

Füze Hedef Angajman Problemi için Uyarlanabilir Bulanık Mantık Tabanlı Seyrüsefer ve Güdüm Mekanizması

Adaptive Fuzzy Logic Based Navigation and Guidance Mechanism for Missile-Target Engagement Problem

Ahmet KARA¹, Kemal UÇAK²

¹Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, Ankara

ahmet.kara1@tai.com.tr

²Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü

Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, Muğla

ucak@mu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada, füze-hedef angajman problemi için bulanık mantık tabanlı füze güdüm ve kontrol sistemi incelenmiştir. Oransal Seyrüsefer Güdüm yasası, füzenin konumunu hücum yolu açısını değiştirerek kontrol etmek için kullanılmıştır. Çarpışma süresi ve ıskalama mesafesini en aza indirebilmek için dik iniş ve bulanık mantık tabanlı otopilot ve güdüm kanunu geliştirilmiştir. Uyarlama mekanizmasının performansı, sabit hız, sabit ivme ve doğrusal olmayan davranış (spiral hareket) gibi çeşitli hedef manevraları için değerlendirilmiştir. Optimizasyon algoritmasını oluşturabilmek için MIMO sistemin Jacobian bilgisi sayısal türev kullanılarak kestirilmiştir. Elde edilen sonuçlar, önerilen bulanık yapının, çarpışma süresini ve ıskalama mesafesini iyileştirdiği gözlemlenmiştir.

Abstract

In this paper, fuzzy logic based missile guidance and control system for missile-target engagement problem has been studied. The Proportional Navigation Guidance law is utilized to control the missile's position by changing the angle of attack. Fuzzy logic and steepest descent based autopilot and guidance law has been developed to minimize the collision time and miss distance. The performance of the adaptation mechanism has been evaluated for various target maneuvers such as constant velocity, constant acceleration and non-linear behavior (spiral motion). In order to constitute the optimization algorithm, the Jacobian information of the MIMO system has been approximated using numerical derivatives. The obtained results show that the proposed fuzzy structure enhances the collision time and the miss distance.

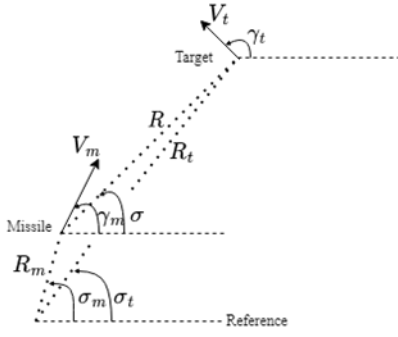
1. Giriş

Son 30 yılda füze güdümü üzerine çok sayıda araştırma yapılmıştır. Bunun sonucunda önemli ilerlemeler kaydedilmiş ve konuya birkaç açıdan yaklaşılmıştır[1]. Angajmandaki temel zorluk, öngörülemeyen ve gürültülü bir ortamda bir hedefi yüksek

hassasiyetle vurabilmektir[1]. Önleyici füzelerin yörüngesini kontrol etmek için orantısal seyrüsefer sıklıkla kullanılan bir güdüm tekniğidir[2]. Füze-Hedef angajman problemi için, literatürde çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Baron vd. ve Brainin vd., PN güdümünde optimallik stratejileri hakkında çalıştılar[3][4]. Ran vd. [5], uyarlanabilir bulanık kayma kipli kontrole dayalı entegre bir füze güdüm ve kontrol yasası önermişlerdir. Lin ve Hsu [6], üç farklı seyrüsefer yasası önerdiler: bulanık mantık denetleyicisi, bulanık kayan denetleyici ve uyarlanabilir bulanık kaydırma modu kontrolü. Lu vd. [7], üç boyutlu uzayda yüksek hızlı manevra kabiliyetine sahip bir hedefi durdurmak için kendi kendini ayarlayan bulanık mantık sistemlerine dayalı bir kenar yönlendirme yasası önerdi. Sadegninassab vd. [8], komuta edilen görüş hattı (CLOS), model belirsizliklerine karşı direnci artırmayı amaçlayan füze güdümü için bulanık bir uyarlama algoritması sundular. Bu çalışmada, füze-hedef angajman problemi için, bulanık mantık tabanlı otopilot ve güdüm yasası önerilmiştir. Uyarlanabilir otopilot ve güdüm parametreleri dik iniş metodu ile optimize edilmiştir. Optimizasyon problemi oluşturmak için sistemin hassasiyeti(jacobian) bilgisi gerekmektedir. Sistemin hassasiyeti sayısal türev yöntemi kullanılarak elde edilmiştir. Füze-hedef angajman problemleri çeşitli otopilot ve güdüm durumlarıyla incelenmiştir. Sonuçlar, önerilen yapının çarpışma süresi ve ıskalama mesafesini iyileştirdiğini göstermektedir. Bu çalışma şu şekilde organize edilmiştir: Bölüm 2'de füze-hedef angajman problemi sunulmuştur. Füzenin uyarlanabilir kontrolü bölüm 2.1'de verilmiştir. Bölüm 3'te uyarlanabilir bulanık mantık tabanlı seyrüsefer ve güdüm mekanizmaları araştırılmıştır. Bölüm 3.1'de uyarlanabilir güdüm yapısına genel bir bakış sunulmuştur. Bölüm 3.2'de sistem hatasının bulanıklaştırılması verilmiştir. Uyarlanabilir otopilot sisteminin oluşturulması bölüm 3.3'de incelenmiştir. Bölüm 4'te simülasyon çıktıları ve performans kıyaslaması sunulmuştur. Son olarak, bu çalışma bölüm 5'te sonuçlar bölümüyle bitirilmiştir.

