

Farklı GÜDÜM Kurallarının Havadan Atılan GÜDÜMLÜ Bir Havan Mermisi Üzerinde Karşılaştırılması

Bülent ÖZKAN^{1*}

¹ Makine Mühendisliği Bölümü, Mühendislik Fakültesi, Gazi Üniversitesi, Ankara, Türkiye
*¹ bozkan37@gmail.com

(Geliş/Received: 10/10/2022;

Kabul/Accepted: 05/01/2023)

Öz: Çevresel unsurlara verilecek zararı asgari düzeye indirmeyi amaçlayan nokta hedef savunma konsepti dahilinde son yıllarda yaygın kullanım alanı bulan güdümlü mühimmat sınıfında yer alan güdümlü mermiler, özellikle insansız hava platformlarından atılma olanağının da söz konusu olması sayesinde önemli bir seçenek haline gelmiştir. Nispeten küçük boyutlara sahip ve hafif yapıda olmaları, güdümsüz genel maksat mermilerin burun kısımlarına güdümlü kiti takılması yoluyla elde edilen bu mühimmatın uygulanabilirliğini artırmıştır. Bu çalışmada, bahsedilen tipte bir mühimmat olan havan mermisinin güdümlü hale getirilerek insansız hava platformlarından sabit yer hedeflerine doğru atılması durumunda ulaşılabilecek hedeften sapma ve uçuş süresi değerleri, göz önüne alınan üç farklı güdümlü kuralı ve karşılaştırma kriterleri doğrultusunda, bilgisayar benzetimleri kullanılarak incelenmeye çalışılmıştır.

Anahtar kelimeler: Güdümlü havan mermisi, güdümlü, havan mermisi, sabit hedef, benzetim.

Comparison of the Noteable Guidance Laws on a Guided Mortar Released from Aerial Platforms

Abstract: The guided projectiles which are classified among the guided munition having a wide-use in recent years in accordance with the point-target defense concept aiming at minimizing the collateral damage on the surrounding entities have become a significant choice especially when the opportunity of releasing them from unmanned aerial platforms is apparent. The properties of relatively small size and light weight make the applicability of these munitions which are configured by mounting a guidance kit to the nose sections of the general purpose projectiles increase. In this study, the miss distance and flight duration quantities which can be attained when these guided projectiles are fired from unmanned aerial platforms towards stationary ground targets are investigated by means of the relevant computer simulations for three different guidance laws and comparison criteria.

Key words: Guided mortar, guidance, mortar, stationary target, simulation.

1. Giriş

Hedef olmayan tali unsurlara mümkün olduğunca az zarar vererek yalnızca amaçlanan noktaların imhasına dayanan modern savunma konsepti dahilinde yaygın kullanım alanı bulan güdümlü mühimmat arasında yer alan akıllı bomba ve güdümlü mermiler, eldeki güdümsüz genel maksat bomba ve mermilerini nispeten düşük maliyetli kitleler marifetiyle güdümlü hale getirilerek elde edilmeleri dolayısıyla popüler bir seçenek olarak öne çıkmaktadır. Bahsedilen maliyet etkinliklerinin yanı sıra uygun şekilde tasarlanan güdümlü ve denetim algoritmaları sayesinde hedeften sapma miktarlarının da ciddi şekilde düşürülmesi, belirtilen mühimmattan güdümlü mermileri son dönemde tercih edilir hale gelmiştir. Güdümlü mermiler, diğer güdümlü mühimmata nazaran önemli ölçüde hafif ve küçük olmaları dolayısıyla, son dönemde popüler hale gelen insansız hava platformlarından da atılabilmektedir [1].

Yer platformlarından yer hedeflerine doğru fırlatılan havan mermileri, farklı yaklaşımlarla denetimli hale getirilebilmektedir [2-4]. 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 güdümlü kiti vasıtasıyla uygulanan ve mevcut örnekleri Şekil 1, Şekil 2 ve Şekil 3 ile verilen aktif yönlendirilmiştir.

* Sorumlu yazar: bozkan37@gmail.com. Yazarların ORCID Numarası: ¹ 0000-0003-3112-9723



Şekil 1. İki Kanatçıklı 81mm Precision Air-Dropped Guided Mortar (ADM)-General Dynamics [5].

