

Kayarak ve Yatarak Dönmeli Kısa Menzilli Havadan Karaya Füzelerin Başarım Özelliklerinin Karşılaştırılması

Performance Comparison of the Skid-to-Turn and Bank-to-Turn Short-Range Air-to-Surface Missiles

Bülent Özkan

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

Özetçe

Modern savunma yaklaşımlarında önemli bir yere sahip olan füzelerin başarımını belirleyen önemli unsurlardan biri de tercih edilen denetim yöntemidir. Konuyla ilgili çalışmalar incelendiğinde, füzelerin denetiminde kayarak ve yatarak dönme olarak adlandırılan iki farklı şemadan birinin uygulandığı görülmektedir. Füzenin yuvarlanma, yunuslama ve yandönme düzlemleri için tasarlanan denetim sistemlerinin (otopilotların) birbirinden bağımsız olarak görev yaptığı kayarak dönme yaklaşımından farklı olarak, yatarak dönme tekniğinde; bağımsız olarak çalışan yunuslama otopilotunun yanında yuvarlanma ve yandönme otopilotları birlikte denetim yapmaktadır. Bu çalışmada, kayarak ve yatarak dönme yöntemleri kısa menzilli havadan karaya fırlatılan bir füze modeli üzerinde karşılaştırılmaktadır. Gerçekleştirilen bilgisayar benzetimlerinden elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde, hedeften nihai sapma miktarı ve azami yanal ivme gereksinimi kıstasları bakımından daha üstün gözükken yatarak dönmeli füzenin neden olacağı uçuş süresinin, kayarak dönmeli alternatifinden daha uzun şekilde elde edileceği anlaşılmaktadır.

Abstract

One of the elements which defines the performance characteristics of missiles that have a very significant place in modern defense approaches is the chosen control method. Looking into the studies conducted upon this subject, it is seen that one of the two different schemes called skid-to-turn and bank-to-turn is applied in the control of missiles. Unlike the skid-to-turn approach in which the control systems, or autopilots, designed for the roll, pitch, and yaw planes of the missile operate independently from each other, the roll and yaw autopilots work together apart from an independent pitch autopilot in the bank-to-turn technique. In this study, the skid-to-turn and bank-to-turn methods are compared on a short-range air-to-surface missile model. Evaluating the results acquired from the performed computer simulations, it is deduced that the flight duration led by the bank-to-turn missile which is seen superior in the sense of the amount of the final miss distance and maximum lateral acceleration criteria becomes longer than its skid-to-turn alternative.

1. Giriş

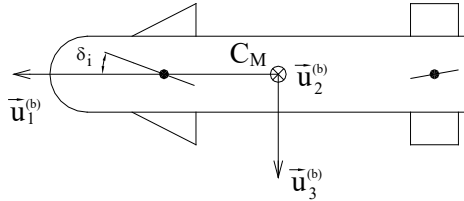
Önceden belirlenen kritik hedef noktalarını imha etmek amacıyla kullanılan güdümlü mühimmat arasında öne çıkan füzelerin başarımını belirleyen önemli hususlardan biri de tasarlanan denetim (kontrol) sistemidir. Göz önünde bulundurulmuş uygulamanın türüne göre farklı denetim şemaları önerilmekte olup belirtilen yaklaşımlar belirli kıstaslara göre birbiriyle karşılaştırılmaktadır. Füze güdüm ve denetimi üzerine yapılan çalışmalar incelendiğinde; hedeften nihai sapma miktarı, mühimmat uçuş süresi ve azami yanal ivme gereksinimi büyüklüklerinin, ifade edilen kıstaslar arasında en fazla ele alınanlar olduğu görülmektedir. Bahis konusu hususlara göre yapılan değerlendirmelerde, füzenin başlangıçta hedeften sapma açısı, hedefin hareketi ve füze gövdesine etkileyen yan rüzgâr gibi bozucu unsurlar da hesaba katılmaktadır [1], [2], [3], [4].