2. Füze Hedef Angajman Problemi

Füzeyi hedefe başarılı bir şekilde yönlendirecek algoritmalar geliştirmek için, angajman geometrisinin kinematik ve dinamik



Şekil 1: Füze-Hedef Geometrisi[11]

denklemlerinin kavranması gerekmektedir [1]. Günümüzde hizmette olan çoğu füze sistemi, birincil güdüm yasası olarak oranlı seyrüsefer kullanmaktadır. Bu güdüm yönteminde, füzeyi ivmelendirebilmek için oluşturulan komutlarda görüş hattı (Line of Sight (LOS)) oranı kullanılır. Füze-Hedef geometrisi Şekil 1'de gösterilmiştir. Burada, V_m Füzenin Hızı, V_t Hedefin Hızı, R Görüş Hattı, R_m Füzenin Menzili, R_t Hedefin Menzili, γ_m Füzenin Uçuş Yolu Açısı, γ_t Hedefin Uçuş Yolu Açısı, σ Görüş Hattı Açısı, σ_m Füzenin Görüş Hattı Açısı ve σ_t Hedefin Görüş Hattı Açısını göstermektedir[11]. Füze-Hedef angajman probleminde, çarpışmanın sağlanabilmesi için, görüş hattının (R) sıfıra sürülmesi hedeflenmektedir.

2.1. Füzenin Uyarlanabilir Kontrolü

Uyarlanabilir bulanık taktiksel füze sistemi Şekil 2'de gösterilmiştir. Önerilen mekanizmada, hedef ve füze dinamiklerin arasındaki hata bulanıklaştırılıp, güdüm ve otopilot uyarlanmaktadır. Sensör ve arayıcı başlık, hedefin davranışlarını ölçmemizi sağlar. Arayıcı başlığın hedefi, dönen gimballa bir T torqu uygulandığında belirli bir beta açısıyla tespit ettiğini düşünürsek, tespit edilen gimball açısı beta güdüm algoritmasına girer ve füzenin optimal hücum açı değerini üretir. Sonrasında otopilot, füzenin dinamiklerini belirlenen referans hücum açısı değerine sürmek için aktüatörlere kontrol komutu uygular. Bunun sonucunda füze üzerindeki kontrol yüzeylerini hareket ettirir ve füzenin istenilen referans değere sahip olmasını sağlar. Füze ile hedef arasındaki konum farkı, konum hatası olarak tanımlanır. Bu hata değeri bulanıklaştırılıp, güdüm algoritmasını ve otopilot dinamiklerini uyarlamak için kullanılır. Bu sayede füze kinematiki hedefin manevrasına bağlı olarak sürekli değişir. Sonuç olarak bulanıklaştırılmış konum hatası, güdüm yasası ve otopilot dinamiklerini uyarlamak için kullanılır.

