

Yanlı Oransal Seyrüsefer ile Hesaplamalı Çarpma Zamanı Güdümü

Biased Proportional Navigation for Computational Impact-Time Guidance

Koray S. Erer¹ ve Raziye Tekin²

^{1,2}Taktik Füze Sistemleri Grup Başkanlığı
Roketsan A.Ş., Ankara
{kserer, razytekin}@gmail.com

Özetçe

Bu çalışmada, oransal seyrüsefer güdüm kanununa yanlılık eklenmesi yoluyla, bir füzenin hedefine çarpma zamanının kontrol edilmesi konu edilmektedir. Angajman kinematiğinin doğrusal olmayan çözümüne göre bir integral denkleminin içinde bulunan yanlılık değerine, numerik bir çözüm üzerinden ulaşılabilir. Yanlılığın belirli aralıklarla güncellenmesi, güdüm döngüsünün gürbüzlüğünü arttıracaktır. Önerilen yöntemin özelliği, kalan zamanın tahmin edilmesini gerektirmemesidir. Benzetim sonuçları, ulaşılan sonucun optimal çözüme yakın olduğunu göstermektedir.

Abstract

This paper deals with controlling the impact time of a missile against its target by introducing bias to the proportional navigation guidance law. The bias value, which is contained in an integral equation according to the nonlinear solution of the engagement kinematics, can be obtained through a numerical solution. Periodic updating of the bias will increase the robustness of the guidance loop. The advantage of the proposed method is that it does not require time-to-go prediction. Simulation results show that the obtained result is comparable to the optimal solution.

1. Giriş

Üzerindeki araştırmalar on yıllar öncesine dayanan oransal seyrüsefer (OS), hem basitlik hem de güvenilirlik özellikleriyle bilinen bir güdüm kanunudur. OS'nin füzelerde kullanılmasıyla elde edilmek istenen tek bir sonuç vardır: hedefi yakalamak. Bu, görevlerdeki en önemli amaç olmakla birlikte, çarpma zamanının kontrol edilebilmesi ek bir avantaj sağlayabilir. Çarpma zamanı kontrolünün potansiyel faydaları arasında, yüksek maliyetli hedeflerin savunma mekanizmalarını çok sayıda düşük maliyetli füzeyle meşgul etmeye yarayan çoklu saldırı yeteneği de yer almaktadır.

Çarpma zamanı kontrolü problemi 2000'li yıllarda kayda değer bir ilgi görmeye başlamıştır. [1]'de bu problem, yanlılığın çarpma zamanı hatasının bir fonksiyonu olarak tasarlandığı yanlı oransal seyrüsefere (YOS) dayalı olarak çözülmüştür. Yanlılık değeri, doğrusallaştırılmış bir optimal kontrol problemi çözümlere hesaplanmış ve kalan zaman, küçük açı yaklaşımıyla tahmin edilmiştir. Aynı yazarlar [2]'de önceki

çözümlerini aynı tahmin yöntemi ile doğrusal olmayan angajmanlara genişletmişlerdir. Çarpma zamanı kontrolü için bir başka YOS çözümü [3]'te sunulmuştur ve burada doğrusal olmayan geometri için kalan zamanın çözümünü belirlemeye yönelik bir miktar çaba harcanmıştır. Bir tasarım çerçevesi olarak YOS'a ek olarak, bu problemi çözmek için kontrol teorisi de kullanılmıştır [4-7]. [4]'te, [1]'de sunulan kalan zaman tahmini, hatayı hesaplamak için kullanılmış ve bu hatadan bir Lyapunov aday fonksiyonunu formüle etmek için faydalanılmıştır. [5]'te, bakış açısına dayalı bir Lyapunov fonksiyonu önerilmiş, bu da dar bir zaman aralığını kapsayan tek bir kontrol parametresi ile sonuçlanmıştır. [6]'daki çalışma, güdüm komutunun tekilliğine odaklanırken, doğrusal olmayan kinematik için tanımlanan çarpma zamanı hatasını kullanarak bir kayma yüzeyi oluşturmuştur. [7]'de üç boyutlu angajmanlar için optimal bir yöntem sunulmuştur; burada güdüm komutu, OS'nin bir hata terimiyle güçlendirilmesiyle oluşturulmuş ve kalan zaman tahmini, [2]'deki yöntemin genelleştirilmesiyle elde edilmiştir.

