

# HAREKETLİ YER HEDEFLERİNE KARŞI KULLANILAN HAVADAN KARAYA KISA MENZİLLİ BİR FÜZENİN BAŞARIMININ FARKLI KANATÇIK AÇISI ARALIKLARI BAKIMINDAN DEĞERLENDİRİLMESİ

Bülent ÖZKAN

Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü 06570, ANKARA

bozkan37@gmail.com

Önceden belirlenen hedef noktalarını yüksek doğrulukta vurma yeteneğine sahip olan güdümlü mühimmatın başarımını belirleyen hususlardan biri de genellikle “kanatçık” olarak nitelendirilen aerodinamik denetim yüzeylerinin açısız çalışma aralıklarının genişliğidir. Mühimmat işletim yaklaşımına göre esas olarak aerodinamik ve uçuş mekaniği çalışmaları sonucunda belirlenen kanatçık hareket aralıkları, otopilot tarafından dikte edilen emirlerin fiziksel harekete çevrilmesi noktasında önem arz etmektedir. Bu çalışmada, hareketli yer hedeflerine karşı hava platformlarından fırlatılan lazer güdümlü kısa menzilli bir füzenin başarımını, farklı kanatçık açısız aralıkları üzerinden değerlendirilmektedir. Sonuçta, açısız aralığın genişlemesinin hedeften nihai sapma değerini azaltırken füzenin yanıl ivme gereksinimini artırıcı yönde etki yaptığı gözlenmiştir. Buna karşın, göz önüne alınan durumlar için, hedefle eşleşme süreleri bakımından kayda değer bir farklılığa neden olmadığı görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Havadan karaya füze, kısa menzilli füze, kanatçık açısız aralığı, güdümlü ve denetim, hareketli hedef

## EVALUATION OF THE PERFORMANCE OF AN AIR-TO-SURFACE SHORT-RANGE MISSILE USED AGAINST MOVING GROUND TARGETS IN THE SENSE OF DIFFERENT RANGES OF FIN DEFLECTION ANGLES

### ABSTRACT

One of the issues defining the performance of guided munition having the capability of hitting predefined target points at high accuracy levels is the width of the angular working ranges of aerodynamic control surfaces that are usually called “fins”. Rotational ranges of the fins determined as a result of the relevant studies conducted by the aerodynamics and flight mechanics disciplines as per munition operational concept gains importance in the sense of converting the commands generated by the autopilot into physical motion. In this study, the performance characteristics of a laser-guided short-range missile fired from certain aerial platforms against moving surface targets are evaluated for different values of the angular span of the fins. Consequently, it is observed that the enlargement of the angular movement range results in the decrement in the final miss distance from the target while it causes the lateral acceleration demand of the missile to grow. Besides, it is not seen that there occurs any remarkable distinction in terms of the engagement duration parameter with the target among the situations considered.

**Keywords:** Air-to-surface missile, short-range missile, fin angular range, guidance and control, moving target

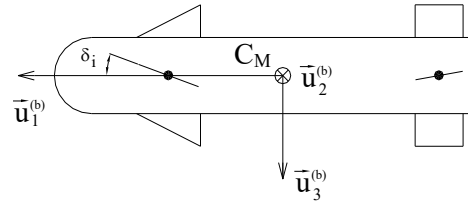
## 1. GİRİŞ

Teknolojik gelişmelere bağlı olarak değişen savunma yaklaşımları dahilinde önem kazanan unsurlardan biri de güdümlü mühimmattır. Hedef bölgesine azami zarar verilmesi stratejisinin yerini alan nokta hedef tahribatı anlayışı, önceden belirlenen hedef noktalarını yüksek doğrulukta imha eden güdümlü sistemleri öne çıkarmıştır. İlgili platformdan fırlatılmalarını müteakiben itkiye sahip olup olmamalarına göre sırasıyla füze ve akıllı mühimmat (akıllı bomba ve akıllı mermi) olarak sınıflandırılan güdümlü mühimmatın başarımını (performansını) belirleyen en önemli hususlardan biri öngörülen hedeften sapma miktarıdır. Platformdan fırlatılması esnasında hedef nişan hattından sapması, yan rüzgâr maruziyeti ve hedefin hareketli olması gibi bozucu etkiler bahsedilen sapma miktarını artırıcı yönde olumsuz katkıda bulunurken, uygulanan güdüm kuralı, güdümlü mühimmatın kapalı çevrimli denetim (kontrol) sistemi (otopilotu), kontrol tahrik sistemi (KTS'ler) ve algılayıcılardan oluşan alt sistem ve bileşenler belirtilen olumsuzluğu asgari düzeye indirecek şekilde işlev göstermektedir [1], [2], [3].