Ele alınan bozucu etkiler ve seçilen karşılaştırma kıstasları doğrultusunda yapılan analiz ve testlerde ilgili füzenin istenen gereksinimleri karşılama düzeyini belirleyen önemli unsurlardan olan ve uçan platformlarda "otopilot" olarak adlandırılan füze denetim sistemleri, temelde iki farklı formasyondan birinde çalıştırılmaktadır. Füzenin gerçekleştirmesi beklenen manevra seviyesine göre bu iki teknikten biri tercih edilmekte olup her iki yöntemin birbirine nazaran belirli üstünlük ve zayıflıkları bulunmaktadır. Füze gövdesine yapışık olduğu varsayılan eksen takımına göre tanımlanan yuvarlanma, yunuslama ve yandönme hareket düzlemleri için tasarlanan otopilotların birbirinden bağımsız olarak görev yaptığı konfigürasyonlar "kayarak dönmeli (İng. skid-to-turn)" füze olarak adlandırılırken, otopilotlar arasında bağlantının bulunduğu sistemlere "yatarak dönmeli (İng. bank-to-turn)" füzeler denilmektedir [5], [6]. Bahsedilen ilişki yatarak dönmeli füzenin yuvarlanma ve yandönme otopilotu arasında kurulmakta, yunuslama otopilotu ise kayarak dönmeli durumdaki gibi bağımsız olarak çalışmaya devam etmektedir. Böylelikle yatarak dönmeli füzelerin yandönme düzlemindeki yer değiştirmesi yuvarlanma hareketi sayesinde gerçekleşmektedir [5], [7], [8]. Ele alınan mühimmatın yuvarlanma ve yandönme düzlemlerindeki dinamik davranışını birleştirerek doğrusal olmayan bir yapı oluşturan yatarak dönmeli otopilot kurgusu daha çok hava solumalı roket motoruna sahip orta menzilli füzelerde uygulanmakla birlikte farklı itki sistemlerine sahip kısa ve orta menzilli füzelerde de bu yaklaşıma rastlanmaktadır [6], [9].

Genel olarak, füze otopilotlarında çoğunlukla ortalama işletim koşullarına karşılık gelen sabit değerler göz önüne alınarak, denetleyici kazançlarının değişen koşullara göre güncellendiği uyarlamalı şemalara da rastlanmaktadır. Uyarlamalı algoritmalar, uçuş hızı, doğrusal konum bileşenleri ve kinematik değişkenlerin kısa süre içerisinde büyük değişim gösterdiği füzelerin kararlılığını koruyabilmesi açısından önem arz etmektedir [1], [4], [5], [7].

Bu çalışmada, kayarak ve yatarak dönmeli otopilot şemaları, belirlenen bir hava platformundan yerdeki hareketsiz (sabit) bir hedefe doğru fırlatıldığı varsayılan kısa menzilli bir füze modeli üzerinde karşılaştırılmaktadır. Füze-hedef eşleşmesinin oransal seyrişer (OS) güdüm kuralına göre öngörüldüğü senaryolarda, ele alınan iki farklı füze konfigürasyonu için matematiksel model ve ilgili denetim şemaları oluşturulmuş, akabinde gerçekçi sayısal değerler kullanılarak bilgisayar benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın sonunda, benzetimlerden elde edilen veriler üzerinden genel bir değerlendirme yapılmaktadır.

2. Füze Dinamik Modeli



Şekil 1: Göz önüne alınan füze geometrisi.

Çalışma kapsamında, şematik görüntüsü Şekil 1'de verilen kısa menzilli havadan karaya füze geometrisi göz önüne alınmıştır. Füzenin denetimi burun kısmında bulunan kanatçıkları vasıtasıyla yapılmakta olup Şekil 1'deki $\vec{u}_j^{(b)}$, δ_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 açılma yerdeğiştirilmesi ($i=1, 2, 3$ ve 4) ve füzenin kütle merkezini göstermektedir [1].