Öte yandan, literatürdeki bir dizi çalışma, yörüngeyi alternatif yollarla şekillendirerek, (kötü şöhrete sahip) kalan zamanın tahmini ihtiyacından arınmış çözümler önermiştir [8-12]. [8]'deki yaklaşım, bakış açısını zamanın ikinci ve üçüncü derece polinomları olarak şekillendirmiş ve ivme ile bakış açısının sınır değerleri için çözümler sunmuştur. Aynı şekillendirme stratejisini temel alan [9], bakış açısının herhangi bir mertebeden bir polinom olarak formüle edildiği ve füze hızının kontrolsüz şekilde değiştiği bir güdüm problemini ele almıştır. [10]'daki çalışmada trigonometrik serilere dayalı ve bakış açısı sınırını dikkate alan bir yörünge oluşturma yöntemi geliştirilmiştir. [11]'de füze yörüngesi dairesel olarak tanımlanmış ve bakış açısı ile menzil arasındaki ilişki kullanılarak güdüm kanununa ulaşılmıştır. [12]'de hedefe olan menzilin genel mertebeden zamana bağlı bir polinom olarak ifade edilebileceği gösterilmiş ve sınırlı bakış açısı altında terminal gürbüzlüğüne sahip bir güdüm kanunu önerilmiştir.

YOS'un kalan zaman tahminine ihtiyaç duymadan, çarpma açısı kontrolü için sağlam bir altyapı sağladığı bilinmektedir [13,14]. Ancak, yukarıda detaylandırıldığı üzere, bu güdüm kanununun çarpma zamanı kontrolüne ilişkin literatürde bulunan örnekleri, yine bu değişkenin tahminine bağlıdır. Bu bakımdan, YOS tabanlı ama tahmin gerektirmeyen bir yöntemin mevcudiyetinin pratikte faydalı olabileceği takdir edilebilir. Bu doğrultuda, kalan zamandan bağımsız bir yanlılık

hesaplama tekniği geliştirmek, bu çalışmanın amacıdır. [14]'teki bulgulardan esinlenerek, istenen çarpma zamanı ile yanlılık arasındaki ilişki bir integral denklemi olarak türetilmiştir. Ardından, istenen çarpma zamanına yol açacak yanlılık değeri, numerik bir kök bulma işlemi ile hesaplanabilir.

2. Ön Bilgi

Bu bölümde önce angajman kinematiki tanımlanacak ve ardından, kullanılacak güdüm kanununa ilişkin detaylar verilecektir.

2.1. Angajman Kinematiki

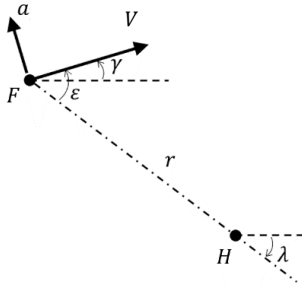
F ile gösterilen bir füze ile H ile gösterilen sabit bir hedef arasındaki angajman geometrisi Şekil 1'de sunulmuştur. Burada cisimler arasındaki menzil r ile temsil edilmektedir. Füzenin hızı V 'dir ve buna dik a ivmesi ile yönlendirilmektedir. Füzenin uçuş yolu açısı γ ile, görüş hattı açısı λ ile, ve bakış açısı ε ile gösterilmektedir. Bu geometri

$$\varepsilon = \gamma - \lambda \quad (1)$$

olmak üzere, aşağıdaki hareket denklemleri tarafından yönetilir:

$$\dot{r} = -V \cos \varepsilon \quad (2a)$$

$$r\dot{\lambda} = -V \sin \varepsilon \quad (2b)$$



Şekil 1: Angajman geometrisi.