Bu çalışmada, burun kısmına takılan güdüm kiti aracılığıyla güdümlü hale getirilen bir havan mermisinin insansız bir hava platformundan yer hedeflerine karşı atılması durumu ele alınmaktadır. Belirtilen yaklaşım çerçevesinde, yaygın olarak kullanılan güdüm kuralları dikkate alınarak, oluşturulan modeller üzerinden farklı otopilot, kanatçık açısı, anahtarlama süresi ve yan rüzgâr değerleri için gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda, incelenen havan mermisi konfigürasyonu için en uygun güdüm yöntemi belirlenmeye çalışılmıştır. Burada göz önünde bulundurulanan denetim yaklaşımı, mermi boylamasına eksenine etrafında tek serbestlik dereceli bir dönüşe sahip olan elektromekanik eyletimli bir bileziğin üzerindeki bir çift sabit kanatçık sayesinde yunuslama ve yandönme otopilotlarının sıralı biçimde etkin hale getirilmesi yönüyle de özgünlük arz etmektedir [1].



Şekil 2. Dört Kanatçıklı 81mm Precision Air-Dropped Guided Munition (ADM)-General Dynamics [6].



Şekil 3. Hava platformundan düşey olarak atılan güdüm kitli mühimmat [7].

2. Güdüm Kiti Konfigürasyonu

Çalışma kapsamında göz önüne alınan güdümsüz merminin burun kısmına takılacak (btnlenecek) güdüm kiti, Şekil 4 ile şematik olarak belirtildiği üzere u kısmında bir adet tapa, mermiyle bağlantısının yapıldığı arka kısımda üzerine sabit açılı bir çift kanatçık bütünlenmiş olan eyletici, tasarlanan güdüm ve denetim şemasına uygun olarak seçilen algılayıcılar, elektronik kartlar ve g biriminden (batarya) oluşmaktadır [1].



Şekil 4. Öngörülen güdümlü mermi geometrisi.

Güdümlü merminin denetimi, eyletici rotorunun dışına geçirilen bileziğin (metal kılıfın) üzerine sabit yönelim açısı (İng. cant angle) ile karşılıklı olarak (aralarında 180° açı olacak şekilde) bir çift halinde yerleştirilen denetim kanatçıklarının (kit kanatçıklarının) rotor tarafından sağlanan açısal konumları sayesinde, ardışık olarak yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki açısal hareketinin elde edilmesi prensibine göre yapılmaktadır. Bir başka deyişle güdümlü mermi ve denetim döngüsü, ele alınan güdümlü mermi konfigürasyonunda yunuslama ve yandönme düzlemlerinde aynı anda çalışmamaktadır [1].

3. Mermi Dinamik Modeli

Ele alınan güdümlü mermi takılı haldeki (güdümlü) merminin hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [1, 8]:

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

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

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

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

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

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

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: Mermi kütlesi

I_a ve I_t : Eksenel ve yanal eylemsizlik momenti bileşenleri

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

u, v ve w: Doğrusal hız vektörü bileşenleri

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

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

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

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

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

Düşük hızlı hava platformundan atılması sonrasında yuvarlanma eksenini etrafındaki açısal hız bileşeninin çok düşük olacağı ($p \approx 0$) kabulüyle, güdümlü merminin yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki davranışını tanımlayan (2), (3), (5) ve (6) numaralı denklemler aşağıdaki gibi sadeleştirilebilir [1, 8]:

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

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

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

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

(7)'den (10)'a kadar olan denklemlerde yer alan aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri Y, Z, M ve N aşağıdaki şekilde yaklaşık olarak tanımlanabilir [1, 8]:

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

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

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

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

Yukarıdaki eşitliklerde 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 ifade edilen 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 parametrelerinin fonksiyonu olarak yazılabilir [1, 8]:

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

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

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

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

Burada verilen ifadelerde v_M mermi doğrusal hız vektörünün genliğini göstermekte olup $C_{y\beta}$, $C_{y\delta}$, C_{y_r} , $C_{z\alpha}$, $C_{z\delta}$, C_{z_q} , $C_{m\alpha}$, $C_{m\delta}$, C_{m_q} , $C_{n\beta}$, $C_{n\delta}$ ve C_{n_r} ile gösterilen ve Mach sayısının (M_∞) fonksiyonu olarak tanımlanan kararlılık türevleri, bilgisayar benzetimleri esnasında anlık olarak güncellenmektedir [1, 8].

4. Güdüm Kuralları

Güdümlü mermi için oluşturulan güdüm ve denetim şemasında, oransal seyrüsefer (OS), gövde takibi (GT) ve doğrusal hedef takibi (DHT) güdüm kurallarının başarım özellikleri ayrı ayrı değerlendirilmiştir.

