

Dönüşümlü Denetim Yaklaşımının Hava Platformlarından Atılan Gdümlü Bir Havan Mermisi Üzerinde Uygulanması

Application of the Rotative Control Approach on a Guided Mortar Released from Aerial Platforms

Bülent Özkan

Makine Mühendisliği Bölümü
Gazi Üniversitesi, Ankara
bozkan37@gmail.com

Özetçe

Hafiflik ve düşük maliyet gibi üstünlükleri haiz olan havan mermileri, karadan karaya yapılan askeri uygulamalarda uzun yıllardan beri yaygın olarak kullanılmaktadır. Son yıllarda insansız platformlarda kaydedilen ilerlemenin sonuçlarından biri olarak, farklı işlevsel ve geometrik özellikteki birçok mühimmat da bahsedilen sistemler üzerinden atılmaya başlamıştır. Gdümsüz yapıdaki havan mermileri de belirtilen mühimmat arasında yer almaktadır. Bu çalışmada, insansız bir hava aracından tanımlanan yer hedeflerine doğru bırakılan güdümlü bir havan mermisinin denetimi için önerilen dönüşümlü denetim yaklaşımından bahsedilmektedir. İlgili kapsamda, normalde güdümsüz olan havan mermisini güdümlü hale dönüştürmek amacıyla kullanılacak burun güdüm kiti tanıtılmakta, ardından güdümlü havan mermisi üzerine oluşturulan dinamik davranış, denetim, güdüm ve eşleşme modelleri sunulmaktadır. Çalışmanın sonunda, göz önüne alınan işletim koşulları altında gerçekleştirilen bilgisayar benzetimlerinin sonuçları ile ilgili yorumlara yer verilmektedir.

Abstract

The mortars have been extensively utilized in surface-to-surface military applications for many years thanks to their advantages including lightness and low cost. As a result of the recent improvements in unmanned platforms, several munitions in different functional and geometrical properties have been firing from the mentioned systems. The unguided mortars are among those munitions. In this study, a rotative control approach proposed for the control of a mortar released from an unmanned air platform towards predefined ground targets is proposed. In this extent, first, the nose guidance kit which is used to turn the unguided mortar into a guided one is introduced and afterwards the dynamic behavior, control, guidance, and engagement models built upon the guided mortar are presented. At the end of the work, the results of the computer simulations conducted under the considered operational conditions are submitted in addition to the relevant comments.

1. Giriş

Düşman unsurlara olabildiğince fazla zarar verme şeklinde uygulanan geleneksel savunma anlayışının yerini alan nokta hedef imhası konseptinin gereği olarak, belirlenen hedefleri yüksek doğruluk ve hassasiyetle vurmayı sağlayan güdümlü mühimmatın kullanımı son dönemde oldukça popüler hale

gelmiştir. İnsansız araçların askeri uygulamalarda da tercih edilir hale gelmesi, insanlı öncüllerine nazaran daha düşük faydalı yük taşıma kapasitesine sahip bu sistemlerde daha hafif ve ucuz güdümlü mühimmatın ele alınmasını adeta zorunlu hale getirmiştir. Uygun şekilde tasarlanan güdüm ve denetim algoritmaları sayesinde hedeften sapma miktarlarının da ciddi şekilde düşürülmesi, belirtilen türdeki mühimmattan güdümlü mermileri, bilhassa insansız hava platformları için uygun bir seçenek olarak öne çıkarmıştır [1], [2].

Yer platformlarından yer hedeflerine doğru fırlatılan havan mermileri, farklı yaklaşımlarla denetimli hale getirilebilmektedir [3], [4], [5]. Öte yandan, insansız hava araçlarının sağladığı üstünlük de dikkate alınarak, güdümlü havan mermilerinin hava platformlarından yer hedeflerine doğru atılması da yakın dönemde ele alınan bir husus olmuştur. Hava platformlarından atılması öngörülen güdümlü havan mermilerinin denetimi için göz önüne alınan yöntemlerden biri de mermilerin burun kısmına takılan güdüm kitleri vasıtasıyla uygulanan ve mevcut örnekleri Şekil 1 ve Şekil 2 ile verilen aktif yönlendirmedir.



Şekil 1: Dört Kanatçıklı 120 mm güdümlü havan mermisi [6].



Şekil 2: Dört Kanatçıklı 81 mm Precision Air-Dropped Guided Munition (ADM)-General Dynamics [7].

Bu çalışmada, burun kısmına takılan güdüm kiti aracılığıyla güdümlü hale getirilen güdümsüz bir havan mermisinin insansız bir hava platformundan yer hedeflerine karşı atılması durumunda uygulanabilecek dönüşümlü bir denetim şeması ele

alınmaktadır. Konuyla ilgili mevcut çalışmalardan farklı olarak dönüşümlü bir şemaya sahip olan bu denetim yaklaşımı, mermi boylamasına eksenli etrafında tek serbestlik dereceli bir dönüşüme sahip olan elektromekanik eyletimli bir bileziğin üzerindeki bir çift sabit kanatçık sayesinde yunuslama ve yandönme otopilotlarının sıralı biçimde etkin hale getirilmesi yönüyle özgünlük arz etmekte olup çalışmada, otopilotlar arasındaki geçişin sabit ve uyarlamalı zaman dilimleri boyunca gerçekleştirilmesi durumları ilgili bilgisayar benzetimleri vasıtasıyla karşılaştırılmaktadır [2]. Yapılan benzetimlerde, güdüm kiti üzerindeki kanatçıkların yönelim açılarıyla sabit zaman dilimlerinin (anahtarlama sürelerinin) farklı değerleri dikkate alınmıştır.