2.2. Güdüm Kanunu

Bu çalışmada kullanılacak güdüm kanunu YOS'dur ve şu şekilde ifade edilir:

$$a = (N\dot{\lambda} + b)V \quad (3)$$

Burada, N seyrişer kazancıdır ve b yanlılıktır. a 'nın, hız vektörünü, büyüklüğünü değiştirmeden döndürmekten sorumlu olduğu dikkate alındığında, aşağıdaki eşdeğer form yazılabilir:

$$\dot{\gamma} = N\dot{\lambda} + b \quad (4)$$

YOS kinematikiğinin daha iyi anlaşılması için [14]'te yapıldığı gibi, boyutsuz zaman ve boyutsuz menzil yardımı çağrılabilir:

$$\tau = \sigma bt \quad (5a)$$

$$\rho = \frac{\sigma b}{V} r \quad (5b)$$

Burada σ , b 'nin işaretini gösterir. Denklem (4) ve Denklem (5) birleştirilerek, Denklem (2) şu şekilde yazılabilir:

$$\rho' = -\cos \varepsilon \quad (6a)$$

$$\varepsilon' = -(N-1)\frac{\sin \varepsilon}{\rho} + \sigma \quad (6b)$$

Yukarıdaki denklemlerde $(\cdot)'$ operatörü, $d(\cdot)/d\tau$ anlamına gelmektedir. Bakış açısının analitik karakteristiğini incelemek için Denklem (6b), Denklem (6a) ile bölünerek aşağıdaki sonuç elde edilir:

$$\frac{d \sin \varepsilon}{d\rho} = (N-1)\frac{\sin \varepsilon}{\rho} - \sigma \quad (7)$$

Bu diferansiyel denklemin çözümü, $N \neq 2$ için aşağıdaki gibi olur:

$$\sin \varepsilon = c\rho^{N-1} + \frac{\sigma}{N-2}\rho \quad (8)$$

İlk menzil ve bakış açısı değerleri bilindiğinden, belirli bir yanlılık için integrasyon sabiti c şu şekilde elde edilebilir:

$$c = \left(\sin \varepsilon_1 - \frac{\sigma \rho_1}{N-2} \right) \rho_1^{1-N} \quad (9)$$

Burada “1” alt simgesi ilk değerleri göstermektedir. Ayrıca, (1), (4), (5a), (6b), ve (8) numaralı denklemler birleştirilerek aşağıdakinin geçerli olduğu gösterilebilir:

$$\gamma' = -cN\rho^{N-2} - \frac{2\sigma}{N-2} \quad (10)$$

3. Çarpma Zamanının Kontrolü

Bu bölümün ilk kısmında zaman kontrolü için önerilen tekniğin teorik arka planı sunulacaktır. Amaç, istenen çarpma zamanı ile yanlılık terimi arasındaki matematiksel ilişkiyi bulmaktır; böylece numerik bir hesaplama yöntemi tasarlanabilir. Bölümün ikinci kısmında ise kontrol çabasının rahatlatılması için sabit yanlılık ile uçuş gerekliliği ortadan kaldırılacaktır.

3.1. Yanlılık Değerinin Hesaplanması

Yanlılığı çarpma süresiyle ilişkilendirmek için angajmanın ilk ve son koşullarının dikkate alınması gerekir. Başlangıç koşulları bilinmektedir ve hedefin vurulacağı varsayılmaktadır. Bu varsayım $r_s = 0$ ve $\varepsilon_s = 0$ sonucunu doğurur. Ancak, çarpma açısı γ_s bilinmemektedir çünkü yanlılık henüz belirlenmemiştir. Denklem (10) burada devreye girebilir, ancak zamana bağlı integral işlemi ile ilgili sorunlardan kaçınmak için türev ρ' 'ya göre elde edilecektir. Bu, (6a), (8), ve (10) numaralı denklemler, zincir kuralı uyarınca aşağıdaki gibi düzenlenerek yapılabilir:

$$\frac{d\gamma}{d\rho} = \frac{d\gamma}{d\tau} \frac{d\tau}{d\rho} = \frac{N \sin \varepsilon / \rho - \sigma}{\sqrt{1 - \sin^2 \varepsilon}} = g(\rho) \quad (11)$$

Burada g , ρ 'nun bir fonksiyonudur, yani $g(\rho)$, çünkü Denklem (8)'de belirtildiği gibi $\varepsilon = \varepsilon(\rho)$ geçerlidir. Başarılı bir angajman varsayıldığında, uçuş yolu açısının son değeri Denklem (11)'in belirli integrali aracılığıyla şu şekilde verilebilir:

$$\gamma_s = \gamma_i + \int_{\rho_i}^0 g(\theta) d\theta \quad (12)$$

Yukarıda θ kukla bir değişkendir. Bundan sonra, Denklem (4)'ün integrali alınır, t_s ile temsil edilen çarpma zamanını içeren aşağıdaki ifadeye ulaşılabılır:

$$\gamma_s - \gamma_i = N(\gamma_s - \lambda_i) + bt_s \quad (13)$$

Bu denklem son bakış açısını sıfır olduğu bilgisini içerir, yani $\lambda_s = \gamma_s$. (1), (12) ve (13) numaralı denklemler birleştirildiğinde aşağıdaki fonksiyon elde edilir:

$$f = N\varepsilon_i + (N - 1) \int_{\rho_i}^0 g(\theta) d\theta + bt_s \quad (14)$$