Güdüm komutunu merminin yanal ivme bileşenleri cinsinden üreten OS yaklaşımına göre yunuslama ve yandönme düzlemlerinin komutları aşağıdaki gibi oluşturulur [9, 10]:

$$a_p^c = -N_p v_M \lambda_p \cos(\lambda_y - \eta_m) \quad (19)$$

$$a_y^c = N_y v_M [\lambda_y \cos(\gamma_m) - \lambda_p \sin(\gamma_m) \sin(\lambda_y - \eta_m)] \quad (20)$$

Yukarıdaki denklemlerde γ_m ve η_m sembolleri mermi hız vektörünün sırasıyla yunuslama ve yandönme düzlemleriyle yaptığı açılı temsil etmekte olup, p ve y alt indisleri sırasıyla yunuslama ve yandönme düzlemlerini göstermek üzere, a_p^c ve a_y^c füze denetim sistemi referans ivme sinyallerini, N_p ve N_y etkin seyrüsefer oranını ve λ_p ve λ_y de görüş çizgisi açısını göstermektedir [9, 10].

Çalışma kapsamında göz önüne alınan açi esaslı güdüm yöntemlerinden gövde takibi (GT) yaklaşımında mermi boylamasına eksenini, mermi ile hedef arasındaki görüş çizgisinin üzerine oturtulmaya çalışılmaktadır. Bir başka deyişle, yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki güdüm komutları, merminin belirtilen düzlemlerindeki açısal yönelimleri sırasıyla θ ve ψ sembolleri ile gösterilmek üzere, aşağıdaki gibi türetilbilir [9, 10]:

$$\theta^c = \lambda_p \quad (21)$$

$$\psi^c = \lambda_y \quad (22)$$

Merminin gdmn uygulandığı süre boyunca mermi, hedef ve planlanan çarpışma noktasından oluşan çarpışma geni üzerinde tutulması esasına dayanan doğrusal hedef takibi (DHT) güdüm kuralında ise, şekil 5'te de gösterildiği gibi güdümlü mermi hız vektörü sürekli olarak planlanan çarpışma noktasına doğru yönlendirilmektedir [9, 10].

şekil 5'teki 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 geni üzerinde tutulabilmesi için gereken) mermi hız vektörünü temsil etmektedir [9, 10].

DHT güdüm kuralında mermi denetim sistemine gönderilecek referans sinyalleri, OS kuralından farklı olarak merminin uçuş yörüngesi açıları cinsinden oluşturulmaktadır. Bu anlamda, merminin yunuslama ve yandönme düzlemleri için komut açıları aşağıdaki gibi yazılabilir [9, 10]:

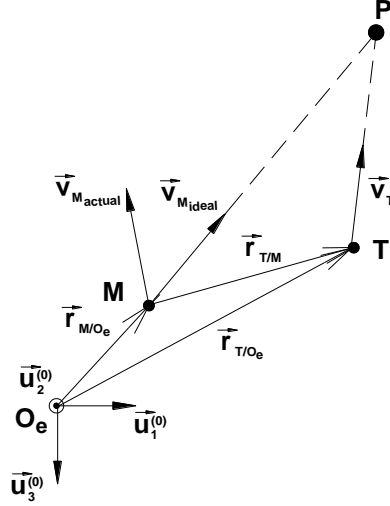
$$\gamma_m^c = \arctan \left[(\Delta z - v_{Tz} \Delta t) / (c_x \cos(\eta_m) + c_y \sin(\eta_m)) \right] \quad (23)$$

$$\eta_m^c = \arctan\left[\frac{(v_{Ty}\Delta t - \Delta y)}{(v_{Tx}\Delta t - \Delta x)}\right] \quad (24)$$

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 tanımlamalar yapılmıştır:

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

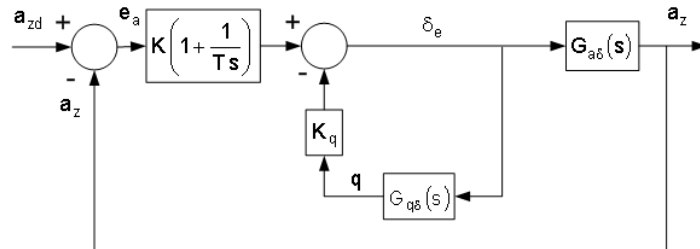
Burada Δt , anlık olarak merminin bulunduğu konumdan planlanan çarpışma noktasına ulaşması için gereken süreyi göstermekte olup, mermi ve hedefin konum ve hız bileşenlerinin bir fonksiyonudur [9, 10].



