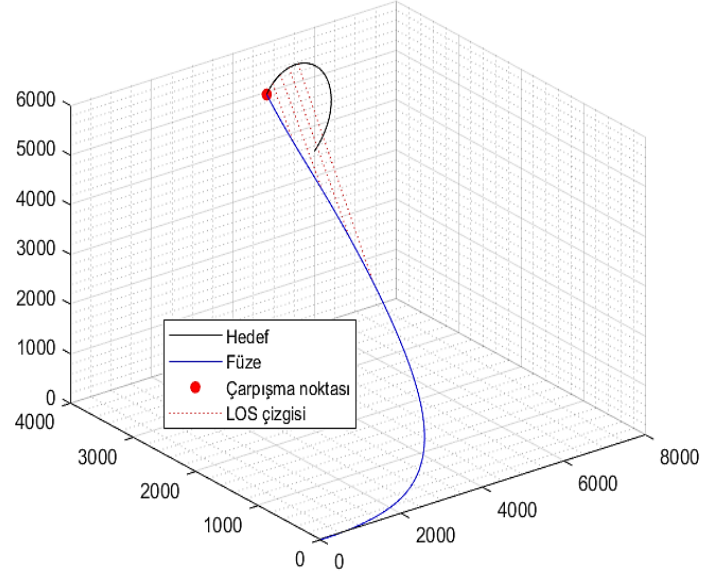
Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	9.435	0.512
y-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	6.129	4.708
z-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	7.539	6.374
y-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	16.964	19.669
z-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	21.842	25.000
y-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	-25.000	-25.000
z-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	-25.000	-24.341



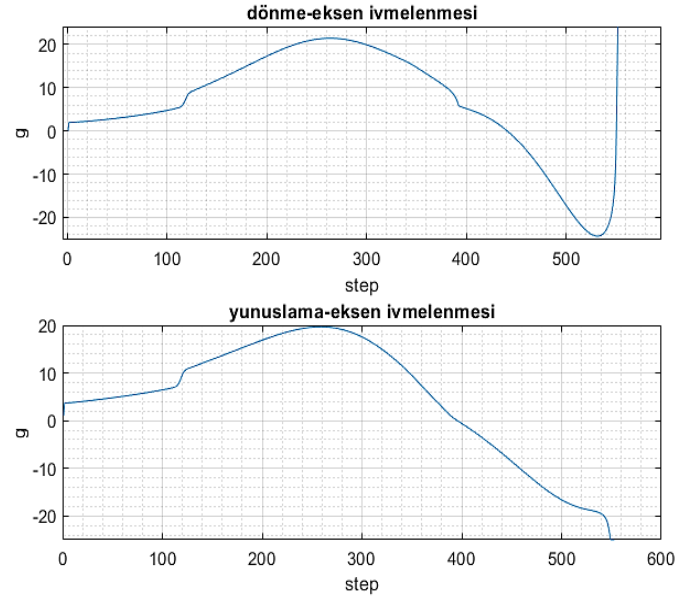
Şekil 5.13: Senaryo 2 OG Füze-Hedef Angajmanı.



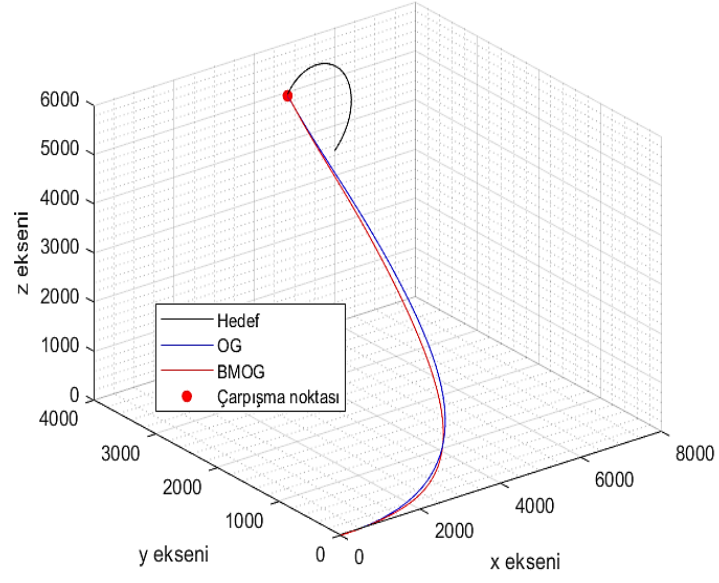
Şekil 5.14: Senaryo 2 OG Yanal İvme Sonuçları.



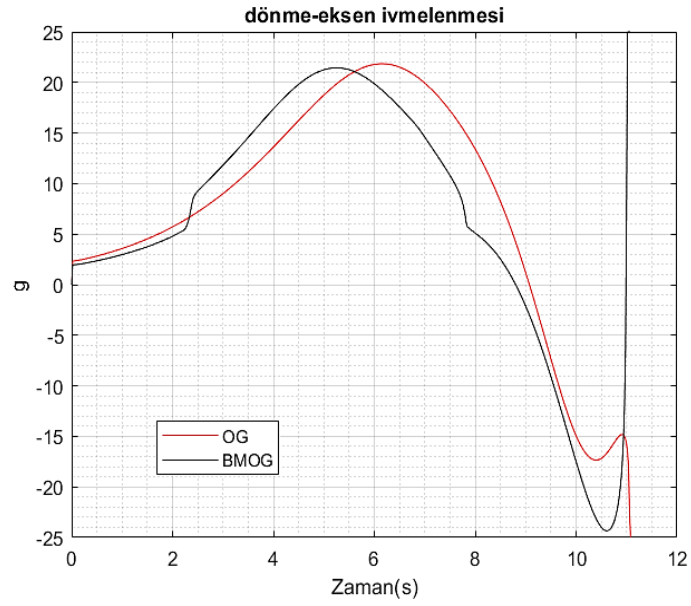
Şekil 5.15: Senaryo 2 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.



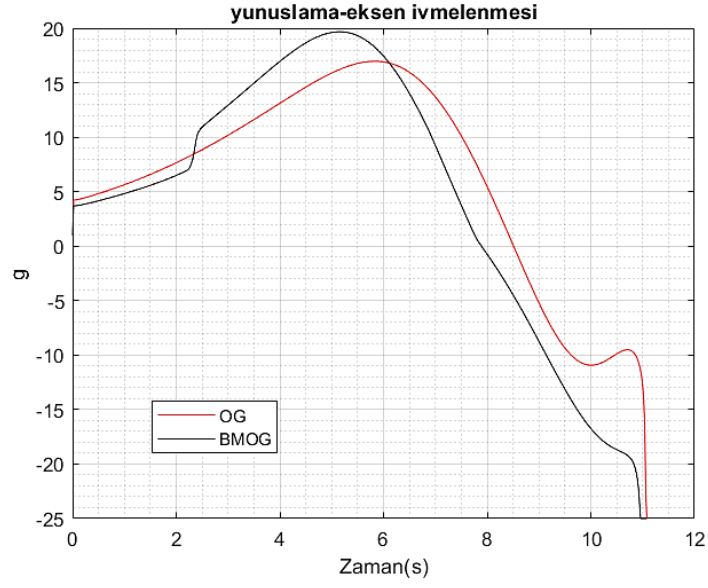
Şekil 5.16: Senaryo 2 BMOG Yanal İvme Sonuçları.



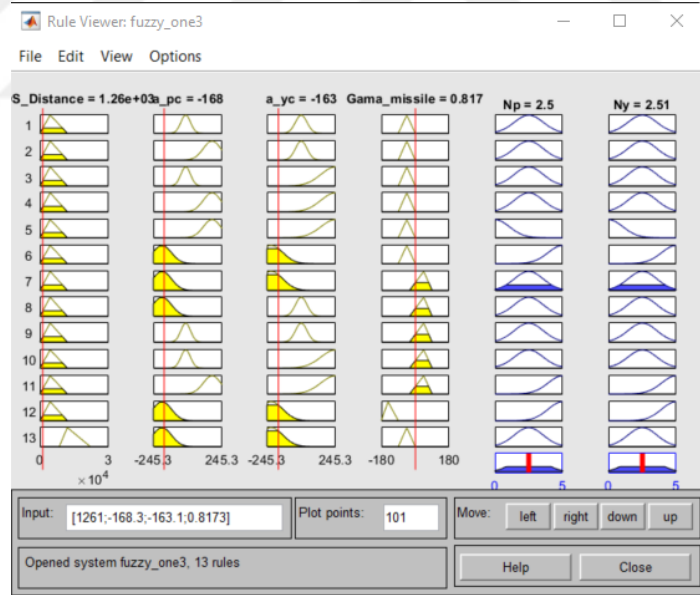
Şekil 5.17: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.



Şekil 5.18: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.19: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.20: Bulanık Sistem Sonuçları.

5.5.3. Senaryo 3

Tablo 5.1’ de belirtilen 3 numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan senaryo üç için füze ve hedefe ait değişken bilgileri Tablo 5.6’ da belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Füzenin yine yerden ve sıfır noktasından fırlatıldığı bu senaryoda, hedef ileri yönde uçuş planı sergilemiştir. BMOG ile füze kalkış anından itibaren daha dar bir yol ile izlediği görülmektedir. Füzeye ait eğriler Şekil.5.25’ te gösterilmiştir. Elde edilen sonuçlar Tablo 5.7’ deki gibidir.