Mühimmat güdüm ve denetim şemasının en dışında yer alan güdüm sistemi tarafından üretilen komut sinyalleri otopilotlar tarafından mühimmat davranışına dönüştürülürken, ifade edilen davranışı fiziksel harekete çeviren son elemanlar, aynı zamanda "KTS uç işlemcisi" olarak da tabir edilen denetim yüzeyleridir. Çalışma ilkelerine göre aerodinamik denetim yüzeyleri, jet kanatçıkları ve tepki jeti denetim birimleri gibi farklı geometrilerde tasarlanan denetim yüzeyleri, üzerlerine tasarlanan KTS'ler vasıtasıyla mühimmat otopilotundan gelen -genellikle açısız konum- emirlerini gerçek dünyadaki fiziksel hareketlere dönüştürmektedir. Sıralanan yüzeyler arasında yer alan aerodinamik denetim yüzeyleri genellikle "kanatçık" olarak adlandırılmakta olup üzerinde konumlandırılacakları mühimmatın işletim (operasyon) koşullarına göre farklı açısız çalışma aralıklarına sahip olabilmektedirler. Kanatçık çalışma aralıkları, çoğunlukla ilgili başlangıç ve işletim koşulları altında gerçekleştirilen aerodinamik çözümler (analizler) ve uçuş mekaniği faaliyetleri sonucunda belirlenmektedir [3], [4], [5].

Bu çalışmada, hareketli yer hedeflerine karşı hava platformlarından fırlatılan kısa menzilli lazer arayıcı başlıklı bir havadan karaya füzenin başarımını, farklı kanatçık açısız aralıkları üzerinden değerlendirilmektedir. Ele alınan füzenin alt sistem ve bileşenleri için oluşturulan modellerin tümleştirilmesi ile elde edilen güdüm ve denetim şeması kullanılarak MATLAB® Simulink® ortamında gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda, yan rüzgâr etkisinin de hesaba katıldığı farklı füze-hedef eşleşme (angajman) senaryoları için elde edilen veriler incelenmiş ve füze ile ulaşılan hedeften nihai sapma, eşleşme süresi ve azami yanal ivme gereksinimi değerleri karşılaştırılmıştır. Çalışmada, yazarın da katkıda bulunduğu hava platformlarından sabit ve hareketli yer hedeflerine karşı fırlatılan ve sadece tek bir kanatçık açısız aralığının göz önüne alındığı füzelerle ilgili geçmiş tarihli makale ve bildirilerin kapsamından farklı olarak, ele alınan füzenin başarımını birden farklı kanatçık açısız aralığı seçeneği için incelenmektedir.

## 2. FÜZE DİNAMİK MODELİ



Şekil 1. Göz önüne alınan füze geometrisi

Çalışma kapsamında, şematik görüntüsü Şekil 1 ile verilen kısa menzilli havadan karaya füze geometrisi göz önüne alınmıştır. Füzenin denetimi burun kısmında bulunan kanatçıkları vasıtasıyla yapılmakta olup Şekil 1'deki  $\vec{u}_j^{(b)}$ ,  $\delta_i$  ve  $C_M$  sembolleri sırasıyla füze gövdesine yapışık olduğu varsayılan eksen takımının ( $F_b$ ) j. birim vektörü ( $j=1, 2$  ve  $3$ ), i. denetim kanatçığının açısız yerdeğiştirilmesi ( $i=1, 2, 3$  ve  $4$ ) ve füzenin kütle merkezini göstermektedir.

