



## Çoklu Füze Sistemleri için Güdüm Algoritması Tasarımı Guidance Algorithm Design for Multi-Missile Systems

Raziye Tekin<sup>1\*</sup> , Koray Savaş Erer<sup>1</sup> 

<sup>1</sup> Roketsan A.Ş., Ankara, TÜRKİYE (\*)  
Sorumlu Yazar / Corresponding Author \*: razytekin@gmail.com(\*)

Geliş Tarihi / Received: 19.05.2020

Kabul Tarihi / Accepted: 16.12.2020

[Atıf şekli/How to cite:](#) TEKİN R., ERER K.S. (2021). Çoklu Füze Sistemleri için Güdüm Algoritması Tasarımı. DEÜFMD 23(68), 469-477.

Araştırma Makalesi/Research Article

DOI:10.21205/deufmd.2021236810

### Öz

Bu çalışmada, çoklu otonom sistemler için güdüm algoritma tasarımları sunulmuştur. Otonom sistem olarak jenerik bir füze ele alınmıştır. İlk olarak, eş zamanlı varış kontrolü için menzilin zamana bağlı genel bir polinom olarak şekillendirildiği bir güdüm tasarımı sunulmuştur. Sonrasında bir lider ve takipçilerden oluşan bir sistem için füze güdümü kullanılarak bir takip algoritması tasarımı önerilmiştir. Bunun için varış açısının kontrolünü sağlayan bir yöntem, lidere göre sabit olarak konumlandırılan bir sanal lideri kuyruk takibi modunda izlemek için kullanılmıştır. Her iki ortak saldırı yaklaşımında, otonom sisteme yeni üyeler, görev tanımları merkezi kontrol birimi ya da lider tarafından tanımlanarak dahil olabilirler. Önerilen yaklaşımlar füzeler için örneklenmiş olup, insansız hava araçlarında ve robotik alanında da kullanılabilir.

**Anahtar Kelimeler:** Çoklu otonom sistemler, Füze güdümü, Ortak saldırı, Varış zamanı, Varış açısı, Kuyruk takibi

### Abstract

In this paper, guidance algorithms design for multi-autonomous systems is described. A generic missile is considered as an autonomous system. First, a guidance law, where the range is shaped as a function of time, is presented for salvo attack. Second, a tracking algorithm, which makes use of missile guidance algorithms, is proposed for a system consisting of a leader and followers. For this purpose, an impact angle control algorithm is used for tail chase tracking of the leader, where a virtual leader is attached to a fixed position of the leader. In each of these two approaches, new members can join the system, where the mission is defined from a central control unit or from a leader. The suggested approached is exemplified for missiles; however, they could be used in unmanned air vehicles and in robotics.

**Keywords:** Multi-autonomous systems, Missile guidance, Salvo attack, Impact time, Impact angle, Tail tracking

### 1. Giriş

Çoklu otonom sistemlerde elemanlar, birbirleri ile iletişimde olarak ya da olmayarak ortak bir amaç için hareket ederler. Bahsi geçen ortak amaç, bir bölgeden yüksek seviyede bilgi toplamak, belirli bir buluşma noktasına belirli bir zamanda ulaşmak ya da belirli

oryantasyonlarda konumlanarak veri toplamak olabilir [1]. Bu sistemlerin güdüm algoritmaları, merkezi ya da merkezi olmayan bir yapıda tasarlanabilir. Merkezi olarak tanımlanan sistemlerde, karar tek bir merci tarafından verilir ve görevi icra edecek tüm sistemlere iletilir. Sistemler birbiri ile doğrudan iletişime

sahip değildir. Merkezi olmayan sistemlerde ise ana görev her sistemde tanımlı olup, ortak bir başarımleri kriteri çerçevesinde güdülen elemanlar birbirini ile haberleşebilir ve davranışlarını güncelleyebilirler.

Bu çalışmada, ortak operasyonel gereksinimleri olan iki farklı çoklu füze sistemi incelenmiştir. İlk görevde, dört elemanın birbirini ile iletişimi bulunmadan belirli bir zamanda ortak bir hedefe gitmesi istenmektedir. Merkez tarafından belirlenen bu görev, güdüm algoritmasında zaman kontrolünün yapılmasını gerekli kılar. Bir noktaya belirli bir zamanda varma problemi, füze sistemlerinde varış zamanı kontrol problemi olarak karşımıza çıkarken, insansız hava araçlarında buluşma zamanı kontrolü olarak da isimlendirilebilir [2]. Farklı isimlendirmeye rağmen, her iki problem de aynı matematiksel problemin çözümüne ihtiyaç duyar. İkinci görevde ise bir lider ve üç takipçi füze belirli bir uçuş formasyonunda kalarak, varış zamanı gereksinimini gerçekleştirirler. Bir önceki görevden farklı olarak, lider ile takipçiler arasında haberleşme bulunmaktadır ve takipçiler liderin konumuna göre kendi manevralarını yaparak, uçuş formasyonunu korumaktadırlar. Lider füze, varış zamanı algoritması ile giderken, diğer füzeler takip algoritmasına ihtiyaç duyarlar. Burada kastedilenin kuyruk takibi, yani takip eden ile edilenin hız vektörleri arasındaki açının sıfır tutulması olduğu düşünülürse, takip algoritması olarak varış açısını kontrol eden yöntemler değerlendirilebilir.