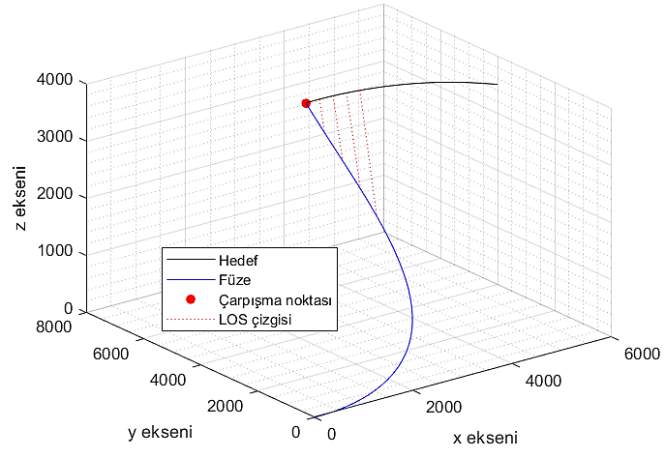
Sonraki bölümde ise OG ve BMOG’ ye ait benzetim çıktıları aktarılmıştı Şekil 5.27’ de görüldüğü üzere BMOG yunuslama hareket ivmesinin diğer senaryolara göre daha düşük uygulandığı ve son safhaya gelindiğinde ise maksimum noktaya ulaşarak angajmanın tamamlandığı görülmektedir. Buna karşı olarak Şekil.26’ da dönme ivmelenmesinin ilk fazdan itibaren yüksek olduğu görülmektedir. Seyir esnasında OG’ den daha düşük seviyede ivme uygulayan BMOG ilk ve son safhalarda bu durumun tam tersini sergilemiştir. Bulanık sistem ara yüzü Şekil.5.28’ de belirtilmiştir.

Tablo 5.6: Senaryo 3 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

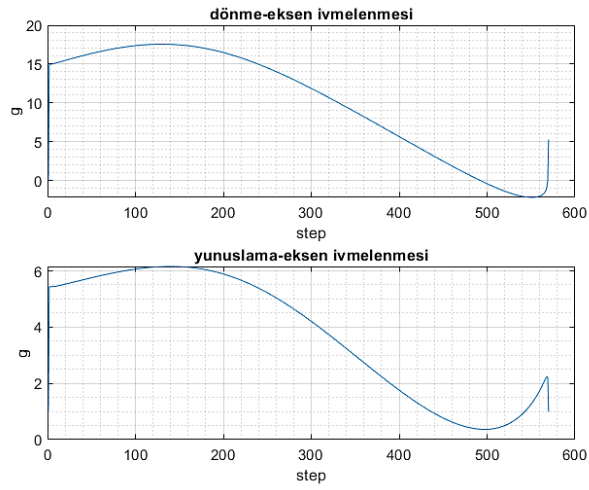
	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	0	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	0	$120\pi/180$	0.02

Tablo 5.7: Senaryo 3 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.

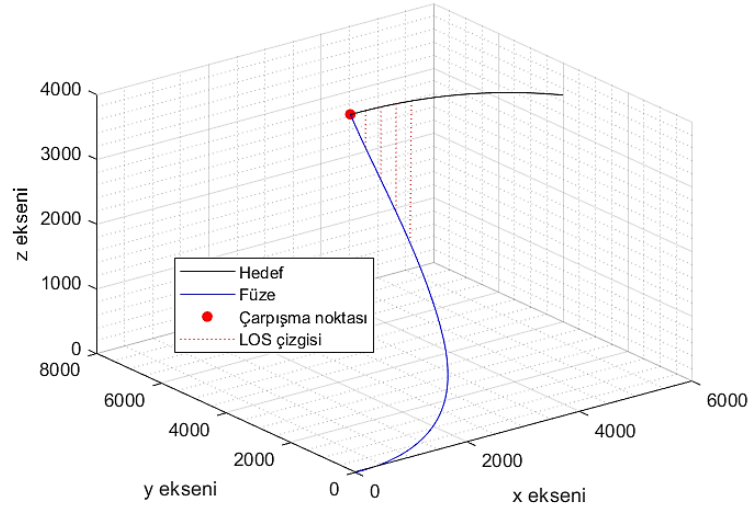
Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	10.738	4.937
y-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	3.764	3.670
z-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	10.175	9.265
y-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	6.157	25.000
z-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	17.554	25.000
y-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	0.364	-25.000
z-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	-2.189	-4.126



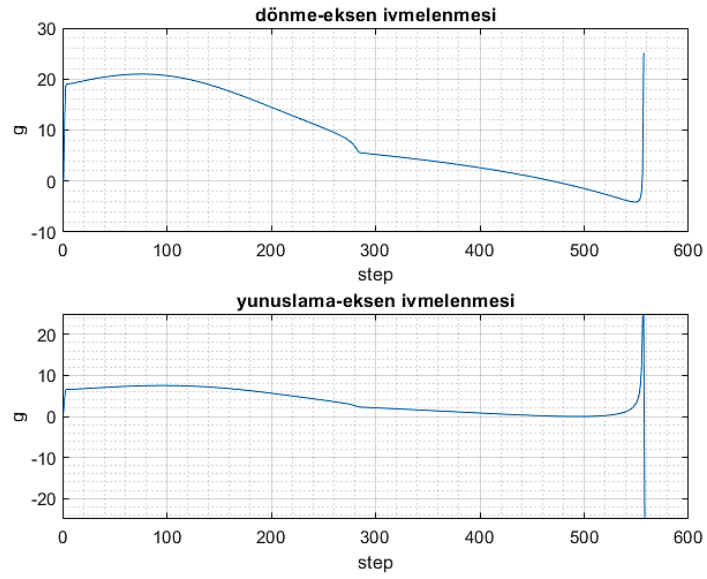
Şekil 5.21: Senaryo 3 OG Füze-Hedef Angajmanı.



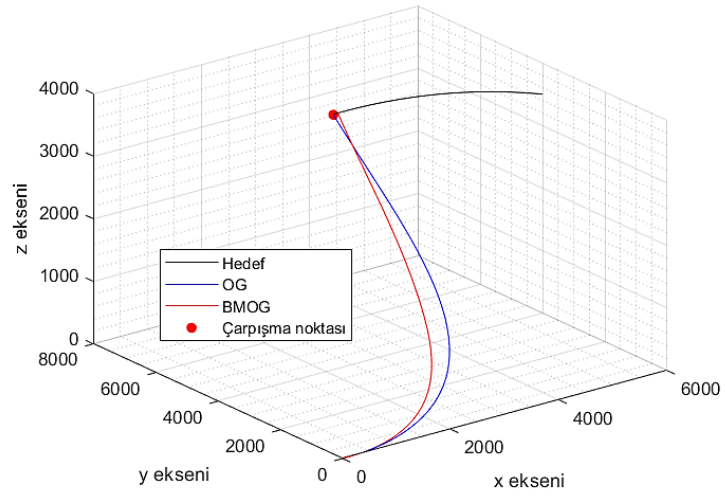
Şekil 5.22: Senaryo 3 OG Yanal İvme Sonuçları.



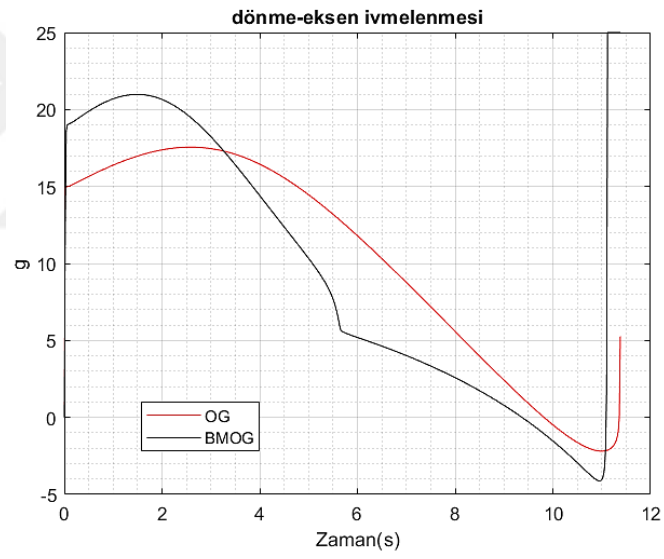
Şekil 5.23: Senaryo 3 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.



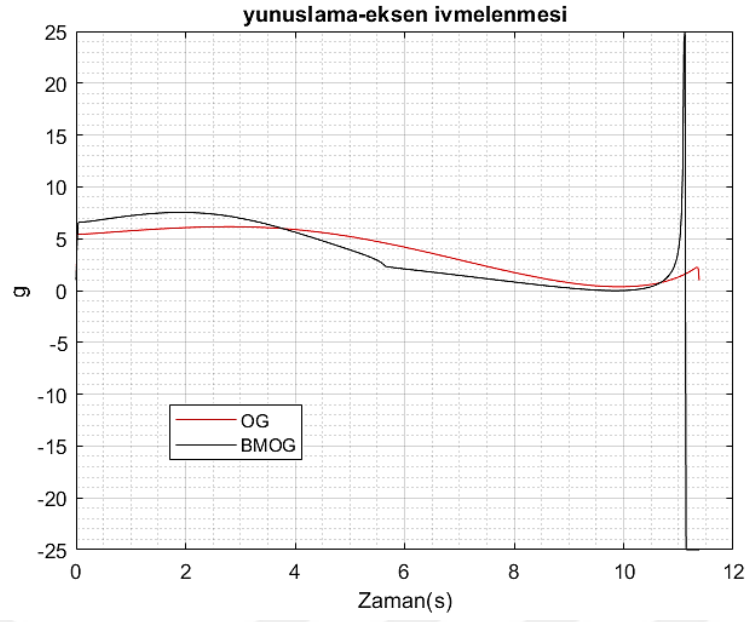
Şekil 5.24: Senaryo 3 BMOG Yanal İvme Sonuçları.