Şekil 5. Doğrusal hedef takibi güdüm kuralı geometrisi [9].

5. Mermi Denetim Sistemi

Uygulanan güdüm kuralı tarafından oluşturulan doğrusal ivme komut sinyalini gerçekleyecek şekilde tasarlanan güdümlü mermi denetim sistemi (otopilotu), esas olarak denetleyici, kanat tahrik sistemi (KTS), dönüölçerler, ivmeölçerler ve planttan (güdümlü mermi) oluşmakta olup yunuslama ve yandönme düzlemlerinde birbirinden bağımsız olarak ve mevcut denetim şemasında dönüşümlü olarak çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Yunuslama düzlemi için tasarlanan otopilot Şekil 6 ile verildiği gibidir. Burada a_{zd} , a_z , e_a , K , T ve K_q sembolleri sırasıyla doğrusal ivme vektörünün yunuslama düzlemindeki bileşeninin istenen (referans) değerini, doğrusal ivme vektörünün ölçülen yunuslama düzlemi bileşenini, doğrusal ivme yunuslama bileşeni hatasını, denetim sisteminin oransal kazancını, denetim sisteminin tümlev zaman sabitini ve mermi açısız hızının yunuslama bileşenine etkileyen kazancı temsil etmekte olup yandönme düzleminde de yunuslama düzlemi otopilotu ile aynı yapıdaki bir denetim sistemi kullanılmıştır [1].



Şekil 6. Yunuslama düzlemi ivme otopilotu [11].

Yunuslama veya yandönme hızı geribeslemesiyle oransal ve tümlevsel (İng. proportional plus integral, PI) denetim kuralına göre düzeltme yapacak şekilde oluşturulan otopilotların kazançları (yunuslama otopilotu için K_p , T_p ve K_i ve yandönme otopilotu için K_y , T_y ve K_r), M_∞ , yunuslama/yandönme hızı ve q_∞ değerine bağlı olarak güdümlü merminin hareketi boyunca sürekli olarak güncellenmekte; böylelikle değişen uçuş koşullarına karşın otopilotların sürekli kararlı kalması sağlanmaya çalışılmaktadır [1].

Otopilot katsayılarının bulunabilmesi amacıyla, doğrusallaştırılmış mermi dinamiğinin kullanıldığı kapalı çevrim otopilot transfer fonksiyonu yunuslama ve yandönme düzlemleri için aşağıdaki gibi çıkarılmıştır [11]:

$$\frac{a_z(s)}{a_{zd}(s)} = \frac{(T_p s + 1)(n_{p2} s^2 + n_{p1} s + 1)}{a_{p3} s^3 + a_{p2} s^2 + a_{p1} s + 1} \quad (25)$$

$$\frac{a_y(s)}{a_{yd}(s)} = \frac{(T_y s + 1)(n_{y2} s^2 + n_{y1} s + 1)}{a_{y3} s^3 + a_{y2} s^2 + a_{y1} s + 1} \quad (26)$$

(25) ve (26) numaralı denklemlerde $a_{zd} = a_p^c$ ve $a_{yd} = a_y^c$ olup, T_p , n_{p1} , n_{p2} , a_{p1} , a_{p2} , a_{p3} , T_y , n_{y1} , n_{y2} , a_{y1} , a_{y2} ve a_{y3} parametreleri; otopilot katsayıları, mermi çapı, mermi kütlesi, mermi eylemsizlik momenti ve hız bileşenleri ile q_∞ ve aerodinamik katsayıların fonksiyonudur.

Otopilotları kararlı kılabacak K_p (K_y), T_p (T_y) ve K_i (K_r) katsayıları, (25) ve (26) numaralı denklemlerde verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik polinomunun (payda polinomunun), (27) numaralı denklemdeki gibi üçüncü dereceden Butterworth polinomuna (boyutsuz sönüm oranı $\zeta=0,707$ alınarak) eşitlenmesi ile elde edilebilir [11].