Ele alınan füzenin dinamik davranışı aşağıdaki eşitlikler yardımıyla tanımlanabilir [1], [10]:

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

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

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

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

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

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

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

m : Füze kütlesi

I_a ve I_t : Eksenel ve yanal eylemsizlik momenti bileşenleri

p , q ve r : Yuvarlanma, yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki açılma 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 açılma 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 eşitlikler kullanılarak aşağıdaki gibi elde edilebilir [1], [10]:

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

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

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

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

(7)'den (10)'a kadar verilen denklemlerdeki aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri olan Y , Z , M ve N 'nin açık ifadeleri aşağıdaki gibidir [1], [10]:

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

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

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

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

Yukarıdaki eşitliklerde q_∞ , S_M ve d_M sırasıyla 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 (α), yana kayma açısı (β), yükseliş dümeni açısı (δ_e), yandönme dümeni açısı (δ_r), q ve r parametrelerinin fonksiyonu olarak yazılabilir [1], [10]:

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

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

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

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

Burada v_M füze doğrusal hız vektörünün genliğini göstermekte olup bilgisayar benzetimleri sırasında, $C_{y\beta}$, $C_{y\delta_r}$, $C_{y\delta_e}$, $C_{z\alpha}$, $C_{z\delta_e}$, $C_{z\delta_r}$, $C_{m\alpha}$, $C_{m\delta_e}$, $C_{m\delta_r}$, $C_{n\beta}$, $C_{n\delta_r}$ ve $C_{n\delta_e}$ ile gösterilen ve Mach sayısının (M_∞) fonksiyonu olarak ifade edilen kararlılık türevleri, uçuş parametrelerinin o anki değerlerine göre, oluşturulan aerodinamik veri tablolarından okunarak anlık olarak güncellenmektedir [1].

3. GÜDÜM KURALI

Çalışmada göz önüne alınan OS güdüm kuralı, F_b eksen takımının yunuslama ve yandönme düzlemlerinde aşağıdaki gibi tanımlanmaktadır [1], [11]:

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

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

Burada γ_m ve η_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 seyrişer oranını, λ_p ve λ_y de nişan hattının sabit eksen takımının yunuslama ve yandönme düzlemleri ile yaptığı açıları göstermektedir [1].

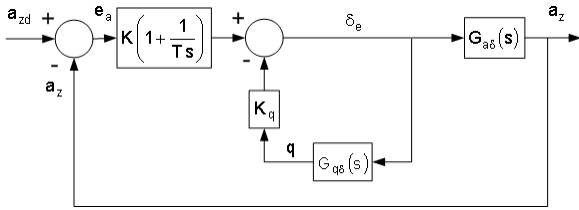
4. FÜZE OTOPİLOTU

Ele alınan iki farklı işletim yaklaşımından yatarak dönmede yuvarlanma, yunuslama ve yandönme otopilotlarının tamamı birbirinden bağımsız olarak çalışırken, β değerini sıfırlayarak yandönme düzlemindeki hareketi sağlamaya çalışan yatarak dönme yaklaşımında, yunuslama otopilotu bağımsız şekilde görev yapmakta, buna mukabil yuvarlanma ve yandönme otopilotları birlikte çalışmaktadır. Buna göre, yatarak dönme tekniğinde yuvarlanma ve yandönme otopilotları, β ile füze ile hedef arasında tanımlanan hayali görüş çizgisinin (nişan hattının) yandönme düzlemindeki yönelim açısının (λ_y) çakıştırılması yoluyla birbirleriyle ilişkilendirilmektedir. Söz konusu bağlantının fiziksel olarak gerçekleşmesi, yuvarlanma otopilotu referans girdisi olan istenen yuvarlanma açısının (ϕ_d) aşağıdaki şekilde oluşturulması ile sağlanabilir [6]:

$$\phi_d = K_b (\lambda_y - \beta) \quad (21)$$

Burada K_b , yatarak dönme kazancına karşılık gelmektedir.

Kayarak dönme prensibine göre çalışan yuvarlanma otopilotlarında ise, yunuslama ve yandönme düzlemlerini birbirinden ayırabilmek (yalıtılabilmek) amacıyla, referans girdi olarak yuvarlanma açısının değeri sıfır olarak ele alınmaktadır [5].



Şekil 2: Yunuslama Düzlemi İvme Otopilotu [5].