Şekil 5.25: Senaryo 3 OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.



Şekil 5.26: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.27: Yunuslama - Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.28: Bulanık Sistem Sonuçları.

5.5.4. Senaryo 4

Tablo 5.1’ de belirtilen 4 numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan bu senaryo için füze ve hedefe ait değişken bilgileri Tablo 5.8’ de belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Bu denemede füze yerden yüksek bir noktadan fırlatılırken, hedef sağa doğru yönelim hareketi sergilemiştir. Metotlara göre elde edilen sonuçlar Tablo 5.9’ deki gibidir.

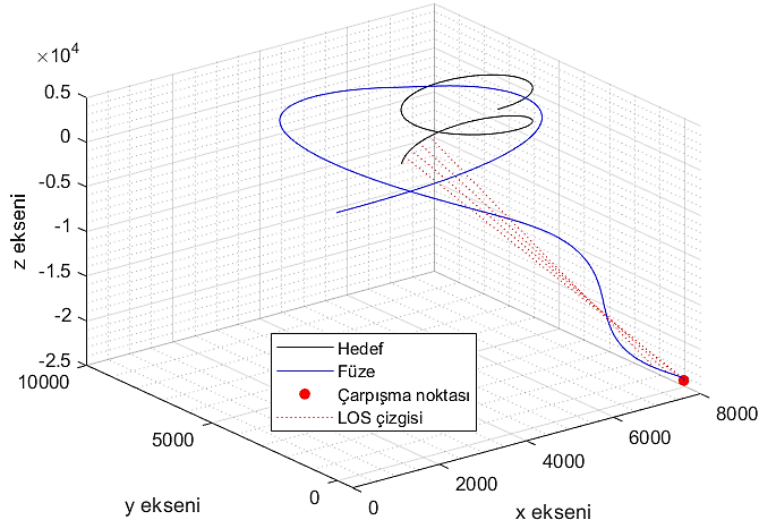
Bu senaryonun ilerleyen bölümünde ise OG ve BMOG’ ye ait benzetim çıktıları aktarılmıştır. Şekil 5.29’ da görüldüğü üzere bu senaryoda OG güdümün kullanıldığı füze, hedefi yakalayamamakla beraber kontrolünü zamanla kaybettiği gözlemlenmiştir. Angajman süresinin tamamlandığı andaki eksik mesafe, Tablo 5.9’ da gösterildiği gibi oldukça fazladır ve çarpışma sağlanamamıştır. Aynı şartlar altında BMOG güdümlü füzenin kısa bir süre zarfında 2.183 metre kadar eksik mesafe ile görevini tamamlandığı tespit edilmiştir. Bu sonuç OG ile elde edilemeyen başarının BMOG kurgusuyla kazanıldığı göstermektedir.

Tablo 5.8: Senaryo 4 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

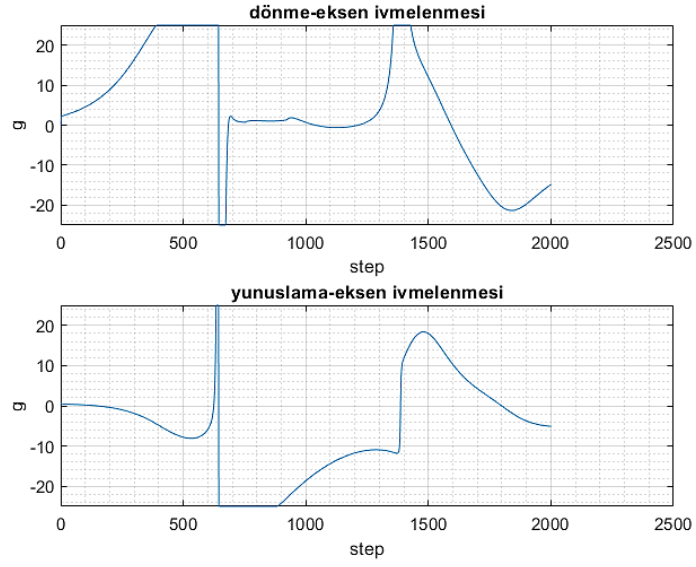
	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	5000	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	0	0	0.02

Tablo 5.9: Senaryo 4 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.

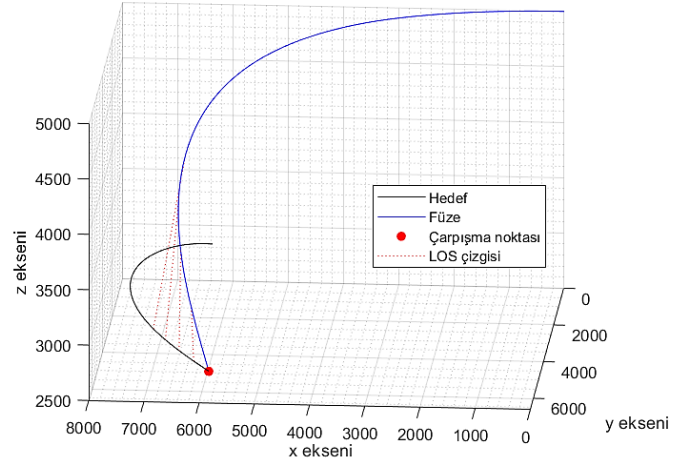
Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	21.307.759	2.183
y-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	-5.815	-3.652
z-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	3.985	15.303
y-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	25.000	25.000
z-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	25.000	25.000
y-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	-25.000	-25.000
z-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	-25.000	-25.000



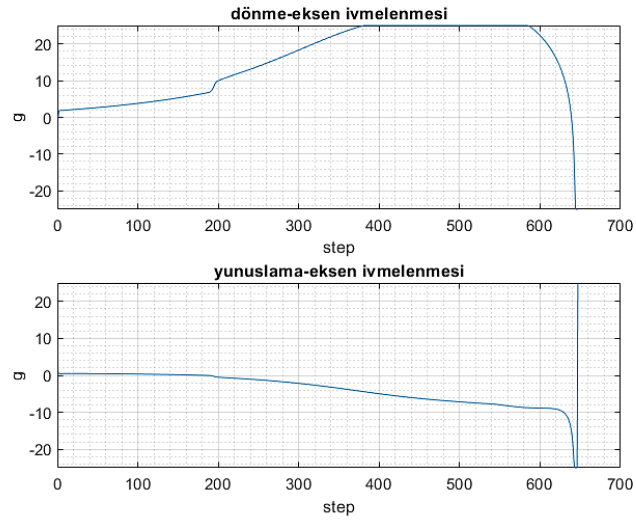
Şekil 5.29: Senaryo 4 OG Füze-Hedef Angajmanı.



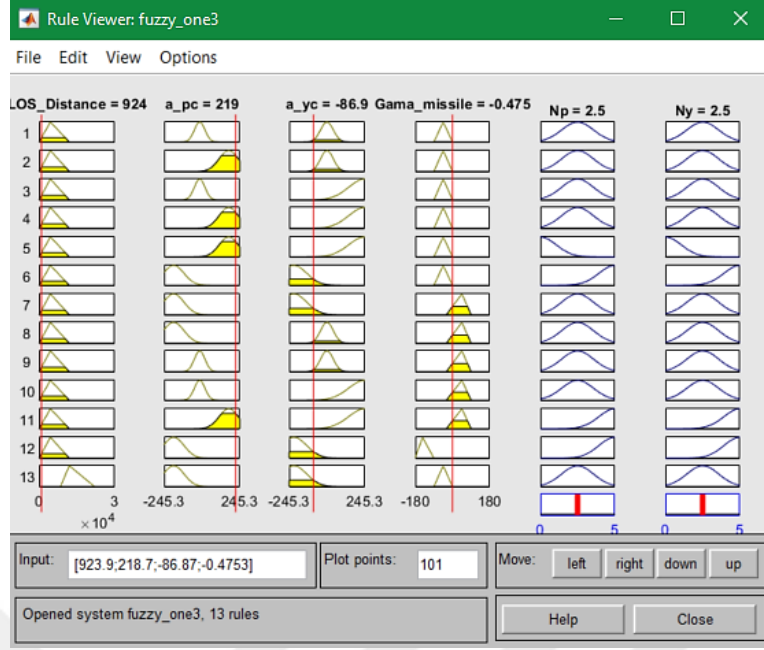
Şekil 5.30: Senaryo 4 OG Yanal İvme Sonuçları.



Şekil 5.31: Senaryo 4 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.



Şekil 5.32: Senaryo 4 BMOG Yanal İvme Sonuçları.



Şekil 5.33: Bulanık Sistem Sonuçları.

5.5.5. Senaryo 5

Tablo 5.1’ de belirtilen 5 numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan bu senaryo için füze ve hedefe ait değişken bilgileri Tablo 5.10’ da belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Bu denemede füze yerden yüksek bir noktadan fırlatılırken, hedef ivmelenme hareketi sergilemiştir. Metotlara göre elde edilen sonuçlar Tablo 5.11’ deki gibidir.