2. Güdüm Kiti Konfigürasyonu

Çalışma kapsamında göz önüne alınan güdümsüz havan mermisinin burun kısmına takılacak güdüm kiti, örnek görüntüsü Şekil 3 ile verildiği üzere uç kısmında bir adet tapa, mermiyle bağlantısının yapıldığı arka kısımda üzerine sabit açılı bir çift kanatçık bütünlümlü olan eyletici, tasarlanan güdüm ve denetim şemasına uygun olarak seçilen algılayıcılar, elektronik kartlar ve güç biriminden (batarya) oluşmaktadır [2].



Şekil 3: Örnek güdüm kiti geometrisi [8].

Güdümlü merminin denetimi, eyletici rotorunun dışına geçirilen metal bileziğin (rotor dış bileziğinin) üzerine sabit yönelim açısı (İng. cant angle) ile aralarında 180° açı olacak şekilde karşılıklı bir çift halinde yerleştirilen denetim kanatçıklarının (kit kanatçıklarının) rotor tarafından sağlanan açılal konumları sayesinde, yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki açılal hareketlerinin belirli süreler boyunca ardışık olarak elde edilmesi prensibine göre yapılmaktadır [2].

3. Mermi Dinamik Modeli

Ele alınan güdüm kiti takılı haldeki güdümlü havan mermisinin hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [2], [9]:

$$\dot{u} - rv + qw = (X + X_T)/m + g_x \quad (1)$$

$$\dot{v} + ru - pw = (Y + Y_T)/m + g_y \quad (2)$$

$$\dot{w} - qu + pv = (Z + Z_T)/m + g_z \quad (3)$$

$$\dot{p} = L/I_a \quad (4)$$

$$\dot{q} - pr = (M + M_T)/I_t \quad (5)$$

$$\dot{r} + pq = (N + N_T)/I_t \quad (6)$$

Buradaki ilgili vektörlerin sırasıyla mermi gövdesine yapışık olduğu varsayılan eksen takımının (F_b 'nin) boylamasına, yanlamasına ve düşey eksenleri üzerindeki bileşenlerini göstermek üzere, (1)'den (6)'ya kadar olan denklem takımında aşağıdaki tanımlamalar yapılmıştır:

m : Havan mermisi kütlesi

I_a ve I_t : Eksnel ve yanal eylemsizlik momenti bileşenleri

p , q ve r : Yuvarlanma, yunuslama ve yandönme yönündeki açılal hız bileşenleri

u , v ve w : Doğrusal hız vektörü bileşenleri

X , Y ve Z : Havan mermisi kütle merkezine etkiyen aerodinamik kuvvet bileşenleri

L , M ve N : Havan mermisi gövdesine etkiyen aerodinamik momentin yuvarlanma, yunuslama ve yandönme yönündeki bileşenleri

X_T , Y_T ve Z_T : Havan mermisi kütle merkezine etkiyen itki kuvveti bileşenleri

L_T , M_T ve N_T : Havan mermisi gövdesi üzerine etkiyen itki kaçıklığı momenti bileşenleri

g_x , g_y ve g_z : Havan mermisi kütle merkezine etkiyen yerçekimi ivmesi bileşenleri

Düşük hızlı hava platformundan atılması sonrasında yuvarlanma eksenli etrafındaki açılal hız bileşeninin çok düşük olacağı ($p \approx 0$) kabulüyle, güdümlü havan mermisinin yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki davranışını tanımlayan (2), (3), (5) ve (6) numaralı denklemler aşağıdaki gibi sadeleştirilebilir [2], [9]:

$$\dot{w} - qu = (Z/m) + g_z \quad (7)$$

$$\dot{q} = M/I_t \quad (8)$$

$$\dot{v} + ru = (Y/m) + g_y \quad (9)$$

$$\dot{r} = N/I_t \quad (10)$$

(7)'den (10)'a kadar olan denklemlerde yer alan aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri Y , Z , M ve N aşağıdaki şekilde yaklaşık olarak tanımlanabilir [2], [9]:

$$Y = C_y q_\infty S_M \quad (11)$$

$$Z = C_z q_\infty S_M \quad (12)$$

$$M = C_m q_\infty S_M d_M \quad (13)$$

$$N = C_n q_\infty S_M d_M \quad (14)$$

Burada q_∞ , S_M ve d_M sırasıyla mermi üzerine etkiyen dinamik basınç, mermi kesit alanı ve mermi çapını göstermekte olup C_y , C_z , C_m ve C_n ile verilen aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları, hücum açısı (α), yana kayma açısı (β), yükseliş dümeni açısı (δ_e), yandönme dümeni açısı (δ_r), q ve r değişkenlerinin fonksiyonu olarak yazılabilir [2], [9]:

$$C_y = C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_r} \delta_r + C_{y_r} [d_M / (2v_M)] r \quad (15)$$

$$C_z = C_{z\alpha} \alpha + C_{z\delta_e} \delta_e + C_{z_q} [d_M / (2v_M)] q \quad (16)$$