Uygulanan güdüm kuralı tarafından oluşturulan doğrusal ivme komut sinyalini gerçekleyecek şekilde tasarlanan füze otopilotları, esas olarak denetleyici, kanat tahrik sistemi, dönüölçerler, ivmeölçerler ve planttan (füze) oluşmaktadır. Kayarak ve yatarak dönmeli füze modellerinin her ikisinde de aynı şekilde uygulanmak üzere yunuslama düzlemi için tasarlanan ve yunuslama açısı hız geribeslemesiyle oransal ve tümlevsel (İng. proportional plus integral, PI) denetim

kuralına göre çalışan doğrusal ivme otopilotu Şekil 2'deki 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 δ_e ile de dümen açısı gösterilmekte olup, $G_{a\delta}(s)$ ve $G_{q\delta}(s)$ ifadeleri sırasıyla δ_e ile a_z ve δ_e ile q arasındaki transfer fonksiyonlarını temsil etmektedir. Yandönme düzleminde de yunuslama otopilotu ile aynı yapıdaki bir denetim sistemi kullanılmıştır [11].

Gerçekleştirilen bilgisayar benzetimlerinde, otopilot kazançları (yunuslama otopilotu için K_p , T_p ve K_q , yandönme otopilotu için de K_y , T_y ve K_r) füzenin hedefle eşleşmesi esnasında M_{zy} , yunuslama/yandönme hızı ve q_{∞} değerine bağlı olarak füzenin hareketi boyunca sürekli olarak güncellenmekte; böylelikle değişen uçuş koşullarına karşın otopilotların sürekli kararlı kalması sağlanmaya çalışılmaktadır [11].

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

$$\frac{a_z(s)}{a_{zd}(s)} = \frac{(T_p s + 1)(n_{p2} s^2 + n_{p1} s + 1)}{a_{p3} s^3 + a_{p2} s^2 + a_{p1} s + 1} \quad (22)$$

$$\frac{a_y(s)}{a_{yd}(s)} = \frac{(T_y s + 1)(n_{y2} s^2 + n_{y1} s + 1)}{a_{y3} s^3 + a_{y2} s^2 + a_{y1} s + 1} \quad (23)$$

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, otopilot için atanan bant genişliği ω_c sembolü ile gösterilmek üzere, 0,7 değerindeki boyutsuz sönüm oranı değeri için, (22) ve (23) numaralı denklemlerde verilen transfer fonksiyonlarının karakteristik polinomunun (payda polinomunun), (24) numaralı denklemdeki gibi üçüncü dereceden Butterworth polinomuna $[B(s)]$ eşitlenmesi ile elde edilebilir [5].

$$B(s) = (1/\omega_c^3) s^3 + (2/\omega_c^2) s^2 + (2/\omega_c) s + 1 \quad (24)$$

Çalışmada, tasarlanan yunuslama ve yandönme otopilotları, yuvarlanma açısını denetim değişkeni alan yuvarlanma otopilotu ile birlikte kayarak ve yatarak dönmeli füze modellerinin her ikisinde de aynı şekilde (aynı yapıda) kullanılmaktadır.

5. FÜZE-HEDF EŞLEŞMESİ MODELİ

Füze ile sabit yer hedefi arasındaki uzaklığı temsil eden nişan hattı mesafesi (r_{TM}) ile r_{TM} 'nin yunuslama ve yandönme düzlemlerinde yatayla yaptığı ve nişan hattı açısı olarak tanımlanan açılar (λ_p ve λ_y) için, r_{TM} 'nin boylamasına, yanal ve düşey bileşenleri sırasıyla Δx , Δy ve Δz ile gösterilmek üzere, aşağıdaki eşitlikler yazılabilir:

$$r_{T/M} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2} \quad (25)$$

$$\lambda_p = \arctan[-\Delta z \cos(\lambda_y) / \Delta x] \quad (26)$$

$$\lambda_y = \arctan(\Delta y / \Delta x) \quad (27)$$

Çalışmada hareketsiz yer hedefi göz önüne alındığı için, r_{TM} '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:

$$d_{miss} = \sqrt{\Delta x^2(t_F) + \Delta y^2(t_F)} \quad (28)$$

6. Bilgisayar Benzetimleri

ODE 45 diferansiyel denklem çözücüsü kullanılarak uyarlamalı otopilot kazançları ile Tablo 1'de verilen sayısal değerler üzerinden MATLAB® Simulink® ortamında gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda, eşleşme sonrasında füzenin hedeften sapma miktarı (nihai sapma), füze ile hedef arasındaki eşleşme süresi ve füzenin azami yanal ivme gereksinimi değerleri göz önüne alınarak oluşturulan sekiz farklı eşleşme durumu Tablo 2'de sunulduğu gibi karşılaştırılmıştır.