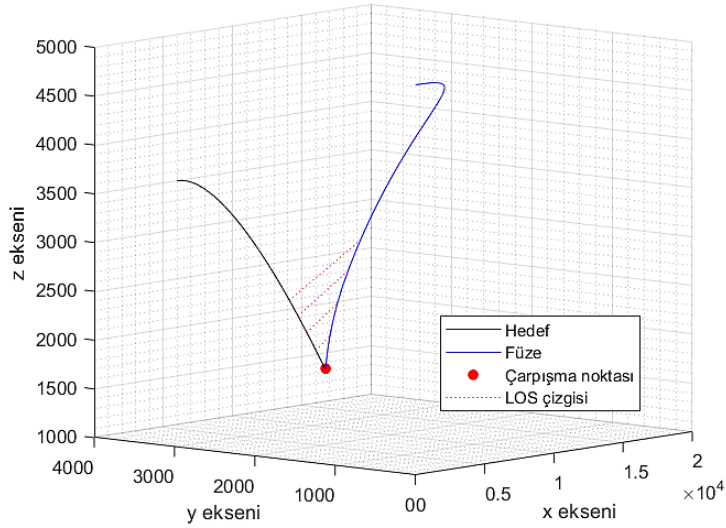
Bu senaryonun ilerleyen bölümünde ise OG ve BMOG’ ye ait benzetim çıktıları aktarılmıştır. Şekil 5.40 ve Şekil 5.41’ e bakılarak OG ve BMOG’ de yanal ivme komutlarının ilk fazlarda birbirine yakın olduğu görülürken, son faz içerisinde BMOG keskin manevra yaparak; yüksek ivme komutları üretmeye başlamıştır. Bu hareketin neticesinde eksik mesafe yarıya indirilmiştir.

Tablo 5.10: Senaryo 5 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

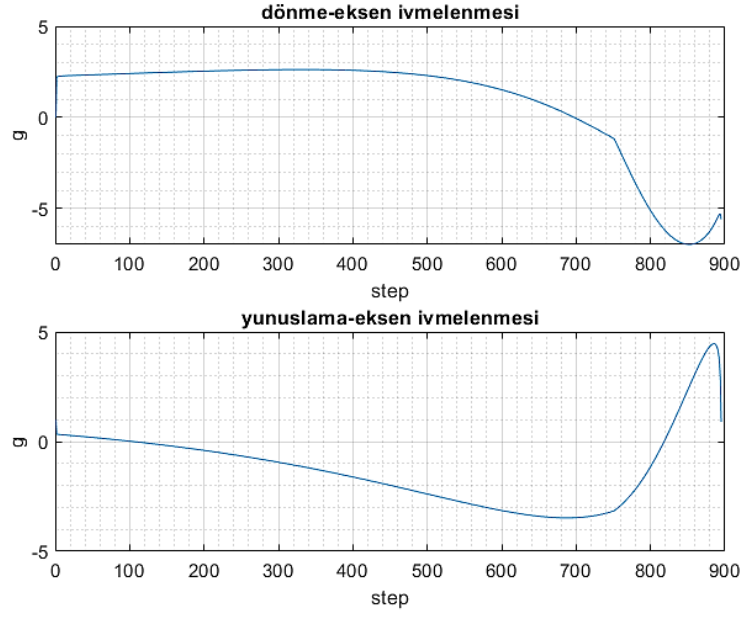
	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	5000	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	0	0	0.02

Tablo 5.11: Senaryo 5 OG ve BMOG Simülasyon Sonuç Verileri.

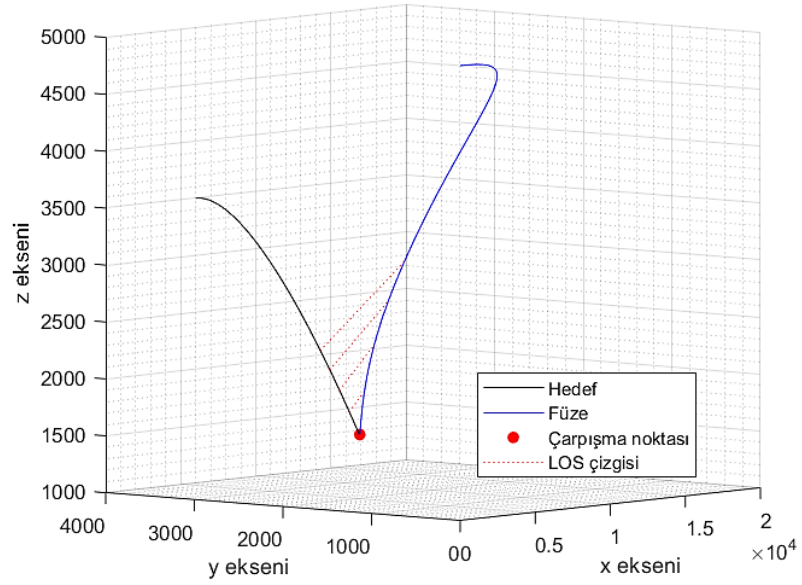
Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	13.546	5.947
y-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	-1.228	-1.425
z-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	0.812	1.040
y-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	4.459	12.421
z-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	2.625	25.000
y-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	-3.477	-25.000
z-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	-6.969	-9.799



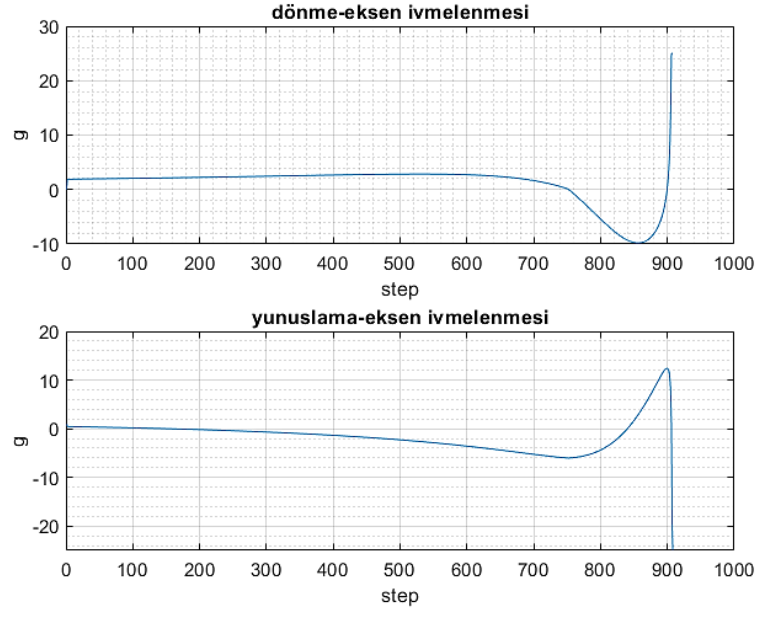
Şekil 5.34: Senaryo 5 OG Füze-Hedef Angajmanı.



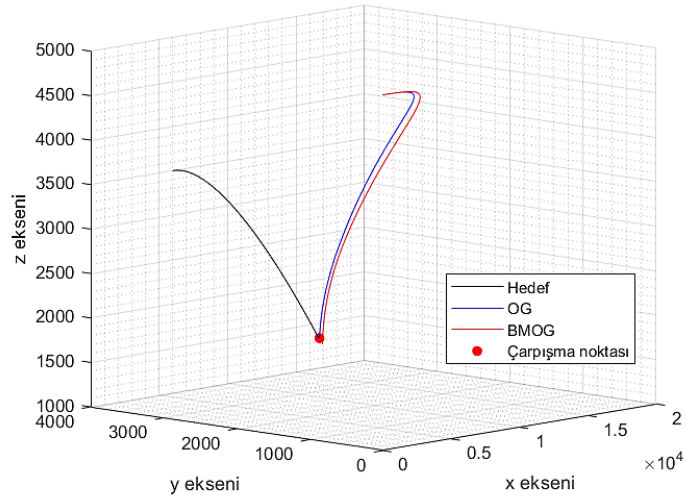
Şekil 5.35: Senaryo 5 OG Yanal İvme Sonuçları.



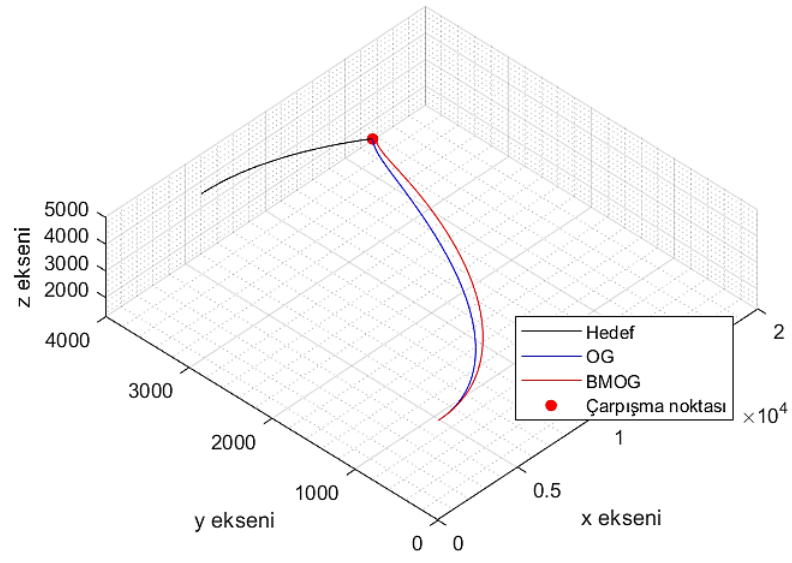
Şekil 5.36: Senaryo 5 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.