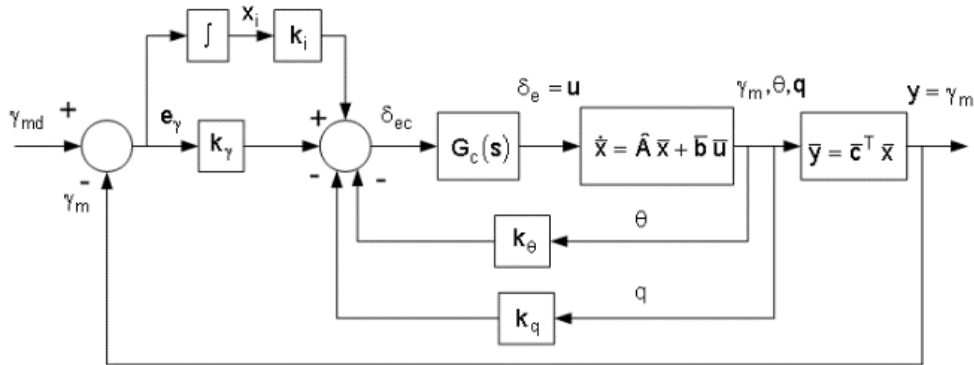
$$B(s) = (1/\omega_c^3)s^3 + (2/\omega_c^2)s^2 + (2/\omega_c)s + 1 \quad (27)$$

GT ve DHT güdüm kuralları tarafından oluşturulan açı komutlarının güdümlü mermi tarafından yerine getirilebilmesi 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 denetim sistemi (otopilot) oluşturulmuştur. Burada, DHT kuralı tarafından mermi hız vektörünün yönelim açıları şeklinde oluşturulan komutlar doğrudan kullanılırken, GT kuralı tarafından mermi gövdesinin yere göre yönelim açıları cinsinden türetilen komut açıları aşağıdaki eşitlikler kullanılarak hız vektörü açısı komutlarına dönüştürülmektedir. Böylece, yunuslama düzlemi için tasarlanan geometrisi Şekil 7’de verilen açı otopilotunun, GT ile de kullanılması sağlanmaktadır [9].

$$\gamma_m^c = \theta^c - \alpha \quad (28)$$

$$\eta_m^c = \psi^c + [\beta / \cos(\theta)] \quad (29)$$

Burada üst indis olarak verilen “c” harfi, ilgili açı için güdüm kuralı tarafından oluşturulan komut sinyalinin işaret etmektedir.



Şekil 7. Yunuslama düzlemi açı otopilotu [11].

Şekil 7’de görülen açı otopilotunda kullanılan k_θ , k_q , k_y ve k_i sembolleri durum geribeslemeli açı otopilotunun kazançlarını göstermekte olup A , b ve c harfleri durum uzayında ifade edilen mermi dinamiğinin sistem, girdi ve

çıkıktı matrislerini, $G_c(s)$ de KTS transfer fonksiyonuna karşılık gelmektedir. Ayrıca, γ_{md} ile mermi hız vektörünün yunuslama düzlemiyle yaptığı açının istenen değeri temsil edilmektedir [9].

Uygulamada açı otopilotunun kazançları, M_x , yunuslama/yandönme hızı ve q_∞ değerine bağlı olarak merminin hareketi boyunca sürekli olarak güncellenmektedir [9].

Otopilot katsayılarının bulunabilmesi amacıyla, doğrusallaştırılmış mermi dinamiğinin kullanıldığı kapalı çevrim denetim sistemi transfer fonksiyonu, yunuslama ve yandönme düzlemleri için aşağıdaki gibi elde edilmiştir [9]:

$$\frac{\gamma_m(s)}{\gamma_{md}(s)} = \frac{n_{\gamma 3}s^3 + n_{\gamma 2}s^2 + n_{\gamma 1}s + 1}{d_{\gamma 4}s^4 + d_{\gamma 3}s^3 + d_{\gamma 2}s^2 + d_{\gamma 1}s + 1} \quad (30)$$

$$\frac{\eta_m(s)}{\eta_{md}(s)} = \frac{n_{\eta 3}s^3 + n_{\eta 2}s^2 + n_{\eta 1}s + 1}{d_{\eta 4}s^4 + d_{\eta 3}s^3 + d_{\eta 2}s^2 + d_{\eta 1}s + 1} \quad (31)$$

(30) ve (31) 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, mermi çapı, mermi kütlesi, mermi eylemsizlik momentleri ve hız bileşenleri ile q_∞ ve aerodinamik katsayıların fonksiyonudur [9].

Açı denetim sistemini kararlı kılacak ve bant genişliğinin istenen değerinde olmasını sağlayacak otopilot katsayıları, ivme otopilotuna benzer şekilde (30) ve (31) numaralı denklemlerde verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik polinomuna dördüncü dereceden Butterworth polinomu eşitlenerek elde edilmiştir [9].