Ele alınan füzenin dinamik davranışı aşağıdaki eşitlikler yardımıyla tanımlanabilir [6]:

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

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

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

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

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

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

İlgili vektörlerin sırasıyla  $F_b$ 'nin boylamasına, yanlamasına ve düşey eksenleri üzerindeki bileşenlerini göstermek üzere, (1)'den (6)'ya kadar olan denklem takımında aşağıdaki tanımlamalar yapılmıştır:

m: Füze 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: Füzenin kütle merkezine etkiyen aerodinamik kuvvet bileşenleri

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

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

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

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

Yuvarlanma düzlemindeki açısal hareketinin yunuslama ve yandönme yönlerindeki hareketlerine başlamadan önce yuvarlanma otopilotu tarafından sıfırlandığı ( $p \approx 0$ ) kabulüyle, itki etkisinin sona ermesinden sonraki durum için füzenin yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki hareket denklemleri (2), (3), (5) ve (6) numaralı denklemler kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilebilir [6]:

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

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

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

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

(7)'den (10)'a kadar verilen denklemlerdeki Y, Z, M ve N'nin açık ifadeleri aşağıdaki gibidir [6]:

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

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

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

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

Yukarıdaki eşitliklerde  $q_\infty$ ,  $S_M$  ve  $d_M$  sırasıyla füze üzerine etkiyen dinamik basınç, füze kesit alanı ve füze çapını göstermektedir.  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $C_m$

ve  $C_n$  sembolleri ile ifade edilen aerodinamik katsayılar, hücum açısı ( $\alpha$ ), yana kayma açısı ( $\beta$ ), yükseliş dümeni açısı ( $\delta_e$ ), yandönme dümeni açısı ( $\delta_r$ ), q ve r parametrelerinin fonksiyonu olarak yazılabilir [6]:

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

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

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

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

Burada  $v_M$  füze doğrusal hız vektörünün genliğini göstermekte olup bilgisayar benzetimleri sırasında,  $C_{y_\beta}$ ,  $C_{y_\delta}$ ,  $C_{y_r}$ ,  $C_{z_\alpha}$ ,  $C_{z_\delta}$ ,  $C_{z_q}$ ,  $C_{m_\alpha}$ ,  $C_{m_\delta}$ ,  $C_{m_q}$ ,  $C_{n_\beta}$ ,  $C_{n_\delta}$  ve  $C_{n_r}$  ile gösterilen ve Mach sayısının ( $M_\infty$ ) fonksiyonu olarak ifade edilen kararlılık türevleri, uçuş parametrelerinin o anki değerlerine göre, oluşturulan aerodinamik veri tablolarından okunarak anlık olarak güncellenmektedir.

### 3. GÜDÜM KURALI

Çalışmada, güdüm uygulamalarında yaygın olarak kullanılan oransal seyrüsefer (OS, İng. proportional navigation) kuralı göz önüne alınmış olup bahsedilen yaklaşım,  $F_b$  eksen takımının yunuslama ve yandönme düzlemlerinde aşağıda verildiği gibi tanımlanmaktadır [7]:

$$a_p^c = -N_p v_M \dot{\lambda}_p \cos(\lambda_y - \eta_m) \quad (19)$$

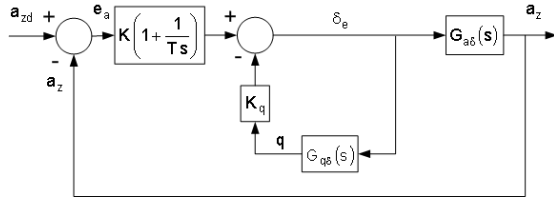
$$a_y^c = N_y v_M [\dot{\lambda}_y \cos(\gamma_m) - \dot{\lambda}_p \sin(\gamma_m) \sin(\lambda_y - \eta_m)] \quad (20)$$

Burada  $\gamma_m$  ve  $\eta_m$  sembolleri füze hız vektörünün sırasıyla yunuslama ve yandönme düzlemleriyle yaptığı açıları temsil etmektedir. Ayrıca, p ve y sırasıyla yunuslama ve yandönme düzlemlerini göstermek üzere,  $a_p^c$  ve  $a_y^c$  füze denetim sistemi (otopilot) referans ivme sinyallerini,  $N_p$  ve  $N_y$  etkin seyrüsefer oranını,  $\lambda_p$  ve  $\lambda_y$  de nişan hattının sabit eksen takımının yunuslama ve yandönme düzlemleri ile yaptığı açıları göstermektedir.