3. Uyarlanabilir Bulanık Mantık Tabanlı Seyrüsefer ve Güdüm Mekanizması

3.1. Uyarlanabilir Güdüm Yasası

Füzenin hedefe en kısa sürede ulaşması için, dik iniş (steepest descent) metodu ile güdüm yasası optimize edilmektedir. Oranlı Seyrüsefer güdüm yasasının genel formülü aşağıdaki gibi

ifade edilebilir[9][11][12]:

$$\frac{d\gamma_m}{dt} = \left(\frac{kI\omega}{V_m} \right) \frac{d\sigma}{dt} \quad (1)$$

Burada $\dot{\sigma}$ Görüş Hattı Açısının değişim oranı, $\dot{\gamma}_m$ Füzenin Hücum Açısının değişim oranı, N Pozitif Seyrüsefer Sabiti, I Dönen Platformun Atalet Momenti, ω Dönen Platformun Açısız Hızını ve k Orantılılık Sabitini göstermektedir[11]. Tipik olarak, seyrüsefer sabiti N değeri 3 ile 5 arasındadır[9][12]. Bu araştırmada, seyrüsefer matrisinin (\mathbf{N}) elemanları, füzenin güdüm performansını artırmak için 3 ile 5 değerleri arasında adaptif bir parametre olarak ele alınmıştır. Seyrüsefer matrisi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\mathbf{N} = \begin{pmatrix} N_{r1} & 0 \\ 0 & N_{r2} \end{pmatrix} \quad (2)$$

Burada N_{r1} ve N_{r2} , seyrüsefer matrisini optimize edilmesi gereken köşegen elemanlardır. Bu parametreler, dik iniş metodu ile aşağıdaki gibi güncellenebilir:

$$\begin{bmatrix} N_{r1}(i) \\ N_{r2}(i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_{r1}(i-1) \\ N_{r2}(i-1) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \eta_{r1} \Delta N_{r1} \\ \eta_{r2} \Delta N_{r2} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Burada η_{r1} ve η_{r2} öğrenme oranı sabitleridir. ΔN_{r1} ve ΔN_{r2} güncelleme terimleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \eta_{r1} \Delta N_{r1} \\ \eta_{r2} \Delta N_{r2} \end{bmatrix} = e_{flc}(i) \begin{bmatrix} \frac{\partial y_m}{\partial N_{r1}} & 0 \\ 0 & \frac{\partial y_m}{\partial N_{r2}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Denklemler (4)'de e_{flc} terimi bulanıklaştırılmış konum hatası iken, $\frac{\partial y_m}{\partial N_{r1,2}}$ terimleri füzenin konumunun seyrüsefer parametrelerine göre hassasiyeti olarak adlandırılmaktadır. $\frac{\partial y_m}{\partial N_{r1,2}}$ terimi geriye, ileriye ve merkeze eliminasyon metodları kullanılarak kestirilebilir[10][13]. Bu hassasiyet terimi, aşağıdaki gibi tahmin edilebilir.

$$\frac{\partial y_m}{\partial N_{r1,2}} \approx \frac{m_{x,y,z}(i) - m_{x,y,z}(i-1)}{N_{r1,2}(i) - N_{r1,2}(i-1)} \quad (5)$$

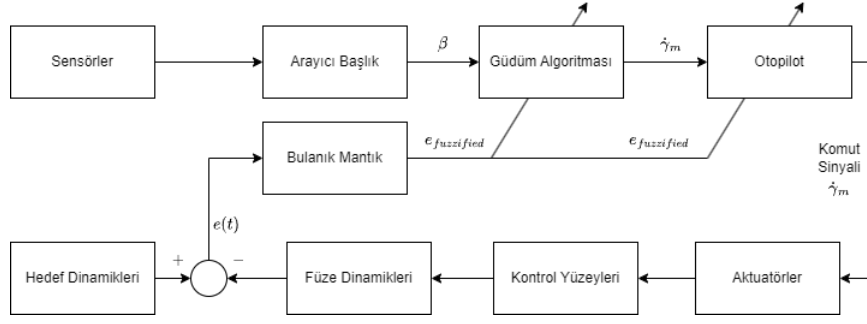
Böylece, uyarlanabilir seyrüsefer güdüm yasası aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\frac{d\gamma_m}{dt} = \mathbf{N} \frac{d\sigma}{dt} = \begin{pmatrix} N_{r1} & 0 \\ 0 & N_{r2} \end{pmatrix} \frac{d\sigma}{dt} \quad (6)$$