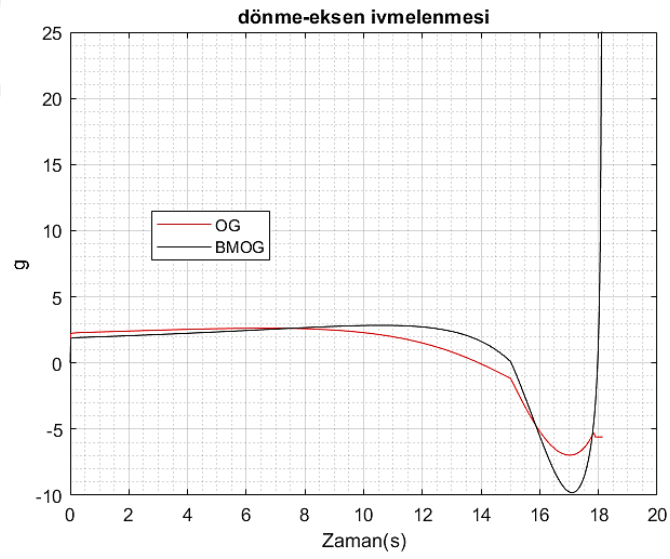
Şekil 5.37: Senaryo 5 BMOG Yanal İvme Sonuçları.



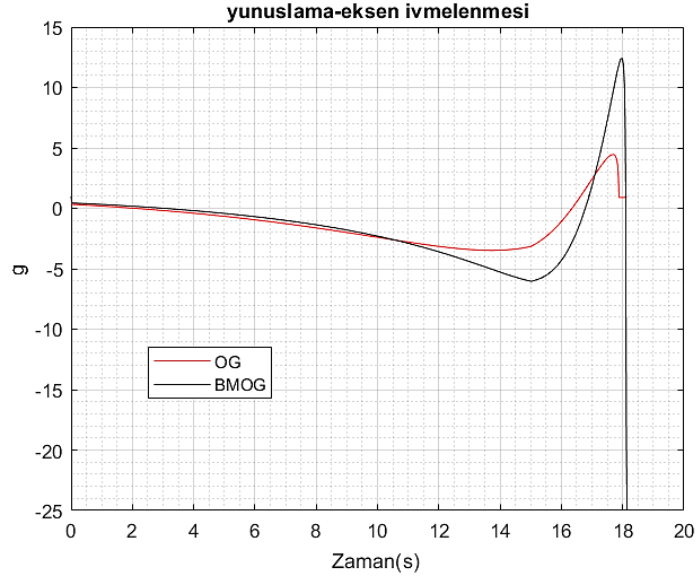
Şekil 5.38: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.



Şekil 5.39: OG ve BMOG Kurallarının Üstten Görünümü.



Şekil 5.40: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.41: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.42: Bulanık Sistem Sonuçları.

5.5.6. Senaryo 6

Tablo 5.1’ de belirtilen 6 numaralı hedef manevrasına göre kurgulanan bu senaryo için füze ve hedefe ait değişken bilgileri Tablo 5.12’ de belirtilmiştir. Uygulama iki farklı metot ile test edilmiştir. Bu denemede füze karadan bir noktadan fırlatılırken, hedef sola doğru yönelim hareketi sergilemiştir. Metotlara göre elde edilen sonuçlar Tablo 5.13’ teki gibidir.

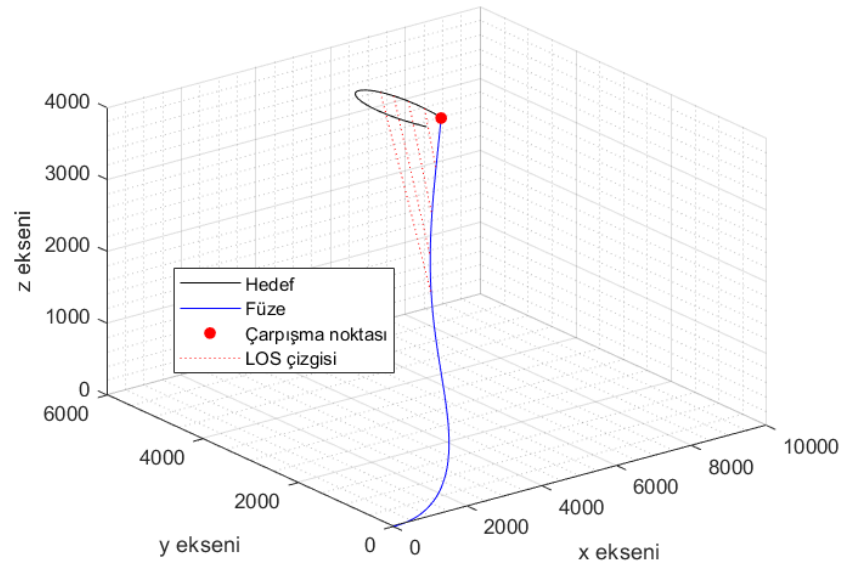
Bu senaryonun ilerleyen bölümünde ise OG ve BMOG’ ye ait benzetim çıktıları aktarılmıştır. Şekil 5.47’ de görüldüğü üzere BMOG yöntemi ile hareket eden füzenin daha dik bir kalkış sergilediği görülmektedir. Şekil 5.48 ve Şekil 5.49’ a göre angajmanın başlangıç evresinde BMOG daha yüksek ivme kuvveti uygulamış olmasına rağmen orta evresinde ivme kuvvetini indirmiştir. BMOG, OG kuralına göre orta evrede daha az yanal ivme kuvveti uygulayarak uçuş süresine katkı sağladığı gözlemlenmiştir.

Tablo 5.12: Senaryo 6 Füze-Hedef Angajman Başlangıç Verileri.

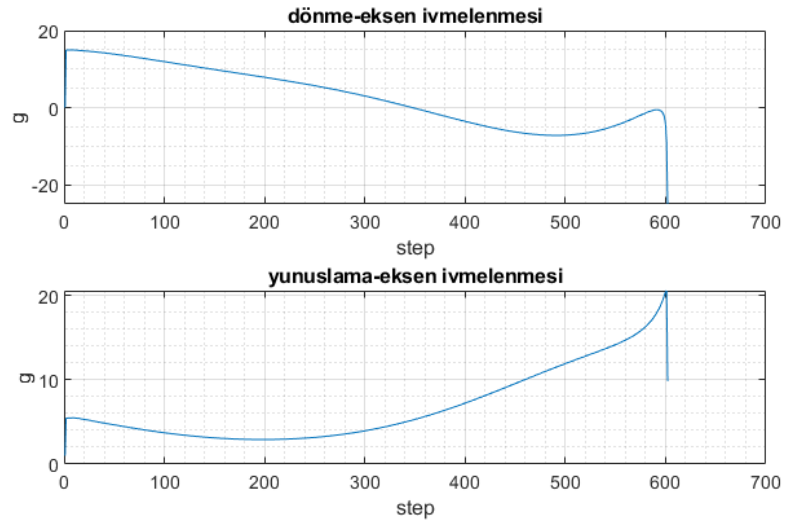
	x eksen [m]	y eksen [m]	z eksen [m]	Hız [Mach]	γ [rad]	ψ [rad]	Zaman-adım [s]
Füze	0	0	0	2	0	0	0.02
Hedef	6000	4000	3500	1	0	$120\pi/180$	0.02

Tablo 5.13: Senaryo 6 OG ve BMOG Yanal İvme Sonuçları.

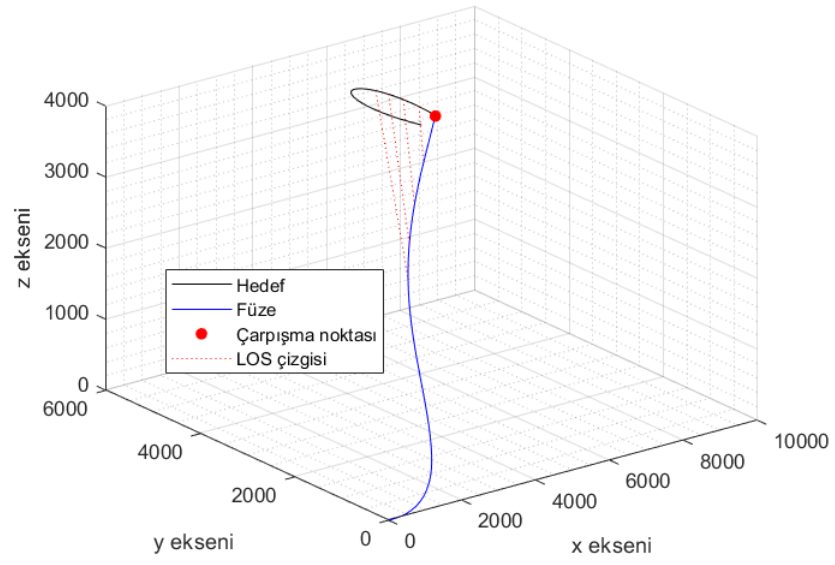
Parametre	OG	BMOG
Durdurma Zamanındaki Eksik Mesafe (m)	8.893	8.206
y-eksenindeki (yaw) ortalama ivme (g)	6.815	6.656
z-eksenindeki (pitch) ortalama ivme (g)	3.029	1.310
y-eksenindeki (yaw) maksimum ivme (g)	20.565	25.000
z-eksenindeki (pitch) maksimum ivme (g)	14.976	19.001
y-eksenindeki (yaw) minimum ivme (g)	1.000	1.000
z-eksenindeki (pitch) minimum ivme (g)	-25.000	-25.000



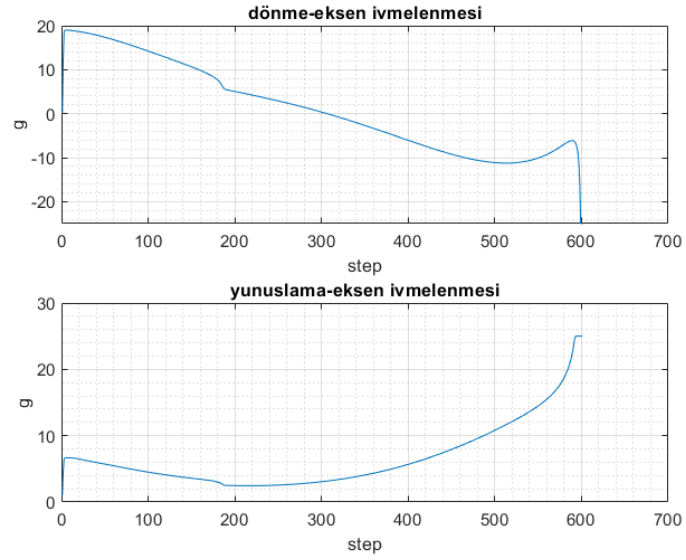
Şekil 5.43: Senaryo 6 OG Füze-Hedef Angajmanı.