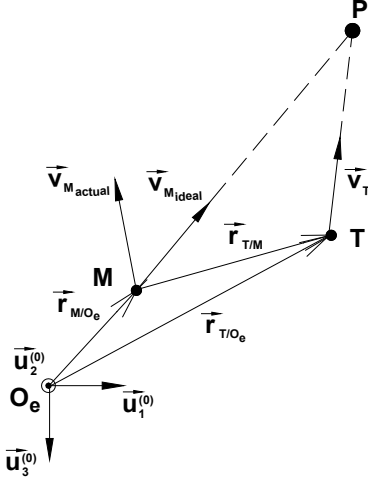
$$C_m = C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e + C_{m_q} [d_M / (2v_M)] q \quad (17)$$

$$C_n = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta_r} \delta_r + C_{n_r} [d_M / (2v_M)] r \quad (18)$$

Yukarıda verilen ifadelerde v_M mermi doğrusal hız vektörünün genliğini göstermekte olup $C_{y\beta}$, $C_{y\delta_r}$, C_{y_r} , $C_{z\alpha}$, $C_{z\delta_e}$, C_{z_q} , $C_{m\alpha}$, $C_{m\delta_e}$, C_{m_q} , $C_{n\beta}$, $C_{n\delta_r}$ ve C_{n_r} ile gösterilen ve Mach sayısının (M_∞) fonksiyonu olarak tanımlanan kararlılık türevleri, bilgisayar benzetimleri esnasında anlık olarak güncellenmektedir [2], [9].

4. Güdüm Kuralı

Güdümlü havan mermisi için oluşturulan güdüm ve denetim şemasında, merminin; güdümün uygulandığı süre boyunca mermi, hedef ve planlanan çarpışma noktasından oluşan çarpışma üçgeni üzerinde tutulması esasına dayanan doğrusal hedef takibi (DHT) güdüm kuralı uygulanacaktır. DHT yaklaşımında, Şekil 4 ile gösterildiği gibi güdümlü mermi hız vektörü sürekli olarak planlanan çarpışma noktasına doğru yönlendirilmektedir [10], [11].



Şekil 4: Doğrusal hedef takibi güdüm kuralı geometrisi [10].

Şekil 4 üzerinde verilen O_e , M , T ve P harfleri, sırasıyla sabit eksen takımı orijini, mermi, hedef ve planlanan çarpışma noktasını; $\vec{v}_{M_{actual}}$ ve $\vec{v}_{M_{ideal}}$ ise gerçek ve ideal (merminin çarpışma üçgeni üzerinde tutulabilmesi için gereken) mermi hız vektörünü temsil etmektedir [10], [11].

DHT güdüm kuralında havan mermisi denetim sistemine gönderilecek referans sinyalleri, merminin uçuş yörüngesi açıları cinsinden oluşturulmaktadır. Bu anlamda, merminin yunuslama ve yandönme düzlemleri için komut açıları aşağıdaki gibi yazılabilir [10], [11]:

$$\gamma_m^c = \arctan[(\Delta z - v_{Tz}\Delta t) / (\zeta_x \cos(\eta_m) + \zeta_y \sin(\eta_m))] \quad (19)$$

$$\eta_m^c = \arctan[(v_{Ty}\Delta t - \Delta y) / (v_{Tx}\Delta t - \Delta x)] \quad (20)$$

Yukarıdaki denklemlerde, $i=x$, y ve z ve $j=M$ ve T olmak üzere ve x , y ve z sırasıyla sabit eksen takımı üzerindeki konum bileşenlerini gösterecek şekilde, aşağıdaki tanımlar yapılmıştır:

$$\zeta_x = v_{Tx}\Delta t - \Delta x, \zeta_y = v_{Ty}\Delta t - \Delta y, \Delta i = i_M - i_T.$$

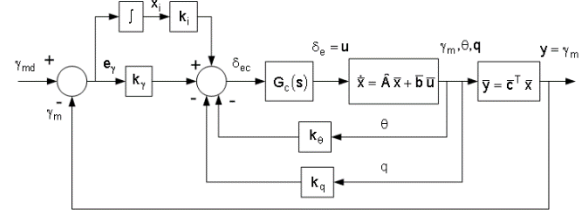
Burada Δt , anlık olarak merminin bulunduğu konumdan planlanan çarpışma noktasına ulaşması için gereken süreyi göstermekte olup, mermi ve hedefin konum ve hız bileşenlerinin bir fonksiyonudur [10], [11].