3.2. Sistem Hatasının Bulanıklaştırılması

Bu çalışmada, sistem hatasının bulanıklaştırılması için Zadeh-Mandani'nin "maks-min yerçekimi" yöntemi kullanılmıştır. Giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları Şekil 3'te verilmiştir[14]. Bir pozisyon hatası, çıkış üyelik fonksiyonlarının konumlarına bağlı olarak, Şekil 3'deki gibi çeşitli kombinasyonlarda bulanıklaştırılabilir. Durulaştırma metodu olarak alan merkezi (center of area) kullanılabilir. Durulaştırma için 2 durum tanımlanır[14]: Durum 1: Şekil 3(a)'da kırmızı ile taranmış alanlar birbirinin üzerine binmemesi nedeniyle üyelik fonksiyonları iki ayrı alana sahiptir[14]. Durum 2: Şekil 3 (b)-(d) üyelik fonksiyonlarının üst üste binmesi sebebiyle, durulaştırılmış çıkış 3 ayrı aralık ile ifade edilir[14]. Bu 3 farklı aralık, bölünme noktası e_d 'nin tanımlanmasıyla belirlenir[14].

$$e_d = \frac{(x_1 - x_2)}{1 + x_1 - x_2} \quad (7)$$



Şekil 2: Bulanık Mantık Tabanlı Uyarlanabilir Taktiksel Füze Sisteminin Yapısı

Böylece, 4 farklı durum için, alan merkezi durulaştırma metodu ile taralı alanlar durulaştırılarak, bulanık mekanizmanın çıkışı e_{flc} aşağıdaki gibi elde edilebilir[14].

- Durum 1 (Örtüşmeyen) $x_1 \leq x_2$

$$e_{flc} = \frac{y_2 e(3x_2(2 - |e|) + y_2(3 - e^2))}{3(2x_1 + 2(1 - x_1)|e| - x_1 e^2)} \quad (8)$$

- Durum 2 (Örtüşen) $x_1 > x_2$, sınır A, $0 \leq |e| \leq e_d$

$$e_{flc} = \frac{e(3(1 - x_1^2) + 3x_1^2|e| - x_1^2 e^2)}{3(2x_1 + 2(1 - x_1)|e| - x_1 e^2)} \quad (9)$$

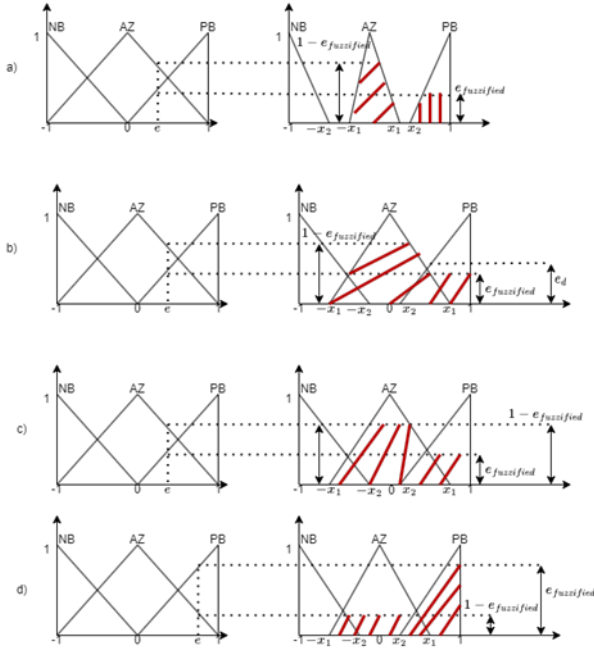
- Durum 3 (Örtüşen) $x_1 > x_2$, sınır B, $e_d \leq |e| \leq 1 - e_d$

$$e_{flc} = \frac{e[y_2|e|(3x_2(2 - |e|) + y_2(3 - e^2)) - y_1 e_d(x_1(3 - e_d) - y_1)]}{3|e|[(2x_1 + 2(1 - x_1)|e| - x_1 e^2) - y_1 e_d]} \quad (10)$$

- Durum 4 (Örtüşen) $x_1 > x_2$, sınır C, $1 - e_d \leq |e| \leq 1$

$$e_{flc} = \frac{e[z_1(3 - x_1^2(1 + |e| + e^2)) - y_2 z_3(3 - y_2(1 - |e| + e^2))]}{3|e|(z_1(2 + x_1 z_2) - y_2 z_3)} \quad (11)$$

Ara değişkenler ise $z_1 = 1 - |e|$, $z_2 = 1 + |e|$, $z_3 = 1 - 2|e|$, $y_1 = x_1 - x_2$, $y_2 = x_1 - x_2$ şeklinde tanımlanır[baugan ghu ref ekle].