Belirtilen kapsamda, uçuşu esnasında füze gövdesine etkiyen yan rüzgâr ile eşleşme başlangıcında füzenin hedeften sapma açısının sıfır olduğu durumların yanı sıra sıfırdan farklı olduğu koşullar (sırasıyla 5 m/s ve 5°) da ele alınmıştır. Ayrıca, yuvarlanma otopilotunun bant genişliği 20 Hz olarak atanmıştır [5].

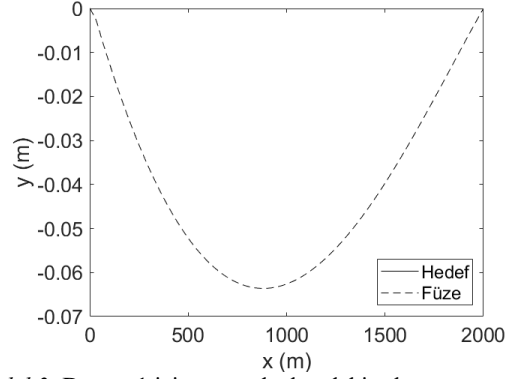
Tablo 1'de görülen L_M , v_{M0} ve z_{M0} parametreleri sırasıyla füzenin boyu, eşleşme başlangıcındaki doğrusal hızı ve eşleşme başlangıcında yerden yüksekliğine (irtifasına) karşılık gelmekte olup x_T , y_T ve z_T ile hareketsiz hedefin sırasıyla boylamasına, yanlamasına ve düşey doğrultudaki konumu tanımlanmaktadır.

Tablo 1: Benzetimlerde kullanılan sayısal değerler [6]

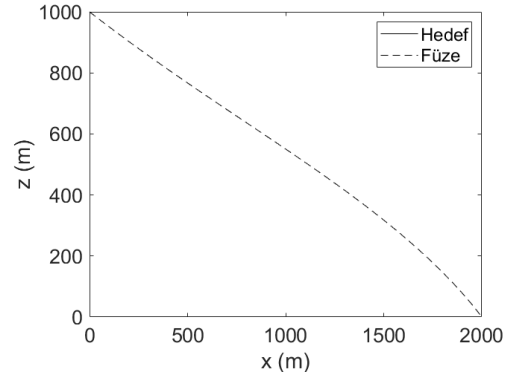
Parametre	Sayısal Değer	Parametre	Sayısal Değer
d_M	70 mm	z_{M0}	1000 m
L_M	2000 mm	x_T	2000 m
m	17,55 kg	y_T	0
I_a	0,0214 kg·m ²	z_T	0
I_t	5,855 kg·m ²	ω_e	5 Hz
v_{M0}	0,8·Mach (=272 m/s)	K_b	10

Bilgisayar benzetimlerinde kullanılan aerodinamik katsayılar, ele alınan füze geometrisi ile M_∞ için 0,3 ila 2,7, δ_e ve δ_r için -10 ila 10°, α ve β için de -17 ila 19° aralıkları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Eşleşme senaryoları, füzeyle hedef arasındaki düşey mesafe 0,5 m değerinin altına düştüğünde otomatik olarak sonlandırılmıştır.