### 4. FÜZE OTOPİLOTU

Uygulanan güdüm kuralı tarafından oluşturulan doğrusal ivme komut sinyalini gerçekleyecek şekilde tasarlanan kapalı

çevrimli füze denetim sistemi (füze otopilotu), esas olarak denetleyici, KTS, dönüölçerler, ivmeölçerler ve planttan (füze) oluşmakta olup yunuslama ve yandönme düzlemlerinde birbirinden bağımsız olarak çalışacak şekilde tasarlanmıştır. Yunuslama düzlemi için tasarlanan otopilot Şekil 2 ile gösterildiği gibidir. Burada,  $a_{zd}$  ve  $a_z$  sembolleri ile füzenin doğrusal ivme vektörünün yunuslama düzlemindeki sırasıyla istenen ve gerçekleşen bileşeni,  $e_a$  ile  $a_{zd}$  ve  $a_z$  arasındaki fark (hata),  $K$  ve  $T$  ile denetleyicinin (kontrolcünün) sırasıyla oransal kazancı ve tümlevsel zaman sabiti ve  $\delta_e$  ile de dümen açısı gösterilmekte olup  $G_{a\delta}(s)$  ve  $G_{q\delta}(s)$  ifadeleri sırasıyla  $\delta_e$  ile  $a_z$  ve  $\delta_e$  ile  $q$  arasındaki transfer fonksiyonlarını temsil etmektedir. Yandönme düzleminde de yunuslama otopilotu ile aynı yapıdaki bir denetim sistemi kullanılmıştır [7].



Şekil 2. Yunuslama düzlemi ivme otopilotu [4]

Yunuslama/yandönme hızı geribeslemesiyle oransal ve tümlevsel (İng. proportional plus integral, PI) denetim kuralına göre düzeltme yapacak şekilde oluşturulan otopilot şemasında, otopilot kazançları (yunuslama otopilotu için  $K_p$ ,  $T_p$  ve  $K_q$ , yandönme otopilotu için de  $K_y$ ,  $T_y$  ve  $K_r$ )  $M_\infty$ , yunuslama/yandönme hızı ve  $q_\infty$  değerine bağlı olarak füzenin hareketi boyunca sürekli olarak güncellenmekte; böylelikle değişen uçuş koşullarına karşın otopilotların sürekli kararlı kalması sağlanmaya çalışılmaktadır [7].

Otopilot katsayılarının bulunabilmesi amacıyla, doğrusallaştırılmış füze dinamiğinin kullanıldığı kapalı çevrim otopilot transfer fonksiyonu yunuslama ve yandönme düzlemleri için aşağıdaki gibi çıkarılmıştır [7]:

$$\frac{a_z(s)}{a_{zd}(s)} = \frac{(T_p s + 1)(n_{p2} s^2 + n_{p1} s + 1)}{a_{p3} s^3 + a_{p2} s^2 + a_{p1} s + 1} \quad (21)$$

$$\frac{a_y(s)}{a_{yd}(s)} = \frac{(T_y s + 1)(n_{y2} s^2 + n_{y1} s + 1)}{a_{y3} s^3 + a_{y2} s^2 + a_{y1} s + 1} \quad (22)$$

Yukarıdaki denklemlerde  $a_{yd}$  ve  $a_y$  ile füzenin doğrusal ivme vektörünün yandönme

düzlemindeki sırasıyla istenen ve gerçekleşen bileşeni ifade edilmekte olup sırasıyla yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki zaman sabitlerine karşılık gelen  $T_p$  ve  $T_y$  sembolleri ile transfer fonksiyonlarının pay ve payda polinomlarının katsayıları olan  $n_{p1}$ ,  $n_{p2}$ ,  $a_{p1}$ ,  $a_{p2}$ ,  $a_{p3}$ ,  $n_{y1}$ ,  $n_{y2}$ ,  $a_{y1}$ ,  $a_{y2}$  ve  $a_{y3}$  parametreleri; otopilot katsayıları, füze çapı, füze kütlesi, füze eylemsizlik momenti ve hız bileşenleri ile dinamik basınç ve aerodinamik katsayıların fonksiyonu olarak elde edilmiştir.

Otopilotları kararlı kılabacak  $K_p$  ( $K_y$ ),  $T_p$  ( $T_y$ ) ve  $K_q$  ( $K_r$ ) katsayıları, yunuslama ve yandönme otopilotları için atanan bant genişliği  $\omega_c$  sembolü ile gösterilmek üzere, 0,707 değerindeki boyutsuz sönüm oranı değeri için, (21) ve (22) numaralı denklemlerde verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik polinomunun (payda polinomunun), (23) numaralı denklemdeki gibi üçüncü dereceden Butterworth polinomuna  $[B(s)]$  eşitlenmesi ile elde edilebilir [4].