Bu fonksiyonun kökü, istenen çarpma süresine yol açacak yanlılık değeri olan b 'yi verir. İstenen çarpma süresi ve başlangıç koşullarının bilindiği durumda, aranan kökü bulmak için Newton metodu gibi bir numerik çözüm aracı kullanılabilir. Bu amaçla, f 'nin b 'ye göre türevi

$$\frac{df}{db} = (N - 1) \frac{d}{db} \int_{\rho_i}^0 g(\theta) d\theta + t_s \quad (15)$$

şeklinde bulunur. Leibniz integral kuralı kullanılarak bu denklem aşağıdaki hale dönüştürülebilir:

$$\frac{df}{db} = (N - 1) \left\{ -g(\rho_i) \frac{\partial \rho_i}{\partial b} + \int_{\rho_i}^0 \frac{\partial g(\theta)}{\partial b} d\theta \right\} + t_s \quad (16)$$

Burada $\partial g(\theta)/\partial b$

$$\frac{\partial g(\theta)}{\partial b} = \frac{\partial g(\theta)}{\partial(\sin \varepsilon)} \frac{\partial(\sin \varepsilon)}{\partial c} \frac{\partial c}{\partial \rho_i} \frac{\partial \rho_i}{\partial b} \quad (17)$$

şeklinde. Ayrıca, yukarıdaki kısmi türevler sırasıyla (11), (8), (9) ve (5b) numaralı denklemler aracılığıyla kolayca elde edilebilir:

$$\frac{\partial g(\theta)}{\partial(\sin \varepsilon)} = \frac{N/\rho - \sigma \sin \varepsilon}{(1 - \sin^2 \varepsilon)^{3/2}} \quad (18a)$$

$$\frac{\partial \sin \varepsilon}{\partial c} = \rho^{N-1} \quad (18b)$$

$$\frac{\partial c}{\partial \rho_i} = \sigma \rho_i^{1-N} + (1 - N)(\sin \varepsilon_i) \rho_i^{-N} \quad (18c)$$

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial b} = \frac{\sigma}{v} \gamma_i \quad (18d)$$

Denklem (14)'ten b 'yi çözmek için üç parametrenin bilinmesi gerekir: $[\varepsilon_i, \gamma_i, t_s]$. Bunlardan ilk ikisi bilinen ilk koşullardır ve sonuncusu, algoritmanın kullanıcı girdisi olan çarpma zamanıdır.

Otopilot gecikmesi gibi bir bozucu olmadığında, yukarıda ayrıntıları verilen sayısal rutin, uçuş sırasında her çağrıldığında aynı yanlılık değerini vermelidir. Ancak, herhangi bir bozulma olduğunda, hesaplanan yanlılık değeri güncelleme oldukça değişecektir. Pratikte her zaman bir tür bozucu olacağından, mantıklı strateji, yanlılığın düzenli aralıklarla güncellenmesi olacaktır. Yukarıda tarif edilen kök bulma yaklaşımı, çevrimiçi yanlılık güncellemesi için uygundur; bir adım önce hesaplanan değer, yeni hesaplama için uygun bir ilk tahmin sağlar.