Füze güdümünde, varış zamanı ve varış açısı gibi gereksinimler için yörünge şekillendirilir [3]. Bu iki gereksinim, ayrı ayrı talep edilebileceği gibi, aynı anda da talep edilebilir. Varış zamanı kontrolü için yapılan çalışmalar incelendiğinde temelde iki grup dikkat çeker: varış zamanı kestirimi yapan çözümler ve yapmayan çözümler. İlk grupta varış zamanı kestirimi doğrudan güdüm komutu içerisinde kullanılır. Kestirilen varış zamanı ile istenen varış zamanı arasındaki fark çoğunlukla geri besleme olarak kullanılır. Ancak, kestirimdeki hatalar güdüm performansını doğrudan etkiler. Oransal seyrüsefer [4,5], optimal kontrol [6,7] ve kayan kipli kontrol [8,9] tasarım yaklaşımları kullanılmaktadır. Diğer gruptaki yöntemler ise göreceli olarak yeni gelişmekte olup kestirim bilgisine ihtiyaç duymazlar ve farklı bir tasarım

yaklaşımı kullanırlar. Bunlara örnek olarak [10,11] verilebilir.

Varış açısına yönelik güdüm konusu ise füze güdüm literatüründe yoğun olarak işlenen ve belirli bir olgunluğa gelmiş bir konudur. Temel olarak, harp başlığı etkinliği ve savunma sistemlerinden kaçınma için tercih edilmektedir [12]. Tasarım çerçevesi olarak, yine varış zamanı güdümünde kullanılan tasarım yaklaşımları öne çıkmaktadır. İlk olarak oransal seyrüsefer tabanlı çalışmalar incelenecek olur ise, bu tasarımlarda bir yanlılık terimi ya da fazlı yapılar dikkat çeker [13,14]. Optimal kontrol yaklaşımını kullanarak varış açısı kontrolüne çözüm getiren çalışmalara [15] ve [16] örnek verilebilir. Yine başka bir kontrol yaklaşımı olan kayan kipli kontrol ile de varış açısı kontrolü yapılabilmektedir [17,18]. Polinom yaklaşımları ise diğer temel tasarım yöntemlerine göre daha yenidir [19,20].

İlerleyen bölümlerde, öncelikle füze eşleşme kinematiği, sonrasında varış zamanı kontrolü anlatılacaktır. Daha sonra hareketli hedefe yönelik kuyruk takibi, varış açısı kontrolü temelinde incelenecektir. Ortak uçuş planlaması ve uçuş formasyonu için sanal hedef tanımlamaları aktarılacaktır. Son olarak, çoklu bir füze sisteminin aynı hedefe aynı anda gitmesi ve bir diğer örnek olarak da belirli bir uçuş formasyonunda kalınması benzetim ortamında incelenerek, ilgili sonuçlar paylaşılacaktır.

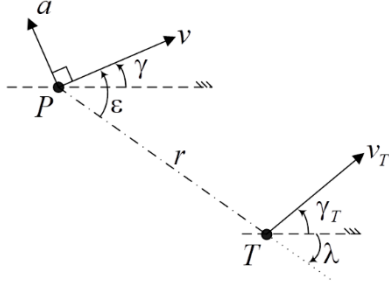
## 2. Eşleşme Kinematiği

Bir takipçi ile hedef arasındaki geometrik ilişki Şekil 1'de gösterilmiştir.  $r$  füzenin hedefe olan uzaklığını, yani menziline ve  $a$  füzenin yanal ivmesini temsil eder.  $\gamma$  füzenin uçuş yörünge açısı,  $\lambda$  hedef ile füze arasındaki görüş hattı açısı,  $\varepsilon$  ise füze hız vektörü ile hedef arasındaki açı olup bakma açısı olarak ifade edilir. Hız vektörünün dönüş hızı ile maruz kalınan ivme arasında şu şekilde bir  $a=v\dot{\gamma}$  ilişki vardır.  $\gamma_T$  hedefin uçuş yörünge açısıdır ve  $v_T$  hızıdır. Bu eşleşme kinematiğini iki diferansiyel denklem ile ifade etmek mümkündür. Bunlardan ilki menzilin değişimini tarif eden denklemdir:

$$\dot{r} = -v \cos \varepsilon + v_T \cos(\lambda - \gamma_T) \quad (1)$$

Görüş hattının açısal değişimini ise aşağıdaki denklem tarif eder:

$$r\dot{\lambda} = -v \sin \varepsilon + v_T \sin(\lambda - \gamma_T) \quad (2)$$



Şekil 1. Eşleşme kinematığı

Bu denklemlere ilaveten sıklıkla kullanılacak olan bir diğer denklem ise bahsi geçen açılar arasındaki ilişkidir:

$$\varepsilon = \gamma - \lambda \quad (3)$$

Tüm açılar saat yönünün tersine pozitifdir.