5. Mermi Denetim Sistemi

Çalışmada önerilen dönüşümlü denetim şemasında, ele alınan güdümlü mermi konfigürasyonunda yunuslama ve yandönme denetim sistemleri (otopilotları) aynı anda çalışmamakta; uzunluğu sabit veya değişken olarak belirlenen zaman dilimleri boyunca ayırık şekilde görev yapmaktadır. Bahsedilen ilk durumda otopilotlardan biri atanan sabit süre boyunca güdüm komutlarını takip ederken bu esnada diğer otopilot bir önceki fazdaki son güdüm ivmesi sinyalini dikkate almaktadır. Değişken anahtarlama süreli uygulamada ise benzetimin örnekleme frekansına göre belirlenen her bir zaman adımında yunuslama ve yandönme otopilotlarının hata miktarlarının mutlak değerleri birbiriyle karşılaştırılmakta ve daha büyük hataya sahip olan otopilot aktif olarak güdüm emri takibi yapmakta, diğer otopilotsa bir önceki zaman dilimindeki son güdüm komutunu sabit referans sinyali olarak gerçekleştirmeye çalışmaktadır.

DHT güdüm kuralı tarafından oluşturulan açı komutlarının güdümlü havan mermisi tarafından yerine getirilerek fiziksel hareketlere dönüştürülebilmesi amacıyla, denetlenen durum

değişkeni olan uçuş yörüngesi açılarının referans ve gerçek (ölçülen) değerleri arasındaki hatanın tümlevinin de ek durum değişkeni olarak tanımlandığı durum geribeslemeli bir otopilot Şekil 5 ile verildiği gibi oluşturulmuştur. Şekil 5 ile sunulan otopilot yunuslama düzlemi için tasarlanmış olup havan mermisinin simetrik geometrisi göz önünde bulundurulduğunda, yandönme düzlemi için de sayısal değer farklılıklarıyla aynı şema kullanılmıştır.



Şekil 5: Yunuslama düzlemi açısı otopilotu [10].

Şekil 5 ile verildiği şekilde görülen açı otopilotunda kullanılan k_θ , k_q , k_γ ve k_i sembolleri durum geribeslemeli açı otopilotunun kazançlarını göstermekte olup A , b ve c harfleri durum uzayında ifade edilen havan mermisi dinamiğinin sistem, girdi ve çıktı matrislerine, $G_c(s)$ de eyletici dinamiği transfer fonksiyonuna karşılık gelmektedir. Ayrıca, γ_{md} ile mermi hız vektörünün yunuslama düzlemiyle yaptığı açının istenen değeri temsil edilmektedir [10].

Uygulamada açı otopilotunun kazançları, M_∞ , yunuslama/yandönme hızı ve q_∞ değerine bağlı olarak merminin hareketi boyunca sürekli güncellenmektedir [10].

Otopilot katsayılarının bulunabilmesi amacıyla, doğrusallaştırılmış mermi dinamiğinin kullanıldığı kapalı çevrim denetim sistemi transfer fonksiyonu, yunuslama ve yandönme düzlemleri için aşağıdaki gibi elde edilmiştir [10]:

$$\frac{\gamma_m(s)}{\gamma_{md}(s)} = \frac{n_{\gamma 3}s^3 + n_{\gamma 2}s^2 + n_{\gamma 1}s + 1}{d_{\gamma 4}s^4 + d_{\gamma 3}s^3 + d_{\gamma 2}s^2 + d_{\gamma 1}s + 1} \quad (21)$$

$$\frac{\eta_m(s)}{\eta_{md}(s)} = \frac{n_{\eta 3}s^3 + n_{\eta 2}s^2 + n_{\eta 1}s + 1}{d_{\eta 4}s^4 + d_{\eta 3}s^3 + d_{\eta 2}s^2 + d_{\eta 1}s + 1} \quad (22)$$

(21) ve (22) numaralı denklemlerde $\gamma_{md} = \gamma_m^c$ ve $\eta_{md} = \eta_m^c$ olup, $n_{\gamma 3}$, $n_{\gamma 2}$, $n_{\gamma 1}$, $d_{\gamma 4}$, $d_{\gamma 3}$, $d_{\gamma 2}$, $d_{\gamma 1}$, $n_{\eta 3}$, $n_{\eta 2}$, $n_{\eta 1}$, $d_{\eta 4}$, $d_{\eta 3}$, $d_{\eta 2}$ ve $d_{\eta 1}$ katsayıları; otopilot katsayıları, havan mermisi çapı, havan mermi kütlesi, havan mermisi eylemsizlik momenti ve hız bileşenleri ile q_∞ ve aerodinamik katsayıların fonksiyonudur [10].

Açı denetim sistemini kararlı kılabacak ve bant genişliğinin istenen değerde olmasını sağlayacak otopilot katsayıları, (21) ve (22) numaralı denklemlerde verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik polinomuna dördüncü dereceden Butterworth polinomu eşitlenerek elde edilmiştir [10].