$$B(s) = (1/\omega_c^3)s^3 + (2/\omega_c^2)s^2 + (2/\omega_c)s + 1 \quad (23)$$

## 5. HEDEF KİNEMATİĞİ

Hedefin doğrusal ivme vektörünün sabit eksen takımı üzerindeki normal ve teğetsel bileşenleri ( $a_T^n$  ve  $a_T^t$ ) ile doğrusal hız ve uçuş yörüngesi açısının başlangıç değerleri ( $v_{T0}$  ve  $\eta_{t0}$ ) belirlendiğinde, hedef doğrusal hızı ( $v_T$ ) ve  $\eta_t$  zamana bağlı olarak aşağıdaki gibi bulunur:

$$v_T(t) = v_{T0} + \int_{t_0}^t a_T^t(s) ds \quad (24)$$

$$\eta_t(t) = \eta_{t0} + \int_{t_0}^t \frac{a_T^n(s)}{v_T(s)} ds \quad (25)$$

Zaman değişkeninin “t” harfi ve eşleşmenin başlangıç anının da  $t_0$  ile gösterildiği yukarıdaki denklemlere zamana göre tümlev (integral) işlemi uygulandığında belirlenen yatay düzlemdeki başlangıç konumu ( $x_{T0}$  ve  $y_{T0}$ ) değerleri için hedef konumunun zamana göre değişimini veren eşitlikler aşağıdaki gibi elde edilir:

$$x_T(t) = x_{T0} + \int_{t_0}^t v_T(s) \cos(\eta_t(s)) ds \quad (26)$$

$$y_T(t) = y_{T0} + \int_{t_0}^t v_T(s) \sin(\eta_t(s)) ds \quad (27)$$

Yukarıdaki denklemlerde görülen “s” parametresi Laplace dönüşümü değişkenidir.

Burada, göz önüne alınan hedefin bir yer hedefi olmasından hareketle problemi basitleştirmek amacıyla hedefin yerden yüksekliği sabit olarak alınmıştır [ $z_T(t) = z_{T0}$ ].

## 6. FÜZE-HEDEF EŞLEŞMESİ MODELİ

Füze ve hedef arasındaki uzaklığı temsil eden hayali görüş çizgisi (nişan hattı) mesafesi ( $r_{T/M}$ ) ile  $r_{T/M}$ 'nin yunuslama ve yandönme düzlemlerinde yatayla yaptığı ve nişan hattı açısı olarak tanımlanan açılar ( $\lambda_p$  ve  $\lambda_y$ ) için,  $r_{T/M}$ 'nin boylamasına, yanal ve düşey bileşenleri sırasıyla  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  ve  $\Delta z$  ile gösterilmek üzere, aşağıdaki eşitlikler yazılabilir:

$$r_{T/M} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \quad (28)$$

$$\lambda_p = \arctan[-\Delta z \cos(\lambda_y) / \Delta x] \quad (29)$$

$$\lambda_y = \arctan(\Delta y / \Delta x) \quad (30)$$

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

$$d_{miss} = \sqrt{\Delta x^2(t_F) + \Delta y^2(t_F)} \quad (31)$$

## 7. BİLGİSAYAR BENZETİMLERİ

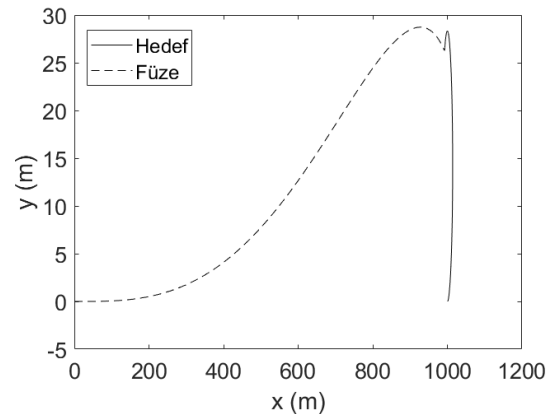
Hareketli bir hava platformu üzerinden,  $0,5g$  ( $g=9,81 \text{ m/s}^2$ ) büyüklüğündeki yanal ivme ve  $30 \text{ m/s}$  değerindeki doğrusal hızla yeryüzünde hareket eden bir hedefe karşı fırlatılan lazer arayıcı başlıklı bir füzenin esas alındığı bilgisayar benzetimlerinde, füze denetim kanatçıklarının açısal aralıkları için  $\pm 10$ ,  $\pm 20$  ve  $\pm 25^\circ$  değerleri göz önüne alınmış olup yan rüzgârın etkisi de ayrıca incelenmiştir. Bahsedilen eşleşmelerde Tablo 10 üzerinde sunulan parametre sayısal değerleri esas alınmaktadır. ODE 45 diferansiyel denklem çözücüsü kullanılarak uyarlamalı otopilot kazançları ile MATLAB® Simulink® ortamında gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda, eşleşme sonrasında füzenin hedeften sapma miktarı (nihai sapma), füze arayıcı başlığının hedefi yakalamasıyla başlayan eşleşme süresi ve azami bileşke (yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki bileşenlerinin bileşkesi) yanal ivme gereksinimi değerleri göz önüne alınarak