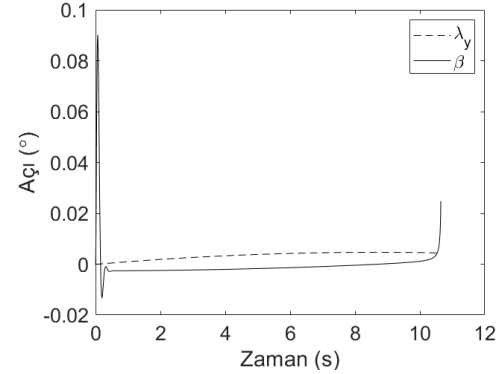
Oluşturulan senaryolardan 1, 2 ve 8 numaralı durumlar için yatay ve düşey düzlemlerde ortaya çıkan eşleşme geometrileri ile nişan hattı yandönme düzlemindeki yönelim açısı ve ayna kayma açısının zamanla değişimi, ayrıca füze bileşke yanal ivmesinin zamanla değişimi, örnek benzetim çıktıları olarak Şekil 3'ten Şekil 14'e kadar olan grafiklerde verilmiştir.



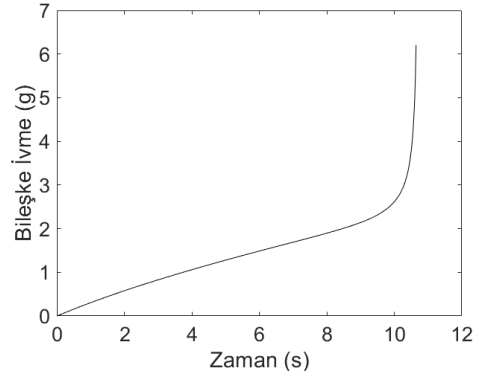
Şekil 3: Durum 1 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi.



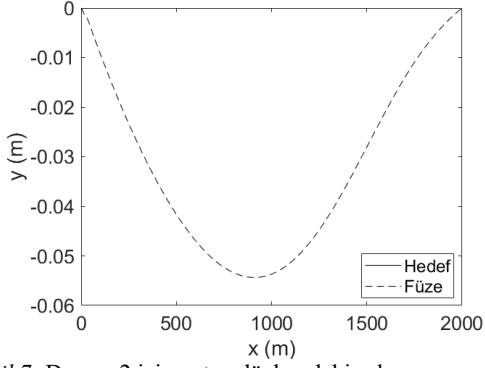
Şekil 4: Durum 1 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi.



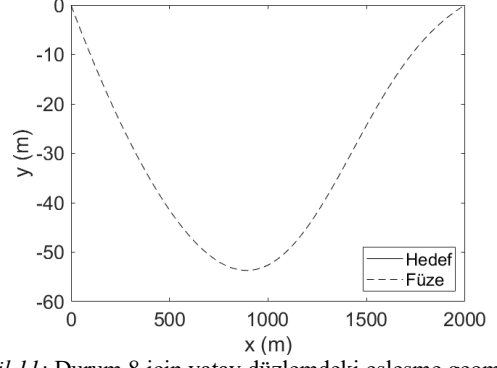
Şekil 5: Durum 1 için nişan hattının yandönme düzlemindeki yönelim açısı ile yana kayma açısının zamanla değişimi.



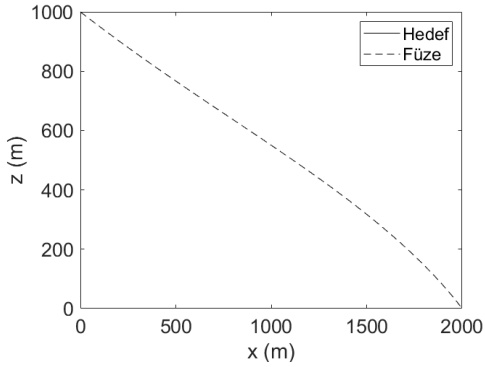
Şekil 6: Durum 1 için füze bileşke yanal ivmesinin zamanla değişimi.



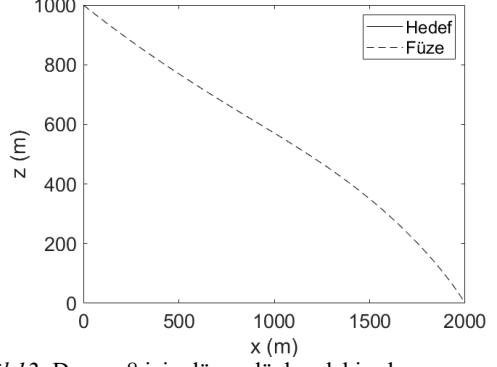
Şekil 7: Durum 2 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi.