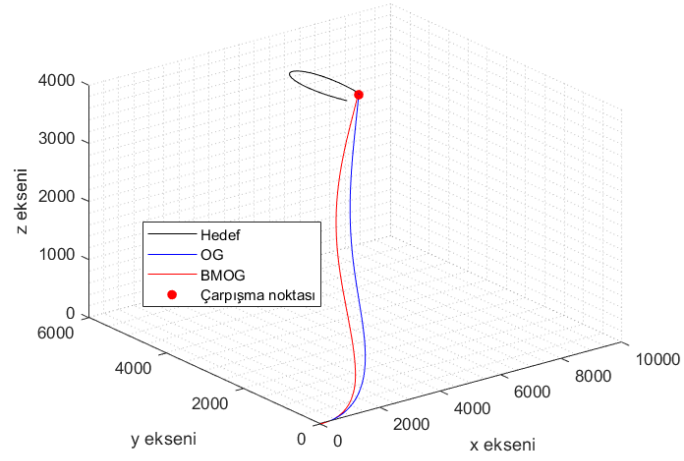
Şekil 5.44: Senaryo 6 OG Yanal İvme Sonuçları.



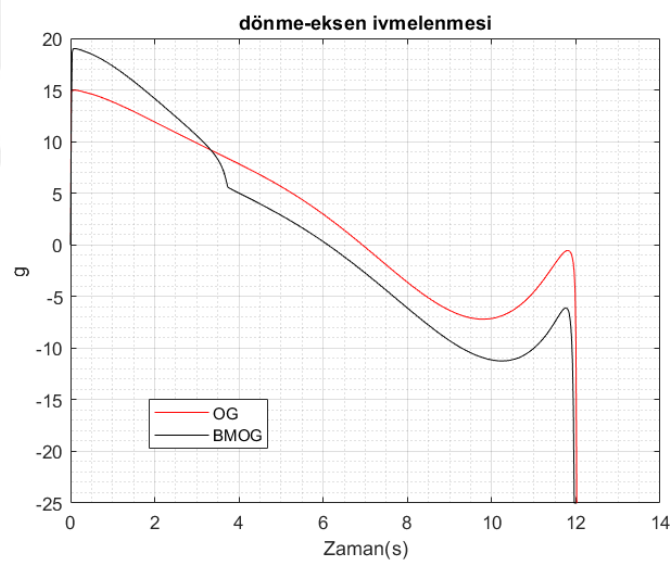
Şekil 5.45: Senaryo 6 BMOG Füze-Hedef Angajmanı.



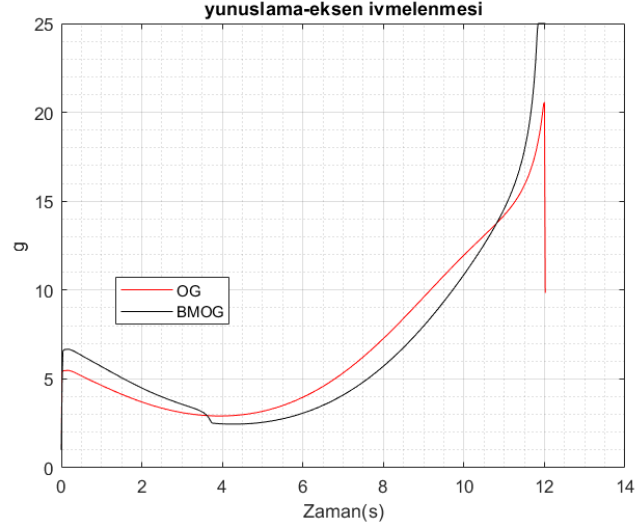
Şekil 5.46: Senaryo 6 BMOG Yanal İvme Sonuçları.



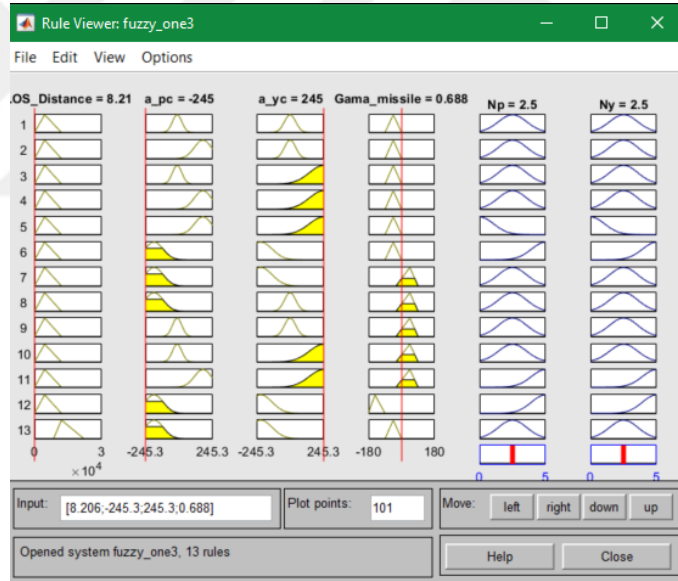
Şekil 5.47: OG ve BMOG Kurallarının Beraber Gösterimi.



Şekil 5.48: Dönme- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.49: Yunuslama- Eksen İvmelenmesinin Zamana Göre Gösterimi.



Şekil 5.50: Bulanık Sistem Sonuçları.

6. SİMÜLASYON SONUÇLARININ KONTROL YÖNTEMLERİNE GÖRE KARŞILAŞTIRMALI ANALİZİ

Tablo 6.1’ de tüm senaryoların karşılaştırılmasına yer verilmiştir. Bu tablodaki verilere göre kurgulanan tüm senaryolarda BMOG’ nin OG’ ye göre eksik mesafede kazanç sağladığı gözlemlenmiştir. Dört numaralı angajmanda OG’ nin hedefi paralel geçerek, ıskalayarak devam ettiği durumda, BMOG kabul edilebilir yakınlıkta bir eksik mesafe elde ederek; görevini başarı ile tamamlamıştır. Yine aynı senaryodaki iterasyon sayısı yaklaşık %68 oranında azaltılarak, uçuş süresi düşürülmüştür.

Genel olarak BMOG kuralının kullanıldığı senaryolarda iterasyon sayısında ve angajman süresinde azalma görülmektedir.

Yanal ivme komutlarında ise sonuçlar değişkenlik göstermektedir. Bu değişkenlik angajmanın zorluğu ve hedefin hareketi ile ilişkilendirilebilir. Genel olarak yunuslama ve dönme ivmelenmelerinde ortalama bazda kazanç sağlanmıştır. Fakat zorlu bir ortamda BMOG’ nin daha fazla ivme komutu üretebildiği gözlemlenmiştir. Tablo 6.1 içerisinde bu duruma yunuslama ve dönme eksen ivmelenmesine göre ayrı ayrı gösterilmiştir. İvme değişkeni için minimum ve maksimum değerlere bakıldığında BMOG kuralında kazanç sağlanmadığı gözlemlenmektedir. Bu durum füze yapısına etkisi sonuç kısmında değerlendirilmiştir.

Tablo 6.2 ile tüm senaryolardan elde edilen mesafe ve ivme değişkenlerine ait kazançları aktarılmıştır. Dördüncü ve beşinci senaryolarda ivme hareketlerinde net kazanç sağlanmadığı gözlemlendi. Buna karşı olarak OG ve BMOG arasında da büyük fark bulunmamaktadır.

Tablo 6.1: Sonuç Tablosu.

Senaryo	Güdümlü Kuralı	Eksik Mesafe[m]	T_{go} [s]	Yanal ivmelenme [g]			
				y- eksen yunuslama		z- eksen dönme	
				Ortalama	Maks.	Ortalama	Maks.
1	OG	8.612	12.740	7.263	19.297	8.339	22.580
	BMOG	4.453	12.720	6.460	25.000	7.400	25.000
2	OG	9.435	11.100	6.129	16.964	7.539	21.842
	BMOG	0.512	11.060	4.708	19.669	6.374	25.000
3	OG	10.738	11.400	3.764	6.157	10.175	17.554
	BMOG	4.937	11.160	3.670	25.000	9.265	25.000
4	OG	NA	40.000	-5.815	25.000	3.985	25.000
	BMOG	2.183	12.940	-3.652	-25.000	15.303	25.000
5	OG	13.546	17.900	-1.228	4.459	0.812	2.625
	BMOG	5.947	18.160	-1.425	12.421	1.040	-9.799
6	OG	8.893	12.040	6.815	20.565	3.029	14.976
	BMOG	8.206	12.020	6.656	25.000	1.310	19.001

Tablo 6.2: Angajmanlara Göre Kazanç Tablosu.