oluşturulan altı farklı eşleşme durumu Tablo 11 ile verildiği gibi karşılaştırılmıştır.

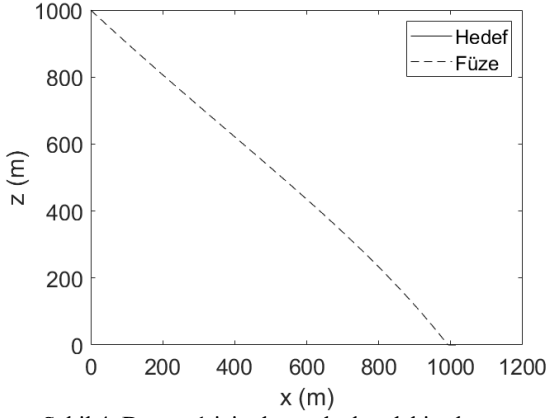
Bilgisayar benzetimlerinde güdüm döngüsünün çalışma sıklığı  $1 \text{ Hz}$  alınmış olup yuvarlanma otopilotunun sabit bant genişliği de  $20 \text{ Hz}$  olarak seçilmiştir. Aerodinamik katsayılar da ele alınan füze geometrisi göz önünde bulundurularak,  $M_\infty$  için  $0,3$  ila  $2,7$ ,  $\delta_e$  ve  $\delta_r$  için  $-10$  ila  $10^\circ$ ,  $\alpha$  ve  $\beta$  için de  $-17$  ila  $19^\circ$  aralıkları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Eşleşme senaryoları, füzeyle hedef arasındaki düşey mesafe  $0,5 \text{ m}$  değerinin altına düştüğünde otomatik olarak sonlandırılmıştır.

Ayrıca, Tablo 10 üzerinde görülen  $L_M$ ,  $v_{M0}$  ve  $z_{M0}$  parametreleri sırasıyla füzenin boyu, eşleşme başlangıcındaki doğrusal hızı ve eşleşme başlangıcında yerden yüksekliğine (irtifasına) karşılık gelmekte olup  $x_{TF}$  ile hareketli yer hedefinin eşleşme başlangıcındaki boylamasına konumu tanımlanmaktadır.

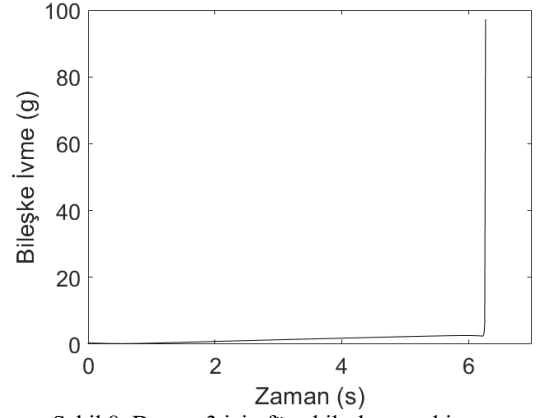
Oluşturulan senaryolardan 1, 3 ve 6 numaralı durumlar için yatay ve düşey düzlemlerde ortaya çıkan eşleşme geometrileri ile bileşke yanal ivmenin zamana göre değişimleri Şekil 3 ile Şekil 11 arasındaki grafiklerde sunulmaktadır (Şekil 8 ve Şekil 11 ile verilen yanal ivme grafiklerinin sonunda gözükten ani yükseliş, füzenin hedefe çarpma anına karşılık gelmekte olup gerçek ivme değerlerini yansıtmamaktadır.).