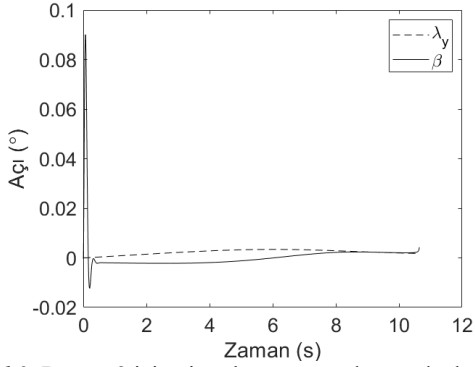
Şekil 11: Durum 8 için yatay düzlemdeki eşleşme geometrisi.



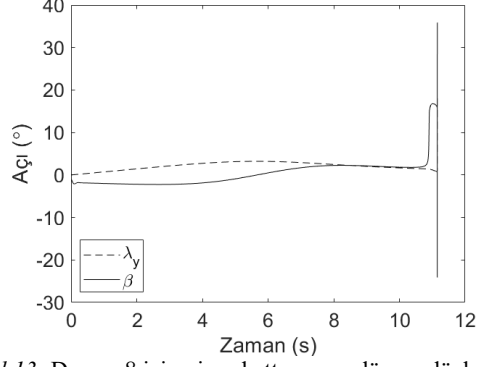
Şekil 8: Durum 2 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi.



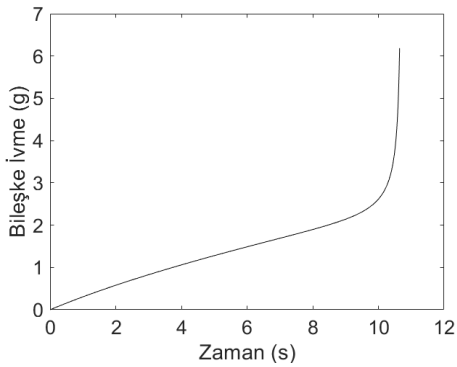
Şekil 12: Durum 8 için düşey düzlemdeki eşleşme geometrisi.



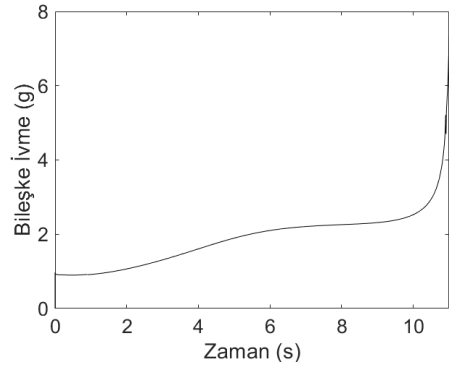
Şekil 9: Durum 2 için nişan hattının yandönme düzlemindeki yönelim açısı ile yana kayma açısının zamanla değişimi.



Şekil 13: Durum 8 için nişan hattının yandönme düzlemindeki yönelim açısı ile yana kayma açısının zamanla değişimi.



Şekil 10: Durum 2 için füze bileşke yanal ivmesinin zamanla değişimi.



Şekil 14: Durum 8 için füze bileşke yanal ivmesinin zamanla değişimi.

7. Tartışma ve Sonuç

Ele alınan füze-hedef eşleşmesi durumları için gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda Tablo 2'deki gibi elde edilen veriler incelendiğinde, yatarak dönmeli füze modeli ile elde edilen hedeften nihai sapma ve azami yanal ivme gereksinimi değerlerinin göz önüne alınan eşleşme durumlarının neredeyse tamamında kayarak dönmeli alternatifinden daha düşük çıktığı görülmektedir. Buna mukabil, mermi uçuş süresi açısından kayarak dönmeli füze daha üstün olarak öne çıkmıştır. Bu doğrultuda, yatarak dönmeli yönlendirme yaklaşımının kısa menzilli füzeler için de daha kullanışlı olabileceği değerlendirilmektedir. Öte yandan, önceden tanımlanan sabit hedefle eşleşme süresinin kısa olmasının istendiği durumlarda, daha yaygın bir kullanım alanına sahip olan kayarak dönmeli konfigürasyonun tercih edilmesi yerinde olacaktır. Bahsedilen sonuçlar, füzenin yan rüzgâra maruz kalması ve başlangıçtaki hedeften sapma açısının sıfırdan farklı olması durumları için de aynı mertebede çıkmaktadır.