Şekil 3: Bulanık Mantıkta kullanılan Üyelik Fonksiyonları[14]

3.3. Uyarlanabilir Otopilot Sistemin Oluşturulması

Füzinin uçuş yolu açısını değiştirebilmek için, ağırlık merkezi etrafında kontrol momenti uygulanır [11]. Uygulanan torkun sonucunda oluşacak hareket şöyle tanımlanır:

$$T_{com} = I_{cg} \frac{d^2 \gamma_m}{dt^2} \quad (12)$$

Burada T_{com} Kontrol Tork Komutu, I_{cg} Ağırlık Merkezi Etrafındaki Atalet Momentini ve γ_m Uçuş Yolu Açısının İvmesini ifade etmektedir[11]. Denklem (12)'de verilen diferansiyel denklemin hücum açısının ivmesi cinsinden ($\frac{d^2 \gamma_m}{dt^2}$) çözümlenirse, otopilot sisteminin transfer fonksiyonunu aşağıdaki ifade elde edilir.

$$\frac{d\gamma_m(s)}{d\beta(s)} = \frac{k \mathbf{A}_p}{s + k} \quad (13)$$

Burada, k değeri füzinin zaman sabiti olarak ifade edilir[11]. \mathbf{A}_p Otopilot matrisidir ve parametreleri uyarlanabilir olarak kabul edilir.

$$\begin{pmatrix} A_{p1} & 0 \\ 0 & A_{p2} \end{pmatrix} \quad (14)$$

Dik iniş metodu ile, otopilot matrisi aşağıdaki gibi türetilir.

$$\begin{bmatrix} A_{p1}(i) \\ A_{p2}(i) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{p1}(i-1) \\ A_{p2}(i-1) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \eta_{p1} \Delta A_{p1} \\ \eta_{p2} \Delta A_{p2} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Burada η_{p1} ve η_{p2} öğrenme oranlarını gösterirken, ΔA_{p1} ve ΔA_{p2} otopilot güncelleme terimleridir ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} \eta_{p1} \Delta A_{p1} \\ \eta_{p2} \Delta A_{p2} \end{bmatrix} = e_{flc}(i) \begin{bmatrix} \frac{\partial y_m}{\partial A_{p1}} & 0 \\ 0 & \frac{\partial y_m}{\partial A_{p2}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$\frac{\partial y_m}{\partial A_{p1,2}}$ terimi aşağıdaki gibi kestirilebilir[10][13]:

$$\frac{\partial y_m}{\partial A_{p1,2}} \approx \frac{m_{x,y,z}(i) - m_{x,y,z}(i-1)}{A_{p1,2}(i) - A_{p1}(i-1)} \quad (17)$$

Böylece, uyarlanabilir otopilot yapısı aşağıdaki gibi türetilir.

$$\frac{d\gamma_m}{d\beta} = \frac{k}{s+k} \begin{pmatrix} A_{p1}(i) & 0 \\ 0 & A_{p2}(i) \end{pmatrix} \quad (18)$$

4. Simülasyon Sonuçları

Bu çalışma kapsamında, füze-hedef angajman problemi toplam 2 durumda ve 4 farklı koşulda incelenmiştir.

Durum 1: Bulanık Mantık Tabanlı Uyarlanabilir Seyrüsefer ve Güdüm.

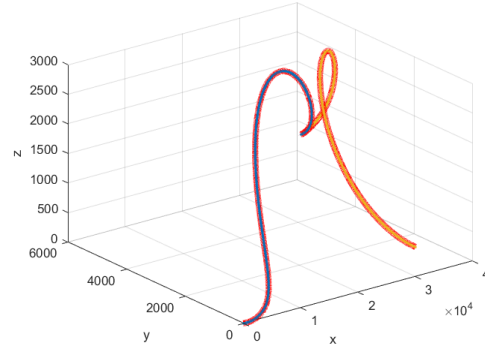
Durum 2: Dik iniş Tabanlı Uyarlanabilir Seyrüsefer ve Güdüm.

- Koşul 1: Otopilot ve Güdüm parametrelerinin sabit seçilmesi.
- Koşul 2: Otopilot parametrelerinin adaptif, Güdüm parametrelerinin sabit seçilmesi.
- Koşul 3: Otopilot parametrelerinin sabit, Güdüm parametrelerinin adaptif seçilmesi.
- Koşul 4: Otopilot ve Güdüm parametrelerinin adaptif seçilmesi.