Senaryo	Eksik mesafe kazanç [%]	Yanal ivmelenme kazanç [%]	
		y-eksen yunuslama	z-eksen dönme
		Ortalama	Ortalama
1	48,299	11,050	11,260
2	94,573	23,184	15,452
3	54,023	2,497	8,943
4	99,980	37,196	-
5	56,090	-	-
6	7,725	2,330	56,750

7. SONUÇ

Ülkelerin toprak ve hava bütünlüklerini savunabilmek; stratejik olarak güçlerini ortaya koyabilmek, risk ve endişe içeren olay ve unsurlara karşı başa çıkabilmek adına askeri donanımlara ve mühimmatlara ihtiyaçları vardır. Askeri envanterlerde bulunan aktif kullanımdaki birçok mühimmat arasında kilit rol alan füzeler, savaşların ve operasyonların hatta politik değerlerin seyrini her an değiştirebilmektedir. Gelişen teknoloji ile beraber mevcut füzeler üzerinde çalışan sistemler yeni versiyonlar ile karışımıza çıkarılmaktadır. Her yeni versiyon ile öncekilerin eksiklik ve zafiyetlerini kapatmak; var olanın üzerine yeni özellikler ekleme amacı güdülmektedir. Bu tez çalışması içerisinde taktik füzeler üzerinde kullanılan klasik güdüm algoritmaları ele alınmıştır. Daha sonra klasik güdüm algoritmalarından biri olan orantısal seyir güdümü, bulanık mantık tabanlı hibrit bir tasarım ile tekrar kurgulanmıştır. Elde edilen yeni tasarım için benzetim ve kodlamalar MATLAB ve SIMULINK üzerinde oluşturulmuştur.

Klasik güdüm algoritmalarının kullanıldığı füze-hedef angajmanlarında füzelerin, çoğu senaryoda teması yakalamakta veya çarpışmayı sağlamakta zorluk çektiği görülmektedir. Füzenin güdüm sistemi içerisine tanımlanan ölüm yarıçapı tespit edildiği an çarpışma sağlanmadan mühimmat patlatılmaktadır. Benzer bir şekilde ani manevralar ve agresif yanal ivme komutları, füze kontrolünü zorlaştırarak dengesizlik yaratabilmektedir. Bu hareketin aynı zamanda yüksek yakıt tüketimi gibi problemlerin oluşmasına sebep olduğu gözlemlenmektedir. Belirtildiği üzere klasik güdüm uygulamalarında eksik mesafe ve yanal ivme komutları gibi iyileştirilmesi gereken noktalar kayıt altına alınmıştır. Yapılan çalışma ile bu eksikliklerin ortadan kaldırılması veya en düşük seviyeye indirilmesi amaçlanmıştır.

Farklı 6 adet uçuş senaryosu kurgulanmıştır. Tüm senaryolarda eksik mesafelerin azaltıldığı ve gözle görünür derecede kazanç sağlandığı gözlemlenmiştir. Dört numaralı senaryo içerisinde klasik güdüm algoritmasının ıskaladığı senaryoda, bulanık mantıklı hibrit yaklaşım ile çarpışmanın sağlandığı kayıt altına alınmıştır. Tablo 6.2’de görüldüğü üzere en iyi eksik mesafe kazancının elde edildiği bu angajmanda; başarı

oranı %99,98 olarak kayıt altına alınmıştır. Benzer şekilde diğer angajmanlarla %94,57, %56,09, %54,02, %48,30 oranlarında eksik mesafelerden kazanç sağlanmıştır. En az eksik mesafenin ise altıncı senaryoda; hedefin sürekli olarak dönme hareketi sağladığı zor şartlar altında %7,72 olarak elde edildiği görülmektedir.

Yanal ivme komutlarında uçuş süresi boyunca kazanımların elde edildiği gözlemlenmiştir. Azaltılan yunuslama ve dönme eksen ivmelerinin, füzenin duruş ve dengesine yönelik kontrol uygulamalarına önemli derecede katkı sağlayacağı öngörülmektedir. Özellikle orta faz olan seyir durumunda, yanal ivmeden elde edilen kazanç ile yakıt tasarrufunun sağlanması beklenmektedir. Elde edilen bu kazanç ile daha uzun uçuş süresi sağlanarak füzenin hedefi yakalamasına imkân tanınmaktadır. Farklı bir bakış açısı ile füze tasarımında daha küçük yakıt tankının kullanılmasıyla füze üzerinde başka envanterler için yer açılabilir veya füze üzerindeki ağırlık azaltılabilir duruma getirilecektir. Tablo 6.2’ de belirtildiği üzere dört senaryoya ait sonuçta yunuslama ve dönme eksen ivmelerinin ikisinde de kazanç elde edilirken diğer senaryolarda ivmelenme tek eksen üzerine düşmektedir. Sonuçlara göre en yüksek yunuslama eksen ivme kazancı dördüncü senaryo ile %37,196 iken dönme eksen ivmesinde bu oran %56,750 seviyelerine çıkabilmektedir. Bu duruma karşıt olarak senaryo beşte ivme kazancının olmadığı ve sonuçların OG’ ye çok yakın olduğu gözlemlenmiştir. Bunun ile beraber BMOG’ nin başlangıç ve terminal fazlarında, orta yol fazına göre ivme komutlarının daha yüksek ve keskin olduğu gözlemlenmiştir. Kalkış aşamasındaki ivmelenme bulanık kurallar ile iyileştirilebilecek iken terminal aşamasına bu iyileştirmeye ihtiyaç duyulmayabilir. Yapılan simülasyon incelemelerinde BMOG’ nin eksik mesafeleri azaltmasındaki kritik nokta: füze, hedefi teğet geçerken veya paralel konumda iken çarpışmayı sağlamak amacıyla zıt yönde ani ivme kuvveti oluşturması olarak tespit edilmiştir. Bu noktada füze, temel amacı olan çarpışmayı sağladığı için son andaki ivme komutunun önem derecesi kritikliğini kaybetmektedir.

Literatürde yapılan çalışmalarda yanal ivme komutunun oluşturulmasında kullanılan N_p ve N_y değerleri sabit alınarak 3 ile 5 arasında tercih edilmektedir. Bu duruma hava araçlarının aerodinamik sınırları ve manevra kabiliyetlerindeki kısıtlar gerekçe olarak gösterilmektedir. Bu tez çalışmasında ise bu değerler dinamik olarak kurgulanarak optimum sonuca ulaşılmaya çalışılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre bulanık mantık destekli güdüm kuralında N_p ve N_y değerleri ortalama 2,5 olarak elde edilmiştir.

Tüm bu kazanımlara ek olarak sistem daha dinamik hale getirilerek belirli angajmanlar içerisinde daha erken çarpışmanın sağlandığı kayıt altına alınmıştır. Kritik süreçlerde kontrol ve güdüm sistemleri arasındaki iletişimin performansı ve hızı hayati önem taşımaktadır. Manevranın fazla olduğu ve keskin dönüş içeren angajmanlarda ise BMOG kuralı uçuş süresinin saniyeler farkı ile klasik OG' den daha fazla sürebildiği de gözlemlenmiştir.

Literatürde optimizasyon yöntemlerinin kullanıldığı farklı birçok sektör bulunmaktadır. Güdüm ve optimizasyon alanındaki diğer çalışmalar incelediğinde parçacık sürü optimizasyonu, bulanık mantık, yapay sinir ağı gibi tekniklerin kullanıldığını görmek mümkündür. Tez çalışmasının sonuçları ile diğer çalışmalar kıyaslandığında çıkış parametrelerine ait kazanımların, angajman pozisyonu ve başlangıç durumlarına göre farklılık gösterdiği gözlemlenmektedir. Orantısal güdüm ve parçacık sürü optimizasyon yönteminin kullanıldığı bir çalışmada daha çok ivme parametreleri üzerine zemin oluşturulmuştur (Lee vd., 2016). Elde edilen sonuçlara göre benzer koşullar altında bulanık mantıklı yaklaşımla eksik mesafe kazancının daha yüksek olduğu gözlemlenmiştir. Lee ve arkadaşlarına ait çalışmada eksik mesafe kazançları %17,89, %36,83 ve %7 iken bu tez çalışması sonucunda %99,98, %56 ve %7,725 olarak elde edilmiştir. Yanal ivme sonuçlarında ise her iki yaklaşımda kazanç görülmesine rağmen parçacık sürü metodu ile yürütülen yaklaşımda ivme kazancının daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Angajman detayları incelendiğinde iki çalışma arasındaki farklılıkların başında hedef araç hız değerinin geldiği gözlemlenmiştir. Bulanık mantık ile yapılan kurguda hedef hızının, sürü parçacıktan fazla olması yanal ivmelerdeki farkın başlıca etkeni olduğu düşünülmektedir. Hedefin yüksek hızlı olduğu bir angajman içerisinde füze, agresif hareket ihtiyacı duyar ve ani manevra komutları üretmeye başlar. Bulanık mantık metot üzerinde elde edilen düşük eksik mesafe ile kaybedilen kinetik enerjinin, mühimmatın hedefe daha yakın patlatılması ile tolere edilebileceği düşünülmektedir. Yani daha az eksik mesafeyle, geniş çaplı hasar veren mühimmat yerine daha dar kapsamlı mühimmat tercih edilebilir ve füze yükü azaltılabilir.