3.2. İyileştirilmiş İvme Talebi için Sezgisel Çözüm

Sabit yanlılığa sahip YOS'un çarpma açısı kontrolü için kullanıldığında, kontrol çabası bakımından optimale yakın sonuçlar verdiği bilinmektedir [16]. Ancak, çarpma zamanı kontrolü için kullanıldığında aynı başarıyı yakalayamadığı ortaya çıkmaktadır. Bu durum, bir sonraki bölümde açıklanacak

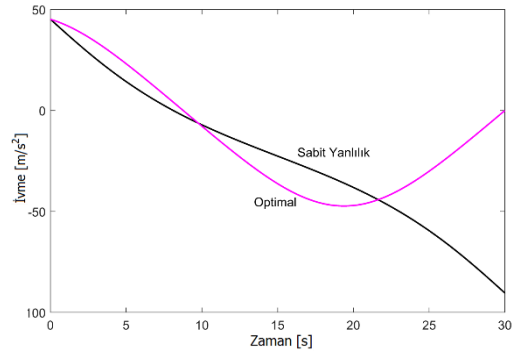
senaryo için Şekil 2'de kanıtlanmaktadır. Görüldüğü gibi, optimal ivme sinyali, çarpma anında sıfıra ulaşarak YOS'tan daha iyi performans göstermektedir. Ortaya çıkan kontrol maliyeti ($\int a^2 dt$) değerleri ($50417 \text{ m}^2/\text{s}^3$ ile $29792 \text{ m}^2/\text{s}^3$) arasında önemli bir fark vardır.

Yanlılığın uçuş boyunca güncelleneceği gerçeğine dayanarak, kendisini bir katsayıyla çarpmak sezgisel bir çare olarak düşünülebilir. Buradaki mantık, 1'den yüksek herhangi bir katsayının, hedef yakalanmadan önce yanlılığın sıfıra ulaşmasını sağlaması gerektiğidir. Bunun nedeni, bu tür bir aşırı yanlılık kullanımının, angajmanın ilk kısmında yörüngeyi daha fazla şekillendirecek olması ve böylece son kısımda daha doğrudan bir yörüngenin yeterli olacağıdır. Örneğin, yanlılık iki katına çıkarılırsa, Şekil 2'deki nihai ivme sıfır olacaktır; ancak başlangıçtaki ivme olumsuz etkilenecektir. Daha mantıklı bir yaklaşım, katsayıyı aşağıdaki şekilde tedricen arttırmak olabilir:

$$k = (m - 1) \frac{t}{t_s} + 1 \quad (19)$$

Burada yanlılık başlangıçta 1 ile ve son olarak kullanıcı tanımlı bir parametre olan m ile çarpılır. Böylece, Denklem (5) ve Denklem (6)'dan, önerilen yönlendirme yasasının son şekli şu hale gelir:

$$a = (N\dot{\lambda} + kb)V \quad (20)$$



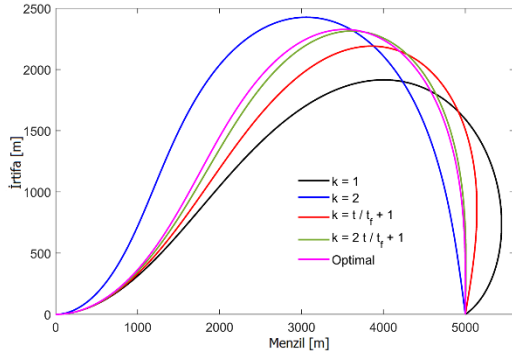
Şekil 2: Sabit yanlılık kullanan OS'nin optimal ivmeden sapması.

3. Benzetim Sonuçları

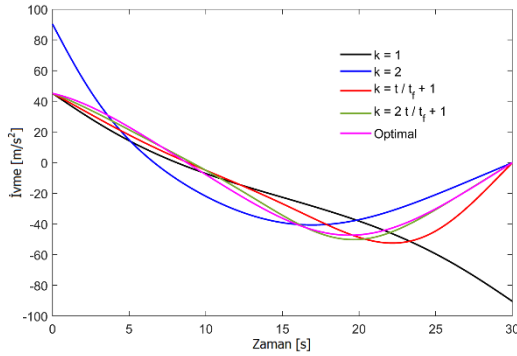
Bu senaryoda, 250 m/s hıza sahip bir füze ve füzenin başlangıç noktasından 5 km uzaklıkta bulunan sabit bir hedef bulunmaktadır. İstenen çarpma zamanı 30 saniyedir. Füze başlangıçta hedefe doğru yönlendirilmiştir, ancak bu 20 saniyelik bir çarpışma süresi verecektir, bu nedenle yörüngenin şekillendirilmesi gerekmektedir. Denklem (20)'deki güdüm kanunu için yanlılık katsayısının dört farklı konfigürasyonu dikkate alınmıştır: İlkinde yanlılık olduğu gibi bırakılır ($k = 1$) ve ikincisinde $k = 2$ ile çarpılırken, üçüncüsünde Denklem (19) $m = 2$ ile ve dördüncüsünde $m = 3$ ile kullanılır. Benzetimlerde yanlılık, ortaya çıkacak sonuçların testere görünümüne sahip olmaması için her adımda güncellenmiştir. Karşılaştırma amacıyla, FALCON.m [18] tarafından hesaplanan, kontrol maliyetini en aza indiren enerji-optimal çözüm de sonuçlara dahil edilmiştir.