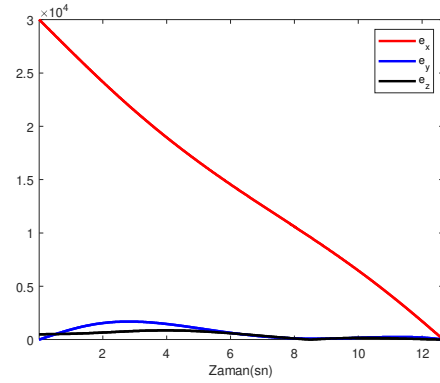
Füze ve hedef dinamiklerinin başlangıç koşulları sırasıyla $h_0 = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}] = [30000, 0, 1000, 0, 500, 0]$ ve $f_0 = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}] = [0, 3000, 0, 0, 0, 0]$ olarak belirtilmiştir. Simülasyon çıktılarının daha anlaşılabilir olması ve sonuçların değerlendirilmesinin daha kolay olabilmesi için her durumdan en iyi simülasyon çıktılarının grafikleri eklenmiştir.

4.1. Bulanık Mantık Tabanlı Uyarlanabilir Seyrüsefer ve Güdüm, Otopilot ve Güdüm Parametrelerinin Adaptif Seçilmesi

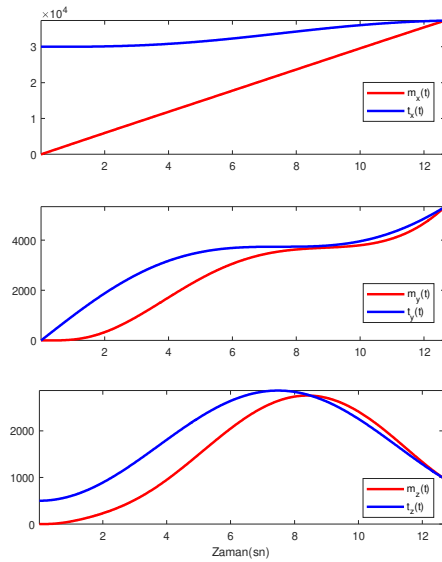
Otopilot ve güdüm parametrelerinin adaptif seçildiği durum için füze-hedef angajmanı şekil 4'de verilmiştir. Turuncu çizgi manevra yapan hedefin hareketini ve mavi çizgi füzenin rotasını göstermektedir. X-Y-Z ekseninde mesafenin hata değeri Şekil 5'de gösterilmektedir. Denklem (19)'deki performans indeksi kullanılarak sonuç ıskalama mesafesi 1.1692 metre bulunmuştur. Hedefin fiziksel boyutu göz önüne alındığında çarpışma gerçekleşmektedir. Çarpışma süresi 12.67 saniye olarak hesaplanmıştır. Angajman sürecindeki konum değişiklikleri şekil 6'da gösterilmektedir. Mavi çizgi hedefi, kırmızı çizgi füzeyi göstermektedir. Otopilot parametrelerinin uyarlanabilir hale getirilmesi otopilot eforunu optimize etmiştir. Güdüm parametrelerinin uyarlanabilir hale getirilmesi ise füzenin takip kabiliyetini artırmıştır. Bu nedenle, füze hedefi çok düşük bir sapma ile hedefi takip etmektedir.



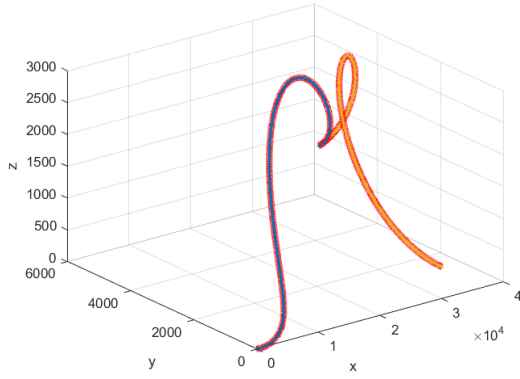
Şekil 4: Durum 1: Füze-Hedef Angajmanı, Turuncu: Hedef, Mavi: Füze, Otopilot ve Güdüm Parametreleri Adaptif



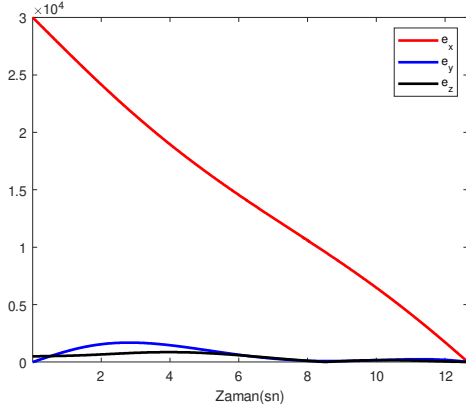
Şekil 5: Durum 1: X-Y-Z eksenindeki İskalama Mesafesi, Otopilot ve Güdüm Parametreleri Adaptif