6. Eşleşme Modeli

Güdümlü mermi ile sabit hedef noktası arasındaki uzaklığı temsil eden hayali görüş çizgisi mesafesi ($r_{T/M}$) ile λ_p ve λ_y için aşağıdaki eşitlikler yazılabilir [11]:

$$r_{T/M} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \quad (32)$$

$$\lambda_p = \arctan[-\Delta z \cos(\lambda_y) / \Delta x] \quad (33)$$

$$\lambda_y = \arctan(\Delta y / \Delta x) \quad (34)$$

Çalışmada sabit yer hedefi göz önüne alındığı için, $r_{T/M}$ 'nin düşey bileşeninin sıfıra eşit olduğu durumda ($\Delta z=0$), eşleşme sonundaki ($t=t_F$) hedeften nihai sapma miktarı (d_{miss}) aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanabilir [11]:

$$d_{miss} = \sqrt{\Delta x^2(t_F) + \Delta y^2(t_F)} \quad (35)$$

7. Bilgisayar Benzetimleri

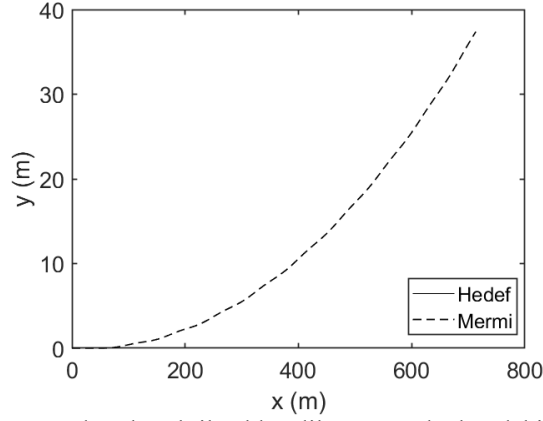
Mevcut çalışmada, atıcı hava platformu olarak seçilen sabit hızla (v_{p0}) ilerleyen silahlı insansız bir hava aracından önceden kararlaştırılan hareketsiz (sabit) bir yer hedefine karşı belirli bir irtifada (z_{p0}) serbest bırakılan güdümlü bir havan mermisi ele alınmıştır. Güdümlü merminin toplam boyu L_M ve hareketsiz yer hedefinin merminin hava aracından bırakıldığı andaki boylamasına uzaklığı x_{TF} sembolleri ile gösterilmek üzere, Tablo 1'de verilen parametre sayısal değerleri göz önüne alınarak bilgisayar benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Tablo 1'de yer alan v_{M0} ve z_{M0} da merminin hava platformundan bırakıldığı andaki sırasıyla doğrusal hızı ve yerden yüksekliğini ifade etmektedir. Sabit güdüm kiti kanatçık açısı, otopilot anahtarlama süresi ve yan rüzgâr parametrelerinin olası farklı değerleri için oluşturulan sekiz farklı eşleşme durumu için icra edilen benzetimlerin sonunda elde edilen hedeften nihai sapma ve mermi uçuş süresi büyüklükleri, bahsedilen durumlarla birlikte Tablo 2'de sunulmaktadır. Burada amaç, başlangıçta hedef değer olarak belirlenen azami 55 m'lik hedeften nihai sapma değerinin aşılmasını sağlayacak sabit güdüm kanatçığı açısı ve otopilot anahtarlama süresini haiz koşulların belirlenebilmesidir. Seçilen örnek durum için, bilgisayar benzetimleri ile elde edilen yatay ve düşey eşleşme geometrileri (güdümlü mermi yörüngeleri) ile mermi mutlak hızı ve otopilot çalışma sırasını gösteren grafikler Şekil 8 ile Şekil 13 arasında verilmektedir.

Tablo 1. Bilgisayar benzetimlerinde kullanılan sayısal değerler

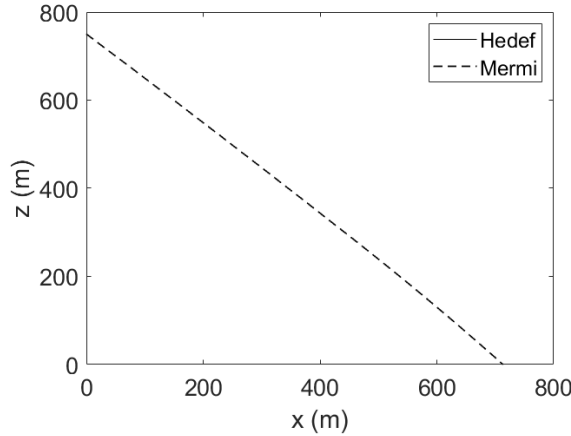
Parametre	Sayısal Değer	Parametre	Sayısal Değer
d_M	50 mm	V_{M0}	0,8·Mach (=272 m/s)
L_M	500 mm	Z_{M0}	750 m
m	15 kg	X_{MF}	750 m
I_a	0,018 kg·m ²	ω_c (= $\omega_{cy}=\omega_{cp}$)	10 Hz
I_t	5,005 kg·m ²	ζ (= $\zeta_y=\zeta_p$)	0,707