Şekil 3, farklı yanlılık taktiklerinin etkisiyle birbirinden beklendiği gibi ayrılan uçuş yörüngelerini göstermektedir.

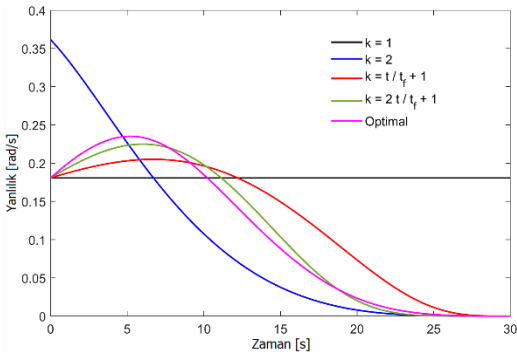
Şekil 4'te ivme komutları sunulmuştur. $k = 1$ 'e ve optimal çözüme karşılık gelen eğriler Şekil 2'dekilerle aynıdır. Daha önce de belirtildiği gibi $k = 2$ 'nin başlangıç ivmesini neredeyse iki katına çıkardığı ve son ivmeyi sıfırladığı görülmektedir. Öte yandan, m ile şekillendirilen yanlılık profillerinin, $k = 1$ ile aynı eforla başlayıp $k = 2$ 'nin neden olduğu sıfır eforla biten çok daha olumlu sonuçlar verdiği görülmektedir. Hatta, $m = 3$ ile optimale yakın bir sonuç elde edilmektedir ki bu umut verici bir gözlemdir. Maliyet değerleri Tablo 1'de sunulmuştur. Bu ivme komutlarını üreten yanlılık profilleri, sabit olan hariç tüm yanlılık değerlerinin sıfıra yakınsadığı Şekil 5'te verilmiştir. Optimal strateji için yanlılık, komuttan $N\lambda$ çıkarılarak elde edilmiştir. Son olarak, bakış açısı değişimleri, ilgilenen okuyucu için Şekil 6'da sunulmuştur.



Şekil 3: Füze yörüngeleri.



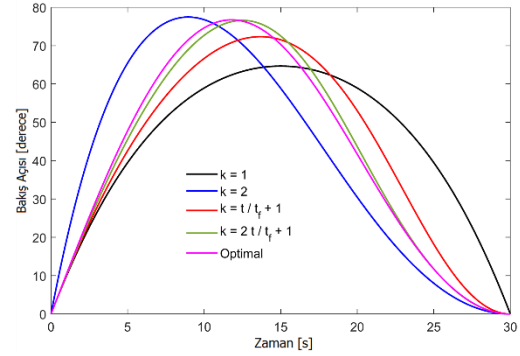
Şekil 4: İvme komutları.



Şekil 5: Yanlılık profilleri.

Tablo 1: Yanlılık yöntemlerinin maliyetleri

Yöntem	Maliyet [m^2/s^3]
$k = 1$	50417
$k = 2$	33350
$k = t/t_f + 1$	31149
$k = 2t/t_f + 1$	29894
Optimal	29792



Şekil 6: Bakış açısı değişimleri.

4. Sonuçlar

Bu çalışmada tanıtılan çarpma zamanı kontrol yöntemi, oransal seyrüsefer güdüm kanununa bir yanlılık terimi eklenerek formüle edilmiştir. Yanlılık, analitik olarak çözülemeyen bir integral denkleminin içinde ortaya çıkmaktadır; bu nedenle, numerik bir hesaplama rutini kullanılmaktadır. Sadece bir kök bulma işleminden ibaret olan bu rutin, yanlılığı çarpma zamanıyla ilişkilendiren bir fonksiyona ait kısmi türevlerin analitik olarak mevcut olmasıyla mümkün olmaktadır. Sabit bir yanlılık değeri yerine, şekillendirilmiş bir yanlılık profilinin, optimal çözümlerle karşılaştırılabilir bir ivme performansına yol açtığı gösterilmiştir. Önerilen yöntemin uygulanabilirliği ve etkinliği, sabit bir hedefi içeren benzetimler aracılığıyla test edilmiştir. Sonuçlar, yanlı oransal seyrüseferin, sadece çarpma açısı kontrolü için değil, çarpma zamanı kontrolü için de uygun bir güdüm kanunu olduğunu göstermektedir.