6. Eşleşme Modeli

Güdümlü havan mermisi ile sabit hedef noktası arasındaki uzaklığı temsil eden hayali görüş çizgisi (nişan hattı) mesafesi (r_{TM}) ile λ_p ve λ_y için aşağıdaki eşitlikler yazılabilir [12]:

$$r_{TM} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \quad (23)$$

$$\lambda_p = \arctan[-\Delta z \cos(\lambda_y) / \Delta x] \quad (24)$$

$$\lambda_y = \arctan(\Delta y / \Delta x) \quad (25)$$

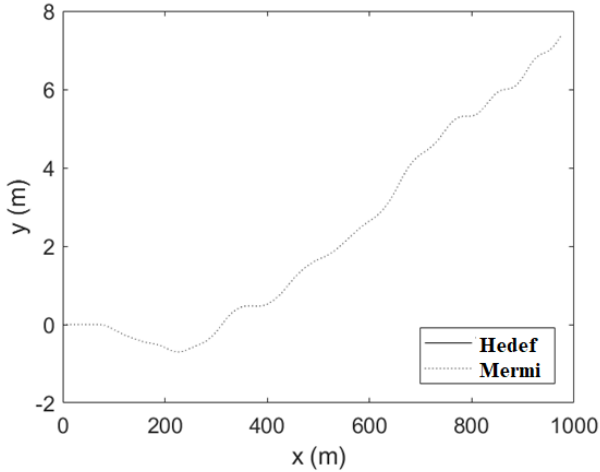
Çalışmada sabit yer hedefi göz önüne alındığı için, r_{TM} 'nin düşey bileşeninin sifıra eşit olduğu durumda ($\Delta z=0$), eşleşme

sonundaki ($t=t_F$) hedeften nihai sapma miktarı (d_{miss}) aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanabilir [12]:

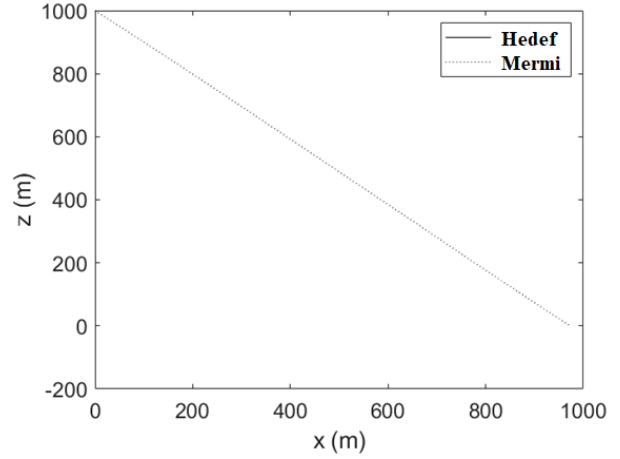
$$d_{miss} = \sqrt{\Delta x^2(t_F) + \Delta y^2(t_F)} \quad (26)$$

7. Bilgisayar Benzetimleri

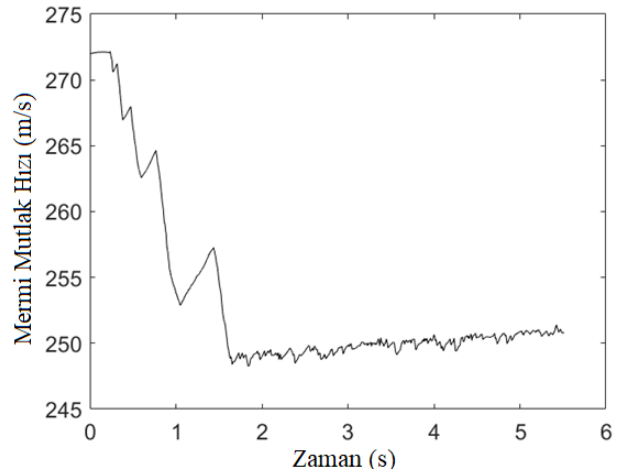
Mevcut çalışmada, atıcı hava platformu olarak seçilen sabit hızla (v_{p0}) ilerleyen silahlı insansız bir hava aracından önceden kararlaştırılan hareketsiz (sabit) bir yer hedefine karşı belirli bir irtifada (z_{p0}) serbest bırakılan güdümlü bir havan mermisi ele alınmıştır. Güdümlü merminin toplam boyu L_M ve hareketsiz yer hedefinin merminin hava aracından bırakıldığı andaki boylamasına uzaklığı x_{TF} sembolleri ile gösterilmek üzere, Tablo 1 ile verilen parametre sayısal değerleri göz önüne alınarak bilgisayar benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Tablo 1 ile yer alan v_{M0} ve z_{M0} da merminin hava platformundan bırakıldığı andaki sırasıyla doğrusal hızı ve yerden yüksekliğini ifade etmektedir. Benzetimlerde, daha önce yapılan ilgili bir çalışmada elde edilen sonuçlar doğrultusunda, güdüm kiti kanatçıklarının sabit açısı 1 ve 5° olarak seçilmiş olup yunuslama ve yandönme otopilotları çalışma sürelerinin sabit olduğu durumda bu süre $0,2$, $0,5$ ve 1 s olarak belirlenmiştir [13]. Otopilot çalışma sürelerinin hatanın mutlak değerine bağlı olarak değişim gösterdiği durumların da hesaba katılmasıyla oluşturulan ve yan rüzgâr etkisinin dikkate alınmadığı toplam sekiz eşleşme durumu için MATLAB® Simulink® ortamında yapılan bilgisayar benzetimleri elde edilen hedeften nihai sapma, mermi uçuş süresi ve azami yanal ivme gereksinimi büyüklükleri, bahsedilen durumlarla birlikte Tablo 2 ile sunulmaktadır. Örnek olarak seçilen bir ve dördüncü durumlar için, bilgisayar benzetimleri ile elde edilen yatay ve düşey eşleşme geometrileri (güdümlü havan mermisi yörüngeleri) ile mermi mutlak hızı, burun kiti açısı komutu ve eyletici (motor) açısız konumunun çalışma sırasının zamanla değişimini gösteren grafikler Şekil 6 ila Şekil 15 arasında verilmektedir.