Tablo 2. Bilgisayar benzetimleri sonuçları

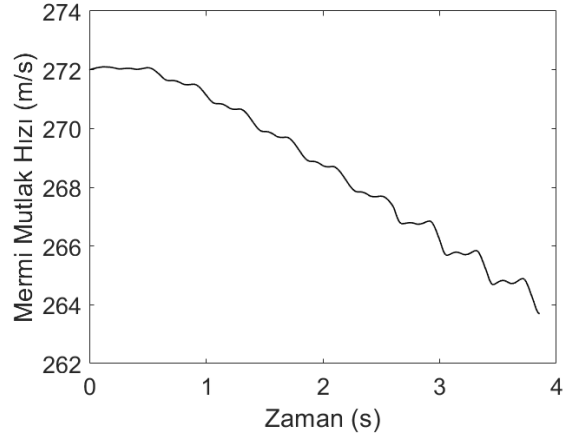
Durum No.	Yan Rzgr Hızı (m/s)	Kanatçık Açısı (°)	Otopilot Anahtarlama Sresi (s)	Hedeften Nihai Sapma (m)			Mermi Uçuş Sresi (s)		
				OS	GT	DHT	OS	GT	DHT
1	0	1	0,2	52,414	47,054	9,912	3,857	4,249	4,145
2			0,5	42,040	52,599	10,847	3,837	4,262	4,119
3		5	0,2	242,785	118,930	64,539	4,980	4,085	4,231
4			0,5	200,263	46,836	76,918	4,953	4,294	4,297
5	5	1	0,2	64,050	38,629	30,691	3,893	4,194	4,348
6			0,5	59,623	37,899	19,895	3,841	4,147	4,172
7		5	0,2	267,279	65,346	56,967	5,264	4,491	4,498
8			0,5	204,036	104,962	119,684	4,925	4,869	4,150



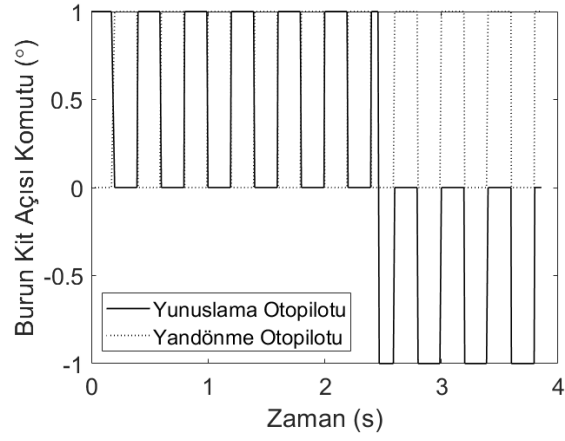
Şekil 8. Durum 1 OS güdüm kuralı ile elde edilen yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi.



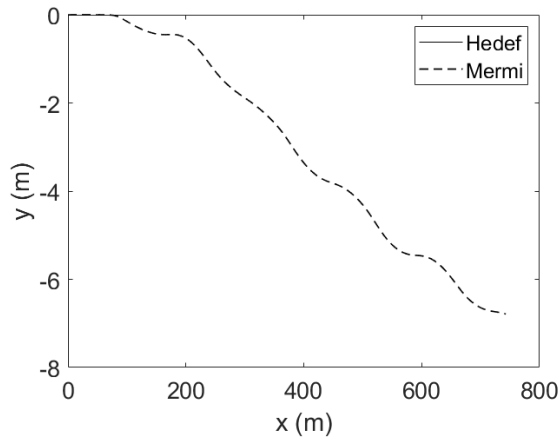
Şekil 9. Durum 1 OS güdüm kuralı ile elde edilen düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi.