Teşekkür

Bu çalışmanın ortaya çıkmasındaki katkılarından dolayı Haichao Hong'a teşekkür ederiz.

Kaynakça

- [1] I.-S. Jeon, J.-I. Lee, ve M.-J. Tahk, "Impact-Time-Control Guidance Law for Anti-Ship Missiles," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Cilt: 14, No: 2, Sayfa: 260-266, 2006.
- [2] I.-S. Jeon, J.-I. Lee, ve M.-J. Tahk, "Impact-time-control guidance with generalized proportional navigation based on nonlinear formulation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 39, No: 8, Sayfa: 1885-1890, 2016.
- [3] N. Cho ve Y. Kim, "Modified Pure Proportional Navigation Guidance Law for Impact Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 39, No: 4, Sayfa: 852-872, 2016.

- [4] M. Kim, B. Jung, B. Han, S. Lee, ve Y. Kim, "Lyapunov-Based Impact Time Control Guidance Laws Against Stationary Targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt: 51, No: 2, Sayfa: 1111-1122, 2015.
- [5] A. Saleem ve A. Ratnoo, "Lyapunov-Based Guidance Law for Impact Time Control and Simultaneous Arrival," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 39, No: 1, Sayfa: 164-173, 2016.
- [6] D. Cho, H. J. Kim, ve M.-J Tahk, "Nonsingular Sliding Mode Guidance for Impact Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 39, No: 1, Sayfa: 61-68, 2016.
- [7] S. He ve D. Lin, "Three-Dimensional Optimal Impact Time Guidance for Antiship Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 42, No: 4, Sayfa: 941-948, 2019.
- [8] R. Tekin, K. S. Erer, ve F. Holzapfel, "Polynomial Shaping of the Look Angle For Impact-Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 40, No: 10, Sayfa: 2668-2673, 2017.
- [9] R. Tekin, K. S. Erer, ve F. Holzapfel, "Adaptive Impact Time Control via Look-Angle Shaping under Varying Velocity," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 40, No: 12, Sayfa: 3247-3255, 2017.
- [10] H. Hong, R. Tekin, ve F. Holzapfel, "Guaranteed Smooth Trajectory Generation for Field-of-View Constrained Impact-Time Control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 44, No: 4, Sayfa: 898-904, 2021.
- [11] R. Tsalik ve T. Shima, "Circular Impact-Time Guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 42, No: 8, Sayfa: 1836-1847, 2019.
- [12] R. Tekin, K. S. Erer, ve F. Holzapfel, "Impact Time Control with Generalized-Polynomial Range Formulation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 41, No: 5, Sayfa: 1190-1195, 2018.
- [13] B. S. Kim, J. G. Lee, ve H. S. Han, "Biased PNG law for impact with angular constraint," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt: 34, No: 1, Sayfa: 277-288, 1998.
- [14] K. S. Erer ve O. Merttopcuoglu, "Indirect Impact-Angle-Control against Stationary Targets Using Biased Pure Proportional Navigation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 35, No: 2, Sayfa: 700-704, 2012.
- [15] C.-H. Lee, T.-H. Kim, ve M.-J. Tahk, "Interception Angle Control Guidance Using Proportional Navigation with Error Feedback," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt: 36, No: 5, Sayfa: 1556-1561, 2013.
- [16] K. S. Erer, *Biased Proportional Navigation Guidance for Impact Angle Control with Extension to Three-Dimensional Engagements*, Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, 2015.
- [17] K. S. Erer ve M. K. Özgoren, "Control of Impact Angle Using Biased Proportional Navigation," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2013.
- [18] M. Rieck, , M. Bittner, B. Grüter, J. Diepolder, ve P. Piprek, *FALCON.m User Guide*, Uçuş Sistem Dinamiği Enstitüsü, Münih Teknik Üniversitesi, 2020.