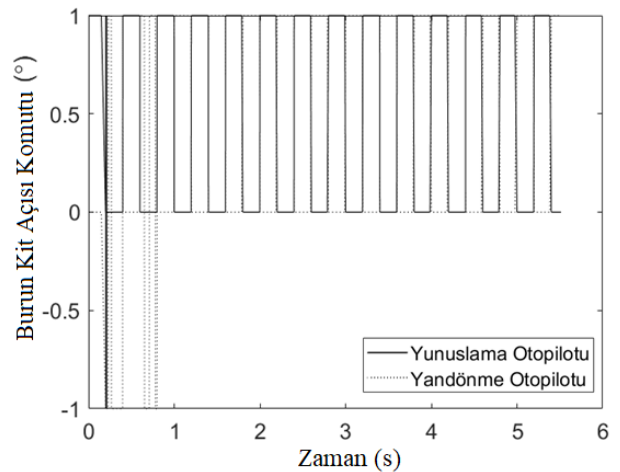
Şekil 6: Durum 1 için yatay düzlemdeki mermi-hedef eşleşme geometrisi.



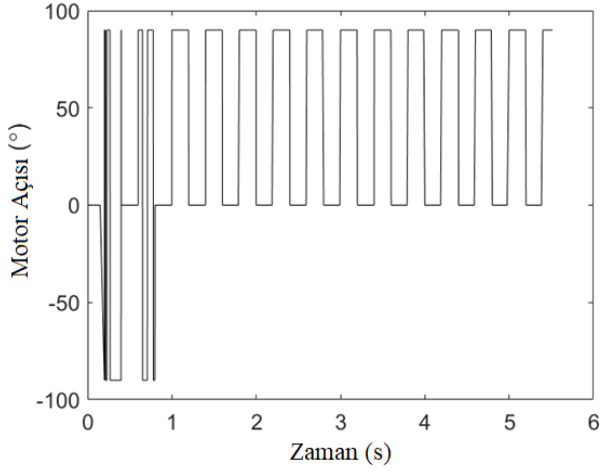
Şekil 7: Durum 1 için düşey düzlemdeki mermi-hedef eşleşme geometrisi.



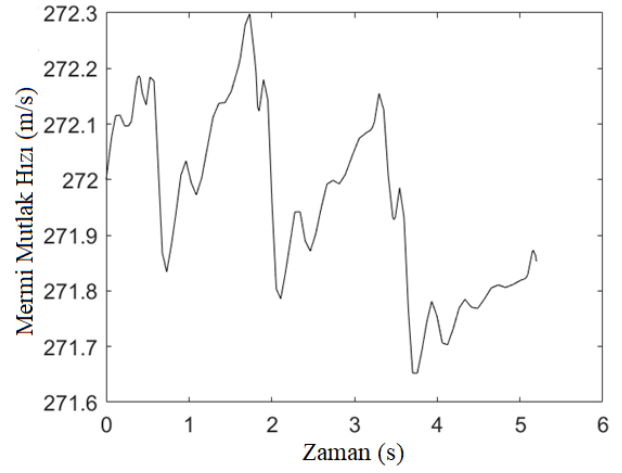
Şekil 8: Durum 1 için mermi mutlak hızının zamanla değişimi.



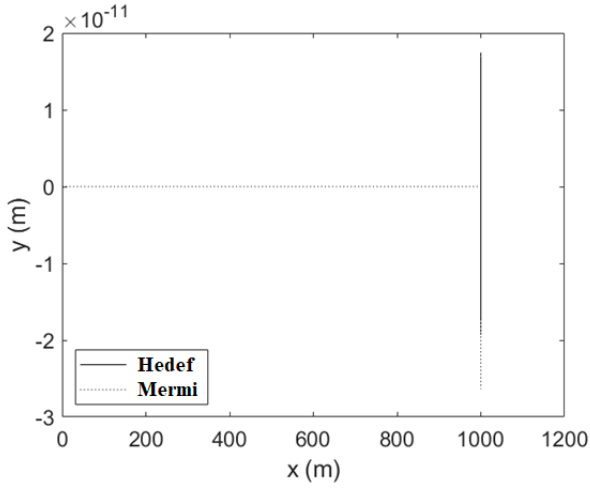
Şekil 9: Durum 1 için mermi yunuslama ve yandönme otopilotlarının çalışma sırası.