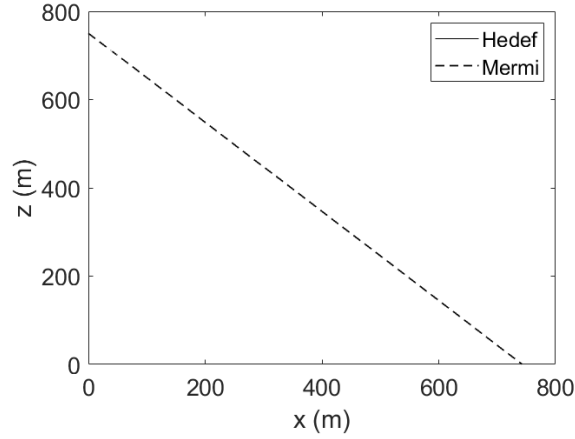
Şekil 10. Durum 1 OS güdüm kuralı ile elde edilen mermi mutlak hızının zamanla değişimi.



Şekil 11. Durum 1 OS güdüm kuralı ile elde edilen mermi yunuslama ve yandönme otopilotlarının çalışma sırası.



Şekil 12. Durum 1 DHT güdüm kuralı ile elde edilen yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi.



Şekil 13. Durum 1 DHT güdüm kuralı ile elde edilen düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi.

8. Tartışma ve Sonuç

Ele alınan sekiz farklı atış durumu için gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda Tablo 2'deki gibi elde edilen veriler incelendiğinde, yan rüzgâr ve kanatçık açısı değerlerindeki artışın ele alınan güdüm kurallarının tamamı için hem hedeften sapma hem de mermi uçuş süresini artırdığı, bunun yanında otopilot anahtarlama sresindeki artış veya azalışa bağlı genel bir eğiliminin ortaya çıkmadığı gözlenmektedir. Genel olarak, DHT kuralı ile ulaşılan hedeften nihai sapma miktarlarının OS ve GT kurallarına nazaran daha az olduğu, mermi uçuş süreleri bakımından da güdüm kuralları arasında belirgin bir üstünlük bulunmadığı görülmektedir. Hedeften sapma miktarı kıstası bakımından, GT güdüm kuralının, daha popüler bir yöntem olan OS kuralından daha düşük sonuçlara sebebiyet vermesi de çalışmanın ilgi çekici sonuçlarından biridir. Belirtilen hususlar doğrultusunda, ele alınacak mermi-hedef eşleşme koşullarına bağlı olarak uygun olan güdüm kuralıyla birlikte kanatçık açısı ve otopilot anahtarlama süresi parametrelerinin seçilmesinin doğru olacağı değerlendirilmektedir.

Kaynaklar

- [1] zkan B. Hava platformlarından atılan havan mermilerinin güdüm ve denetimi. 20. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu; 2021; Dicle Üniversitesi, Diyarbakır, Türkiye.
- [2] zkan B. Dn kararlı mermilerin dinamik modellemesi. 19. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu; 2019, İskenderun Teknik Üniversitesi, Hatay, Türkiye.
- [3] Fresconi F, Cooper G, Celmins I, DeSpirito J, Costello M. Flight mechanics of a novel guided spin-stabilized projectile concept. Proc. Inst. Mech. Eng., Part G: J. Aerosp. Eng. 2011; 226: 327-340.
- [4] Ilg MD. Guidance, navigation, and control for munitions. Doktora Tezi, Drexel Üniversitesi, ABD, 2008.
- [5] <http://pena-abad.blogspot.com/2010/04/air-dropped-mortar-successfully.html>, Erişim: 21 Mayıs 2021.
- [6] <https://www.gd-ots.com/wp-content/uploads/2017/11/81mm-Air-Dropped-Guided-Mortar-ADM.pdf>, Erişim: 21 Mayıs 2021.
- [7] <https://twitter.com/RALee85/status/1112658613565308930/photo/1>, Erişim: 21 Mayıs 2021.
- [8] zkan B. Otopilot bant genişliğinin güdüm ve denetim sistemi başarımına etkisinin incelenmesi. TOK2019-Otomatik Kontrol Türk Milli Komitesi Ulusal Toplantısı; 2019; Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, Muğla, Türkiye.
- [9] zkan B, zgren MK, Mahmutyazıcıoğlu G. Havadan karaya kısa menzilli bir fzeye uygulanabilecek ivme ve açı esaslı güdüm kurallarının karşılaştırılması. TOK2008-Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı; 2008; İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye.
- [10] zkan B, zgren MK, Mahmutyazıcıoğlu G. 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 2017; 25: 3591-3606.
- [11] Özkan B. Dynamic modeling, guidance, and control of homing missiles. Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, 2005.