Şekil 6: Durum 1: X-Y-Z Eksenlerindeki Konum Karşılaştırması, Otopilot ve Güdüm Parametreleri Adaptif



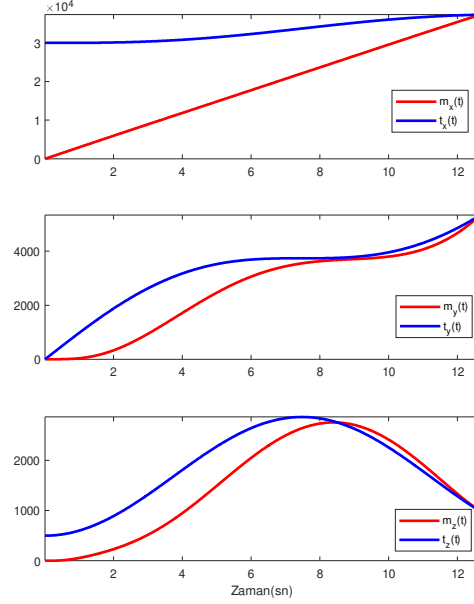
Şekil 7: Durum 2: Füze-Hedef Angajmanı, Turuncu: Hedef, Mavi: Füze, Otopilot Parametreleri Adaptif, Güdüm Parametreleri Sabit



Şekil 8: Durum 2: X-Y-Z eksenindeki Iskalama Mesafesi, Otopilot Parametreleri Adaptif, Güdüm Parametreleri Sabit

4.2. Dik İniş Tabanlı Uyarlanabilir Seyrüsefer ve Güdüm, Otopilot Parametreleri Adaptif ve Güdüm Parametreleri sabit

Bu bölümde, füze-hedef angajman problemi için otopilot parametreleri adaptif, güdüm parametreleri sabit seçilmiştir. Füze ve hedefin angajman boyunca dinamik davranışı Şekil 7'de gösterilmektedir. Turuncu çizgi manevra yapan hedefin hareketini ve mavi çizgi füzenin hareketini gösterir. X-Y-Z ekseninde mesafenin hata değeri Şekil 8'de gösterilmektedir. Denklem (19)'daki performans indeksi kullanılarak sonuç ıskalama mesafesi 0.9038 metre bulunmuştur. Hedefin fiziksel boyutu göz önüne alındığında çarpışma gerçekleşmektedir. Çarpışma süresi 12.67 saniye olarak hesaplanmıştır. Şekil 9'da angajman sürecindeki konum değişiklikleri gösterilmiştir. Otopilota entegre edilen adaptasyon yeteneği, füzenin takip etme performansını artırdığı gözükmektedir. Böylece füze xyz konumlarında daha az sapma ile hedefi takip edebilmektedir.



Şekil 9: Durum 2: X-Y-Z Eksenlerindeki Konum Karşılaştırması, Otopilot Parametreleri Adaptif, Güdüm Parametreleri Sabit

4.3. Performans Kıyaslaması

Birbirinden farklı kontrol yöntemlerinin performansı seçilen bütün durumlar için karşılaştırılmıştır. Güdüm yasasındaki ve otopilottaki hataları minimize etmek için belirlenen performans indeksi aşağıdaki gibidir[13].

$$J_p = 0.3048(|m_x(t_c) - t_x(t_c)| + |m_y(t_c) - t_y(t_c)| + |m_z(t_c) - t_z(t_c)|) \quad (19)$$

Bu performans indeksini kullanarak elde edilen sonuçlar tablo 1 ve 2'de gösterilmiştir. Tablodaki birinci sütun kontrol yöntemini belirtir, ikinci sütun seçilen performans indeksi kullanılarak elde edilen kaçırma mesafesini göstermektedir, üçüncü sütun füze ile hedefin çarpışma süresini ifade etmektedir. Sonuç olarak, Denklem (19)'daki performans indeksine göre en iyi kontrol performansı ikinci durumda elde edilmiştir. Otopilota kazandırılan uyarılma mekanizması, füzenin hedefi takip etme performansını iyileştirmekte ve ıskalama mesafesini en aza indirmektedir.