Yatarak dönmeli füzelerde yuvarlanma otopilotu referans girdisi olacak istenen yuvarlanma açısı değerini elde etmek amacıyla kullanılan nişan hattının yandönme düzlemindeki yönelim açısı ile yana kayma açısının zamanla değişimlerini veren Şekil 5, Şekil 9 ve Şekil 13'teki grafikler incelendiğinde, yatarak dönme durumuna karşılık gelen ikinci ve üçüncü grafiklerde yana kayma açısının nişan hattı açısını yakaladığı; dolayısıyla beklenen yatarak dönme manevrasının gerçekleştirilebildiği gözlenmektedir.

Ele alınan yaklaşımlardan yatarak dönmeli denetimin getireceği işlem yükü, kayarak dönmeli şema ile hemen hemen aynıdır. Bu bağlamda, uygulama kısıtları ve işletim maliyeti bakımından belirtilen yaklaşımların birbiri üzerinde kayda değer bir üstünlüğü bulunmamaktadır.

8. Kaynakça

- [1] B. Özkan, "Sabit ve Uyarlamalı Kazançlı Otopilotların Havadan Karaya Kısa Menzilli Bir Füze Üzerinde

- Karşılaştırılması", TOK 2022-Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, Fırat Üniversitesi, Elazığ, Türkiye, 2022.
- [2] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons Inc., ABD, 1965.
- [3] K. Ogata, *Modern Control Engineering*, Prentice-Hall International Inc., ABD, 1990.
- [4] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, Second Edition, Progress in Astronautics and Aeronautics, ABD, 1994.
- [5] B. Özkan, *Dynamic Modeling, Guidance, and Control of Homing Missiles*, Doktora Tezi, ODTÜ, Ankara, 2005.
- [6] A. Altun, *Comparison of Control System Design Methods for a Bank-to-Turn Missile*, Yüksek Lisans Tezi, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, 2021.
- [7] L. H. Carter ve J. S. Shamma, "Gain-Scheduled Bank-to-Turn Autopilot Design Using Linear Parameter Varying Transformations", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 19, No: 5, s: 1056-1063, 1996.
- [8] L. Qiang, S. Yongtao, W. Yonghai, W. Gang ve Q. Xuguo, "Study on BTT Coordinated Turn Autopilot Design for Reentry Gliding Vehicle, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2017.
- [9] S. Y. Lee, J. I. Lee ve I. J. Ha, "Nonlinear Autopilot for High Maneuverability of Bank-to-Turn Missiles", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt: 37, No: 4, s: 1236-1253, 2001.
- [10] B. Özkan, M. K. Özgören ve G. Mahmutyazıcıoğlu, "Havadan Karaya Kısa Menzilli Bir Füze Uygulanabilecek İvme ve Açılı Esaslı Güdüm Kurallarının Karşılaştırılması", TOK 2008-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.

Tablo 2: Bilgisayar benzetimleri sonuçları

Durum No.	Yan Rüzgâr (m/s)	Başlangıçta Hedeften Sapma Açısı (°)	Füze Tipi*	Hedeften Nihai Sapma (m)	Mermi Uçuş Süresi (s)	Azami Yanal İvme Gereksinimi (g)
1	0	0	KD	0,607	10,645	6,206
2			YD	0,752	10,645	6,184
3		5	KD	0,720	10,674	6,503
4			YD	0,689	10,930	5,574
5	5	0	KD	0,752	10,642	6,673
6			YD	0,707	10,937	5,048
7		5	KD	1,811	10,680	8,324
8			YD	0,500	11,153	5,723

*KD: Kayarak Dönmeli ve YD: Yatarak Dönmeli