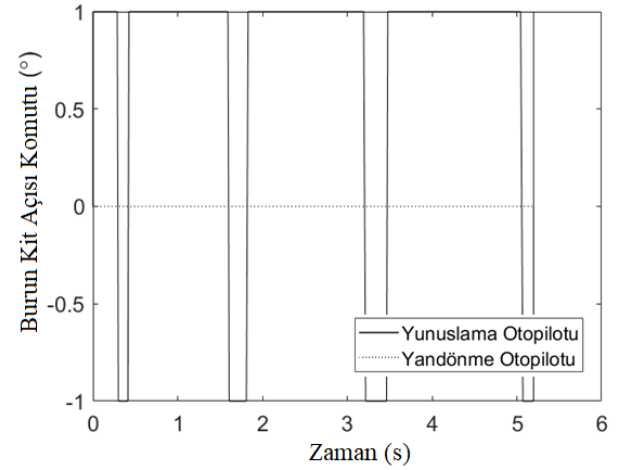
Şekil 10: Durum 1 için eyletici açısal konumunun zamanla değişimi.



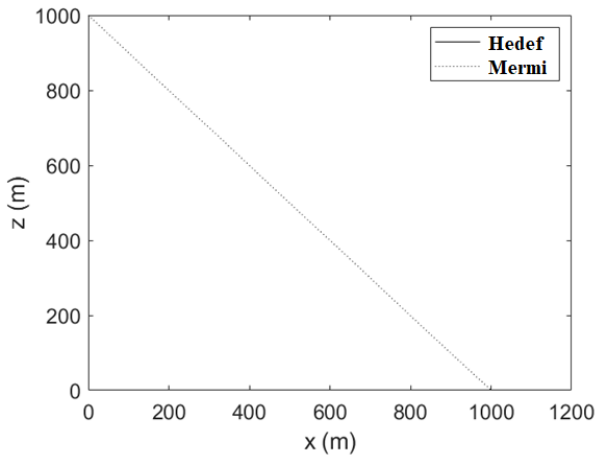
Şekil 13: Durum 4 için mermi mutlak hızının zamanla değişimi.



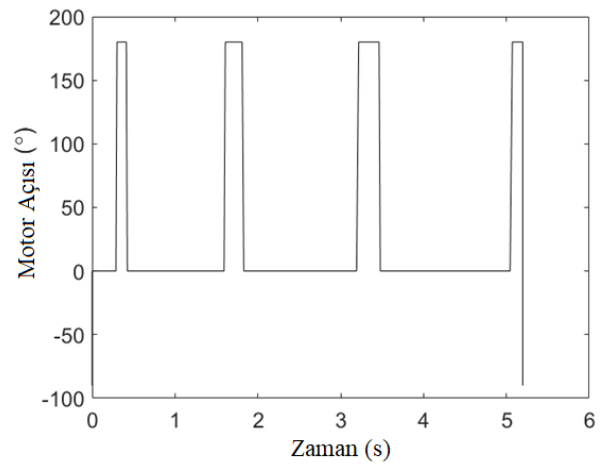
Şekil 11: Durum 4 için yatay düzlemdeki mermi-hedef eşleşme geometrisi.



Şekil 14: Durum 4 için mermi yunuslama ve yandönme otopilotlarının çalışma sırası.



Şekil 12: Durum 4 için düşey düzlemdeki mermi-hedef eşleşme geometrisi.



Şekil 15: Durum 4 için eyletici açısal konumunun zamanla değişimi.

Tablo 1: Bilgisayar benzetimlerinde kullanılan sayısal değerler

Parametre	Sayısal Değer	Parametre	Sayısal Değer
d_M	50 mm	v_{M0}	0,8·Mach (=272 m/s)
L_M	500 mm	z_{M0}	1000 m
m	15 kg	x_{TF}	1000 m
I_a	0,009 kg·m ²	ω (= $\omega_{xy} = \omega_{yz}$)	10 Hz
I_t	0,315 kg·m ²	ζ (= $\zeta_y = \zeta_p$)	0,707