### 3. Ortak Varış Zamanı Kontrolü için Güdüm Tasarımı

Ortak varış zamanı gereksinimi olan bir çoklu füze sistemi için, öncelikle tek bir füzenin varış zamanı kontrolü anlatılmalıdır. Bu çalışmada bunun için polinom tasarım çerçevesi kullanılarak, varış zamanı kestirimine ihtiyaç duymayan bir güdüm yöntemi önerilmektedir. Konu hakkında derinlemesine bilgi için [21] incelenebilir; ilgili kısım burada özetlenecektir. Tasarımda, hedefin hareketsiz ve füzenin hızının sabit olduğu varsayılmıştır.

Hedef ile füze arasındaki mesafenin, zamanın derece-n bir fonksiyonu olduğu kabullenmesiyle yola çıkılmıştır:

$$r = x_n t^n + x_{n-1} t^{n-1} + \dots + x_2 t^2 + x_1 t + x_0 \quad (4)$$

Bu denklemde  $t$  zamanı gösterir ve  $x_{i=1..n}$  hesaplanması gereken parametreler olup, arzu edilen varış zamanına göre değer alırlar. Böyle bir yörüngeyi oluşturacak güdüm komutunun tanımlanabilmesi için öncelikle bakma açısız hızının bulunması gerekir. Bunun için Denklem 1'nin türevi gereklidir ( $v_T = 0$ ):

$$\dot{r} = v \dot{\varepsilon} \sin \varepsilon \quad (5)$$

Buradan hareketle, Denklem 3 ve Denklem 4 kullanılarak bakma açısız hızı şu şekilde elde edilir:

$$\dot{\varepsilon} = \frac{n(n-1)x_n t^{n-2} + (n-2)(n-1)x_{n-1} t^{n-3} + \dots + 3x_3 t + 2x_2}{v \sin \varepsilon} \quad (6)$$

Eğer Denklem 4'teki katsayılar biliniyorsa güdüm komutu, en genel hali ile şu şekilde olacaktır:

$$\dot{\gamma} = \frac{n(n-1)x_n t^{n-2} + (n-2)(n-1)x_{n-1} t^{n-3} + \dots + 3x_3 t + 2x_2}{v \sin \varepsilon} + \dot{\lambda} \quad (7)$$

### 3.1. Kapalı çevrim güdüm kanunu

Denklem 7'de görülen güdüm komutu açık çevrimdir. Yani yörünge sabit olarak tasarlanmış olup, herhangi bir bozucu altında kendini yenileyemez ve hedefe varışı sağlayacak düzenlemeleri yapamaz. Bu nedenle, koşulların değişmesine dayanıklı bir güdüm yapısının bulunması gereklidir. Bunun için güdüm komutunda kullanılan sabit değerlerin, zamanla değişen anlık değerler ile aşağıdaki şekilde yenilenmesi gerekir:

$$t = 0, r_0 = r, \varepsilon_0 = \varepsilon \quad (8)$$

Bunlara ilaveten, Denklem 7 kapsamında sabit olarak kullanılan varış zamanı, kendisinden anlık zaman bilgisinin çıkartılması ile şu şekilde güncellenir:

$$t_s = t_s - t \quad (9)$$

Denklem 8 ve Denklem 9, Denklem 7'de uygulandığında güdüm komutunda sadece  $x_2$  kalmaktadır ki artık bu, yeni bir katsayı içerecek şekilde yazılabilir:

$$\dot{\gamma} = \frac{2\hat{x}_2}{v \sin \varepsilon} + \dot{\lambda} \quad (10)$$

$\hat{x}_2$  temelde Denklem 7'deki  $x_2$ 'in anlık değerlere göre yenilenmiş halidir.