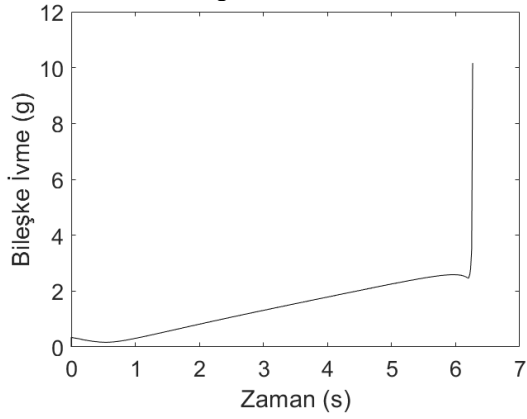
Şekil 3. Durum 1 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi



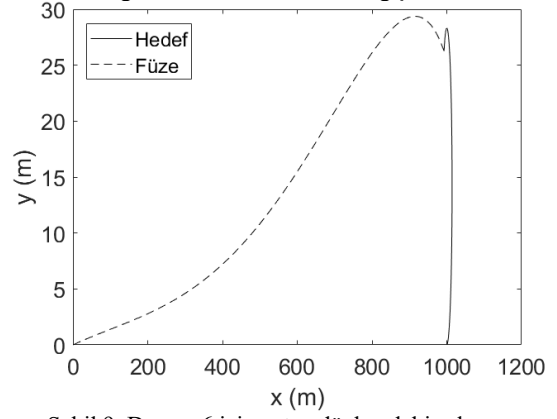
Şekil 4. Durum 1 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi



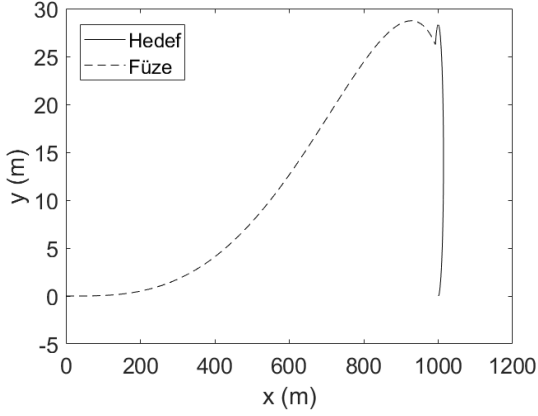
Şekil 8. Durum 3 için füze bileşke yanal ivme gereksiniminin zamanla değişimi



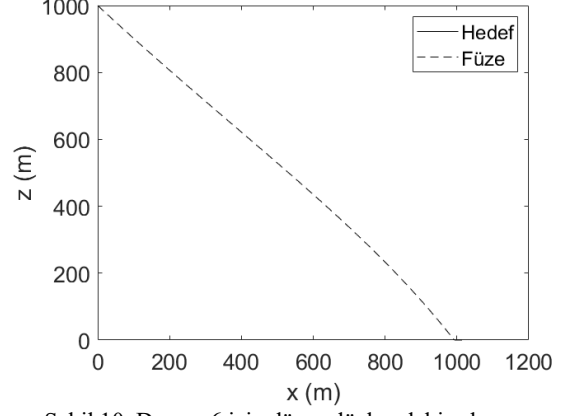
Şekil 5. Durum 1 için füze bileşke yanal ivme gereksiniminin zamanla değişimi



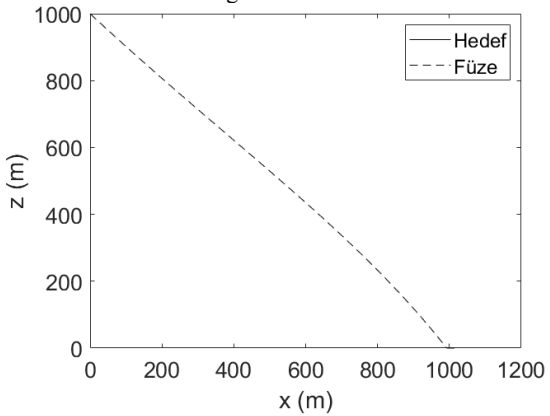
Şekil 9. Durum 6 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi



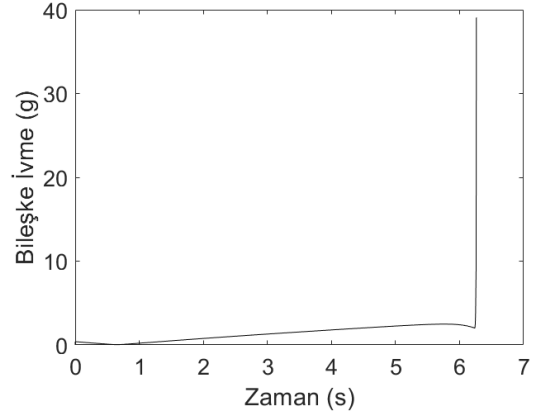
Şekil 6. Durum 3 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi



Şekil 10. Durum 6 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi



Şekil 7. Durum 3 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi



Şekil 11. Durum 6 için füze bileşke yanal ivme gereksiniminin zamanla değişimi

## 8. TARTIŞMA VE SONUÇ

Gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda elde edilen ve Tablo 11 üzerinde sunulan veriler incelendiğinde, kanatçık açısı aralığı genişletildiğinde hedeften nihai sapma miktarının azaldığı, buna karşın füzenin azami yanal ivme gereksiniminin arttığı görülmektedir. Sayısal değerler hedefle eşleşme süresi esas alınarak değerlendirildiğinde ise kanatçık açısı aralığına bağlı kayda değer bir farklılığın ortaya çıkmadığı gözlenmektedir. Füzenin yan rüzgâra maruz kalması durumunda, ilgili karşılaştırma kıstasları için elde edilen sonuçların yan rüzgârsız koşullardaki eşdeğer eşleşme konfigürasyonlarına nazaran bazı hallerde düşük bazı hallerde ise yüksek olarak gerçekleştiği anlaşılmaktadır. Yan rüzgârlı durumda, füze ile hedef eşleşme sürelerinde neredeyse değişim gözlenmemiştir. Yapılan yukarıdaki değerlendirmeler doğrultusunda, kanatçık açısı aralığındaki artışın, hareketli yer hedeflerine karşı kullanılan havadan karaya kısa menzilli füzelerinin başarımını artırıcı yönde etkide bulunacağı söylenebilir.

## 9. KAYNAKLAR

[1] Blakelock, J. H. (1965). *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons Inc., ABD.

[2] Ogata, K. (1990). *Modern Control Engineering*, Prentice-Hall International Inc., ABD.

[3] Zarchan, P. (1994). *Tactical and Strategic Missile Guidance*, Second Edition, Progress in Astronautics and Aeronautics, ABD.

[4] Özkan, B. (2005). *Dynamic Modeling, Guidance and Control of Homing Missiles*, Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Türkiye.

[5] Özkan, B. (2024). Savunma Sanayii Uygulamalarında Göz Önüne Alınan Başlıca İtke Vektörü Denetimi Yöntemlerinin İncelenmesi, *Savunma Bilimleri Dergisi*, 20(1), 151-166.

DOI: 10.17134/khosbd.1183778

[6] Özkan, B., Özgören, M. K. ve Mahmutyazıcıoğlu, G. (2008). Havadan Karaya Kısa Menzilli Bir Füze Uygulanabilecek İvme ve Açısı Esaslı Güzüm Kurallarının Karşılaştırılması, *TOK2008-Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, Türkiye.

[7] Özkan, B., Özgören, M. K. ve Mahmutyazıcıoğlu, G. (2017). 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*, 25, 3591-3606.

DOI: 10.3906/elk-1601-230

Tablo 10. Bilgisayar benzetimlerinde kullanılan sayısal değerler

Parametre	Sayısal Değer	Parametre	Sayısal Değer
$d_M$	70 mm	$v_{M0}$	$0,8 \cdot M_\infty$ ( $=272$ m/s)
$L_M$	2000 mm	$Z_{M0}$	1000 m
$m$	17,55 kg	$x_{TF}$	1000 m
$I_a$	$0,0214$ kg·m <sup>2</sup>	$\omega_c$	5 Hz
$I_t$	$5,855$ kg·m <sup>2</sup>		

Tablo 11. Bilgisayar benzetimleri sonuçları

Durum No.	Yan Rüzgâr (m/s)	Kanatçık Açısı Aralığı (°)	Hedeften Nihai Sapma (m)	Eşleşme Süresi (s)	Azami Yanal İvme Gereksinimi (g)
1	0	$\pm 10$	1,169	6,265	10,162
2		$\pm 20$	1,160	6,264	32,848
3		$\pm 25$	0,279	6,270	97,245
4	3	$\pm 10$	0,707	6,262	25,364
5		$\pm 20$	0,737	6,262	18,414
6		$\pm 25$	0,636	6,263	39,073