Kontrol Metodu	Iskalama Mesafesi(metre)	Çarpışma Süresi(saniye)
Koşul 1	38.1327	(-)
Koşul 2	1.4961	12.67
Koşul 3	64.9996	(-)
Koşul 4	1.1692	12.67

Tablo 1: Bulanıklaştırılmış Hata terimi ile uyarlanan Seyrüsefer ve Güdüm Sistemi sonuçları

5. Sonuçlar

Bu çalışmada, füze-hedef angajman problemi için bulanık mantık tabanlı uyarlanabilir otopilot ve güdüm sistemi önerilmiştir.

Kontrol Metodu	Iskalama Mesafesi(metre)	Çarpışma Süresi(saniye)
Koşul 1	38.137	(-)
Koşul 2	0.9038	12.67
Koşul 3	65.0024	(-)
Koşul 4	1.74	12.67

Tablo 2: Normal Hata terimi ile uyarlanan Seyrüsefer ve Güdüm Sistemi sonuçları

tir. Oransal seyrüsefer güdümü, füze konumunu hücum açısıyla kontrol etmek için kullanılmıştır. Otopilot ve güdüm mekanizmasına, çarpışma süresini ve ıskalama mesafesini minimize edebilmek amacıyla dik iniş tabanlı adaptasyon yeteneği kazandırılmıştır. Adaptasyon mekanizmasının performansını iyileştirmek amacıyla, füze ile hedef arasındaki hata bulanıklaştırılmıştır. Önerilen yapının performansını değerlendirmek için, uyarlama yönteminde normal hata terimini kullanan dik iniş metodu tabanlı otopilot ve güdüm algoritması ile kıyaslanmıştır. Elde edilen sonuçlar göz önünde bulundurulduğunda, önerilen bulanık mantık mekanizmasının füzenin takip etme performansını artırdığı gözlemlenmektedir. Gelecek çalışmalar için, bulanık model öngörülü seyrüsefer ve güdüm mimarilerinin kullanılması planlanmaktadır.

6. Teşekkür

Bu çalışma, 1919B012212431 başvuru numarasına sahip TÜBİTAK-BİDEB 2209-A-Üniversite Öğrencileri Araştırma Projeleri Destekleme Programı(2022/1.dönem) tarafından desteklenmektedir.

7. Kaynakça

- [1] S.N. Balakrishnan, Antonios Tsourdos, B.A. White, *Advances in Missile Guidance*. (Automation and Control Engineering)
- [2] Guelman, M. (n.d.), Introduction A Qualitative Study of Proportional Navigation.
- [3] S. M. Brainin and R. B. McGhee, "Optimal biased proportional navigation," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. AC-13, pp. 440442, August 1968.
- [4] Y. C. Ho, A. E. Bryson, Jr., and S. Baron, "Differential games and optimal pursuit evasion.
- [5] M. Ran, Q. Wang, D. Hou, and C. Dong, "Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 27, no. 3, pp. 634–642, 2014.
- [6] C. M. Lin and C. F. Hsu, "Guidance law design by adaptive fuzzy sliding-mode control," *Guid. Control. Dyn.*, vol. 25, no. 2, pp. 248–256, 2002.
- [7] Y. D. Lu, M. Yang, and Z. I. C. Wang, "Design of fuzzy-logic-based terminal guidance law," *2005 Int. Conf. Mach. Learn. Cybern. ICMLC 2005*, no. August, pp. 888–892, 2005.
- [8] E. Sadeghinasab, H. R. Koofgar, and M. Ataei, "Design of robust command to line-of-sight guidance law: A fuzzy adaptive approach," *J. Eng. Sci. Technol.*, vol. 11, no. 11, pp. 1528–1542, 2016.

- [9] Adler, F. P., 'Missile guidance by three-dimensional proportional navigation. *Journal of Applied Physics*, 27(5), 500–507 (1956)
- [10] C. Darken and J. E. Moody, Note on Learning Rate Schedules for Stochastic Optimization. *Advances in Neural Information Processing Systems (NIPS)*, 1989, pp. 832–838.
- [11] Lukenbill, F. C., Dti Thesis A Target/Missile Engagement Scenario Using Classical Proportional Navigation.
- [12] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, *th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, 2002.
- [13] Kara Ahmet, Uçak Kemal, "Adaptive Control of Missile Target Engagement via Proportion Navigation Guidance," *Int. Black Sea Modern Scientific Research Congress*, vol. 2, no. 2, pp. 64-81, 2022.
- [14] Baogang Hu, Mann, G. K. I., Gosine, R. G. (1999). New methodology for analytical and optimal design of Fuzzy Pid Controllers. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 7(5), 521–539. <https://doi.org/10.1109/91.797977>