8. Tartışma ve Sonuç

Çalışma kapsamında kurgulanan sekiz farklı atış durumu için gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda Tablo 2 ile verildiği gibi elde edilen veriler incelendiğinde, azami yanıl ivme gereksinimi bakımından daha büyük değerler ortaya çıkmasına karşın, en düşük hedeften nihai sapma miktarlarına uyarlamalı otopilot anahtarlama süresinin göz önüne alındığı durumlarda ulaşıldığı görülmektedir. Mermi uçuş süresi açısından ise sabit ve uyarlamalı anahtarlama süreleri için kesin bir üstünlük sıralaması yapılamamaktadır. Tablo 2 ile verilen sonuçların gösterdiği bir diğer husus da güdüm kitinin sabit kanatçık açısındaki büyümenin hedeften nihai sapma, mermi uçuş süresi ve azami yanıl ivme gereksinimi büyüklüklerinin her üçünü de artırdığı; bunun yanında anahtarlama süresinin sabit tutulması halinde, ele alınan değerlerden 0,5 s süresinin bahsedilen kıstaslar bakımından en düşük değerlere yol açtığı gözlenmektedir. Ayrıca, eyletici açılal konumunun zamanla değişimini her iki anahtarlama koşulu için ayrı ayrı Şekil 10 ve Şekil 15 ile belirten grafiklere bakıldığında, uyarlamalı anahtarlama durumunda daha az motor açılal değişimi meydana geldiği ve bu durumun da eyletici (motor) ömrünü uzatıcı yönde etki göstereceği değerlendirilmektedir. Çalışmanın yan rüzgâr etkisi de dikkate alınarak tekrarlanması, geleceğe dönük çalışmalardan biri olarak göz önünde bulundurulmuş eşleşme koşullarının karşılaştırmasında çözünürlüğü artırıcı yönde katkı yapacaktır. Ayrıca, farklı kanat açısı ve otopilot anahtarlama süresi değerleri için yapılabilecek kapsamlı bir eniyileme çalışmasının da ilgili alana önemli katma değer sağlayacağı değerlendirilmektedir.

9. Kaynakça

- [1] B. Özkan ve H. Gökçe, "Guidance and Control of Surface-to-Surface Projectile Using a Nose Actuation Kit", *European Journal of Science and Technology*, Özel Sayı, No: 22, s: 282-292, 2021.

- [2] B. Özkan, "Hava Platformlarından Atılan Havan Mermilerinin Güdüm ve Denetimi", 20. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu, Dicle Üniversitesi, Diyarbakır, Türkiye, 2021.
- [3] B. Özkan, "Dönü Kararlı Mermilerin Dinamik Modellemesi", 19. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu, İskenderun Teknik Üniversitesi, Hatay, Türkiye, 2019.
- [4] F. Fresconi, G. Cooper, I. Celmins, J. DeSpirito ve M. Costello, "Flight Mechanics of a Novel Guided Spin-Stabilized Projectile Concept", *Proc. ImechE, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Cilt: 226, s: 327-340, 2011.
- [5] M. D. Ilg, *Guidance, Navigation, and Control for Munitions*, Doktora Tezi, Drexel Üniversitesi, ABD, 2008.
- [6] https://www.army.mil/article/53988/picatinny_fields_first_precision_guided_mortars_to_troops_in_afghanistan Son Erişim Tarihi: 15 Mayıs 2023.
- [7] <https://www.gd-ots.com/wp-content/uploads/2017/11/81mm-Air-Dropped-Guided-Mortar-ADM.pdf>, Son Erişim Tarihi: 15 Mayıs 2023.
- [8] <https://www.shephardmedia.com/news/landwarfareintl/alkon-fuze-guidance-kit-to-be-qualified-in-2023/>, Son Erişim Tarihi: 15 Mayıs 2023.
- [9] B. Özkan, "Otopilot Bant Genişliğinin Güdüm ve Denetim Sistemi Başarımına Etkisinin İncelenmesi", TOK2019-Otomatik Kontrol Türk Milli Komitesi Ulusal Toplantısı, Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, Muğla, Türkiye, 2019.
- [10] B. Özkan, M. K. Özgören ve G. Mahmutyazıcıoğlu, "Havadan Karaya Kısa Menzilli Bir Füzeye Uygulanabilecek İvme ve Açıl Esaslı Güdüm Kurallarının Karşılaştırılması", TOK2008-Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye, 2008.
- [11] B. Özkan, M. K. Özgören, ve G. Mahmutyazıcıoğlu, "Performance Comparison of the Notable Acceleration and Angle-Based Guidance Laws for a Short-Range Air-to-Surface Missile", *Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences*, Cilt: 25, s: 3591-3606, 2017.
- [12] B. Özkan, *Dynamic Modeling, Guidance, and Control of Homing Missiles*, Doktora Tezi, ODTÜ, Ankara, 2005.
- [13] B. Özkan, "Farklı Güdüm Kurallarının Havadan Atılan Güdümlü Bir Havan Mermisi Üzerinde Karşılaştırılması", TOK2022-Otomatik Kontrol Ulusal Kongresi, Fırat Üniversitesi, Elazığ, Türkiye, 2022.

Tablo 2: Bilgisayar benzetimleri sonuçları

Durum No.	Kanatçık Açısı (°)	Otopilot Anahtarlama Süresi (s)	Hedeften Nihai Sapma (m)	Mermi Uçuş Süresi (s)	Azami Yanıl İvme Gereksinimi (g)
1	1	0,2	27,048	5,514	2,387
2		0,5	13,658	5,559	1,977
3		1,0	35,714	5,414	2,759
4		Uyarlamalı	0,085	5,198	2,859
5	5	0,2	76,269	6,252	10,343
6		0,5	46,937	5,776	12,865
7		1,0	208,000	6,280	21,660
8		Uyarlamalı	9,320	6,916	12,565