Orantısal güdümün kullanılarak literatüre kazandırılan diğer bir çalışmada ise adapte gerçek orantısal güdüm (ADOG) tasarımı öne sürülmüştür. Çalışma içerisinde orantısal güdüm ile sürü parçacık beraber kullanılmıştır (Haluk Gözde, Semih Özden, 2021). Bu çalışmanın sonuçlarına göre ADOG' nin orantısal güdüm kuralı karşısında

eksik mesafeden kazanç sağlayamadığı senaryoda; BM %48,29, %94,57 ve %54,02 oranlarında kazanç sağladığı gözlemlenmiştir. Bununla beraber ADOG' nin %14,46, %3,47 ve %95,39 oranında kazanç sağladığı eksik mesafede BM %99,98, %56,09 ve %7,72 kazanç sağlayarak farkını öne koymuştur. Yanal ivmeleri sonuçlarında ise ADOG ile ivme kazancı elde edilemeyen durumlarda BM, y ve z eksenlerinde %11,05, %23,18 ve %11,26, %15,45 oranında kazanım elde etmiştir. Buna karşın bazı angajmanlarda BM' nin ivme kazancı elde edemediği senaryoda ADOG %38,18 ve %15,75 elde kazanç sağladığı görülmüştür. Hedef hızının bulanık mantıklı yaklaşımdaki hedef hızından küçük olması bazı senaryolarda avantaj sağladığı gözlemlenmiştir.

Sonuç olarak bulanık mantığın kullandığı bu çalışmada, füze ve güdüm terminolojisinde sıkça çalışma konusu olan eksik mesafe, aerodinamik tasarım ve ivme problemlerine çözüm olacak çıkarımlarda bulunulmuştur. Benzetim sonuçları bu endüstrideki mühendislik çözümleri ile beraber maliyet azaltma, yakıt tasarrufu ve füze modelleme gibi konularda da kazanım sağlayabileceğini göstermiştir.

Bulanık sistem giriş ve çıkış parametrelerinin yeniden değerlendirilmesi; sistem kurallarının hassaslaştırılması ile daha iyi sonuçların elde edilmesi mümkündür. Yapılan çalışma neticesinde farklı yaklaşımlar ve denemeler ile yanall ivmelerin daha da iyileştirebileceğinin teknik olarak mümkün olduğu gözlemlenmiştir. Maksimum yunuslama ve dönme eksen ivmeleri, elde edilen sonuçlardan daha iyi bir seviyeye taşınabilir olduğu gözlemlenmiştir. Sonuç olarak klasik metotların, modern optimizasyon yaklaşımları ile hibrit şekilde modellenmesiyle aşılmayı bekleyen kronik sorunların ortadan kaldırılması veya mümkün çerçevede minimum seviyeye indirilmesi kaçınılmaz olacaktır.

KAYNAKÇA

- Abdelwahab Hamam & Nicolas D. Georganas. (2008). A comparison of Mamdani and Sugeno fuzzy inference systems for evaluating the quality of experience of Hapto-Audio-Visual applications. *2008 IEEE International Workshop on Haptic Audio Visual Environments and Games*, 87-92. <https://doi.org/10.1109/HAVE.2008.4685304>
- Alshalaa A. Shleeg & Issmail M. Ellabib. (2013). *Comparison of Mamdani and Sugeno Fuzzy Interference Systems for the Breast Cancer Risk*. 7(10), 5.
- Atif Aqeel & Irfan Younas. (2011). A Genetic Algorithm for Mid-Air Target Interception. *International Journal of Computer Applications*, 14(1), 38-42. <https://doi.org/10.5120/1807-2309>
- Aysun Eğrisöğüt Tiryaki & Recep Kazan. (2007). *Bulaşık Makinesinin Bulanık Mantık ile Modellenmesi*. 6.
- Bekir Sami Tezekici & Tuncay Yetkil. (2009). *Yapay Sinir Ağı ile İkinci Nesil Tanksavar Füze Kontrolü*. 8(1), 16.
- Chen, K.-Y., Lee, Y.-L., Liao, S.-J., & Kung, C.-C. (2016). The design of particle swarm optimization guidance using a line-of-sight evaluation method. *Computers & Electrical Engineering*, 54, 159-169. <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2016.01.023>
- Chen, K.-Y. & Yung-Lung Lee. (2016). The Design of Particle Swarm Pptimization Guidance Using a Line-of-Sight Evaluation Method. *Computers & Electrical Engineering*, 54, 159-169. <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2016.01.023>
- Dr. Gottlob Frege. (1888). *Aritmetiğin Temelleri*.
- Engin Karatepe, E. & Musa Alcı. (2002). *Bulanık Mantık ve MATLAB Uygulamaları*. 118.
- Erkan Milli. (2012). *Taktik Füzelelerde Kullanılan Sonlanma Güzümü Yöntemlerinin 3B Formülasyonları ve Analizi*. 224.
- George M. Siouris. (2004). *Missile guidance and control systems*.
- Gözde Yılmaz. (2019). *Havadan Yere Atılan Bir Füze İçin Farklı Güzüm Algoritmalarının Karşılaştırmalı Analizi*. 100.
- Haluk Gözde, Semih Özden. (2021). Adaptive True Proportional Navigation Guidance Based On Heuristic Optimization Algorithms. *Defence Science Journal*, 71(2), 271-281. <https://doi.org/10.14429/dsj.71.16218>
- Hessburg Thomas & Masayoshi Tomizuka. (1994). *Fuzzy Logic Control for Lateral Vehicle Guidance*. 9.
- İbrahim Karataş. (2012). *Bulanık Mantık*.
- İsmail Köz. (2002). Aristoteles Mantığı ile Felsefe-Bilim İlişkisi. *Ankara Üniversitesi İlahiyat Fakültesi Dergisi*, 43(2), 1. https://doi.org/10.1501/Ilhfak_0000000093

- Ki-Seok Kim & Youdan Kim. (2004). Design of Generalized Conceptual Guidance Law Using Aim Angle. *Control Engineering Practice*, 12(3), 291-298. [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(03\)00097-2](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(03)00097-2)
- L. Hassan & S. H. Sadati. (2013). Integrated Fuzzy Guidance Law for High Maneuvering Targets Based on Proportional Navigation Guidance. *Electronic Engineering*, 9(3), 11.
- Lee, Y.-L., Chen, K.-Y., & Liao, S.-J. (2016). Using proportional navigation and a particle swarm optimization algorithm to design a dual mode guidance. *Computers & Electrical Engineering*, 54, 137-146. <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2016.01.025>
- Mehmet Mert Arıcan. (2003). *Havayla Çalışan Bir Roket Motoruyla Taşıt Tahriğinin İncelenmesi*. 194.
- Mustafa Furkan Keskenler & Eyüp Fahri Keskenler. (2017). *Bulanık Mantığın Tarihi Gelişimi*. 10.
- Mustafa Karaca. (2010). *Bulanık Mantık Kullanarak İnsansız Hava Aracı İrtifa Kontrolü ve Simülasyonu*. 85.
- Mustafa Resa Becan. (2001). *Güdümlü Füzelelerde Bulanık Kontrol*.
- N. A Shneydor. (2011). *Missile guidance and pursuit: Kinematics, dynamics and control*. <http://site.ebrary.com/id/10834116>
- Nazmi Etik. (2007). *Ameliyathane Klima Kontrol Sistemleri İçin Bulanık Uzman Sistem Tasarımı*. 74.
- S. Vathsal & A.K.Sarkar. (2005). Current Trends in Tactical Missile Guidance. *Defence Science Journal*, 55(3), 265-280. <https://doi.org/10.14429/dsj.55.1991>
- Sameh F. Desouky, & Howard M.Schwartz. (2009). Genetic Based Fuzzy Logic Controller for a Wall-Following Mobile Robot. *2009 American Control Conference*, 3555-3560. <https://doi.org/10.1109/ACC.2009.5159805>
- Shleeg, A. A., & Ellabib, I. M. (2013). *Comparison of Mamdani and Sugeno Fuzzy Interference Systems for the Breast Cancer Risk*. 7(10), 5.
- Şevki Işıklı. (2007). *Bulanık Mantık ve Bulanık Teknolojiler*. 19.
- Tolga Kocakulak & Hamit Solmaz. (2019). *Elektrikli Bir Aracın Modellenmesi ve Regeneratif Fren Sisteminin Bulanık Mantık Yöntemi ile Kontrol Edilmesi*. 12.
- V. Rajasekhar, & A. G. Sreenatha. (1999). Fuzzy Logic Implementation of Proportional Navigation Guidance. *Acta Astronautica*, 46(1). [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(99\)00189-7](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(99)00189-7)
- Yongwei Zhang & Min Gao. (2016). *An Adaptive Proportional Navigation Guidance Law for Guided Mortar Projectiles*. 13(4), 467-475. <https://doi.org/10.1177/1548512916647810>
- Yung-Lung Lee & Sheng-Ju Liao. (2016). Using Proportional Navigation and a Particle Swarm Optimization Algorithm to Design a Dual Mode Guidance. *Computers & Electrical Engineering*, 54, 137-146. <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2016.01.025>