### 3.2. Güdüm katsayısının bulunması

Denklem 4'ün çözülmesi için öncelikle sınır koşulları verilmelidir. İlk iki katsayı, ilk menzil ve ilk açısız hız kullanılarak hesaplanır:

$$x_0 = r_0, x_1 = -v \cos \varepsilon_0 \quad (11)$$

Eğer istenen anda buluşma noktasına hatasız varılması istenir ise, diğer bir sınır koşul elde edilmiş olur:

$$x_n t_s^n + x_{n-1} t_s^{n-1} + \dots + x_2 t_s^2 + x_1 t_s + x_0 = 0 \quad (12)$$

İlaveten, bakma açısının vuruş anında sıfır olması gerekliliği  $\varepsilon(t_s) = 0$ , ki bu görüş hattı açısal hızının varma anında sonlu olması için gerekli olan (ancak yeterli olmayan) önemli bir koşuldur, şu denklemi oluşturur:

$$\begin{aligned} \dot{r}(t_s) &= n x_n t_s^{n-1} + (n-1) x_{n-1} t_s^{n-2} + \dots + \\ &2 x_2 t_s + x_1 = -v \end{aligned} \quad (13)$$

Bu temel ve zorunlu dört koşul, en düşük  $n$  değerinin 3 olacağını işaret etmektedir. Ancak sonlu ivme gereksiniminden ötürü, en düşük polinom derecesinin dört olması gerektiği bilinmektedir [21]. Nihayetinde, genel form için konuşulacak olursa, tüm bilinmeyenlerin bulunması için  $(n-3)$  adet koşulun daha tanımlanması gerekir. Tüm katsayıların bulunması için menzilin zamana bağlı bütün türevlerinin varış anında sıfır olması istenirse, yeterli miktarda koşul tanımlanabilir:

$$\left. \frac{d^2 r(t)}{dt^2} \right|_{t=t_s} = \left. \frac{d^3 r(t)}{dt^3} \right|_{t=t_s} = \dots = \left. \frac{d^{n-2} r(t)}{dt^{n-2}} \right|_{t=t_s} = 0 \quad (14)$$

Yukarıda tanımlanan bütün koşullar matris formunda yazılabilir:

$$\begin{bmatrix} A[x_0 & x_1 & \dots & x_n]^T = \\ [r_0 & -v \cos \varepsilon_0 & 0 & -v & 0 & \dots & 0]^T \end{bmatrix} \quad (15)$$

Bu denklem farklı  $n$  değerleri için çözümlerse,  $x_2$  için şu çözümlere ulaşılır:

$$x_2 = \begin{cases} \left. \begin{aligned} &(vt_s - 3r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \\ &2(3vt_s - 5r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \\ &3(5vt_s - 7r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \end{aligned} \right\} n=3,5,7 \\ \left. \begin{aligned} &3(2vt_s - 4r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \\ &5(4vt_s - 6r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \\ &7(6vt_s - 8r_0 + 2vt_s \cos \varepsilon_0)/t_s^2 \end{aligned} \right\} n=4,6,8 \end{cases} \quad (16)$$

Denklem 16'nın tekrarlılığı göz önüne alındığında genel formda çözümü şu şekilde olacaktır:

$$x_2 = \frac{n-1}{2t_s^2} \{ (n-2 + 2 \cos \varepsilon_0) vt_s - nr_0 \} \quad (17)$$

Denklem 10'da sunulan kapalı döngü güdüm kanununda sadece bu terimin gerekli olması nedeniyle, diğer katsayıların bulunmasına ihtiyaç yoktur. Son olarak ise,  $x_2$  katsayısından,  $\hat{x}_2$  katsayısına sayısına geçiş bahsedildiği üzere gerçekleştirildiğinde güdüm kanunu tamamlanır:

$$\hat{x}_2 = \frac{n-1}{2(t_s - t)^2} \{ (n-2 + 2 \cos \varepsilon) v(t_s - t) - nr \} \quad (18)$$

Dolayısı ile kullanılacak güdüm kanunu şu olacaktır:

$$\dot{\gamma} = \frac{n-1}{(t_s - t)^2 \sin \varepsilon} \begin{Bmatrix} (n-2 + 2 \cos \varepsilon) v(t_s - t) \\ -nr \end{Bmatrix} + \dot{\lambda} \quad (19)$$

Bu güdüm kanunu ile istenen varış zamanını sağlanabilir. [22]'de önerildiği üzere, birden çok füzeden tek bir vuruş zamanı istenerek çoklu uçuş sağlanabilir.

#### 4. Yanlı Oransal Seyrüsefer ile Hareketli Hedef Takibi

Çoklu uçuş sistemlerinde sıklıkla başvuru bir uçuş şekli de belirli bir formasyonda hareket etmektir. Bir uçuş formasyonuna ulaşmanın ve bunu korumanın yolarından biri, yörünge takibi yapmaktır. Bu bölümde, füzelerde çarpma açısı kontrolü için kullanılan bir güdüm kanunu, hareketli hedef takip algoritması için düzenlenerek anlatılacaktır [23].

#### 4.1. Takip algoritması

Ek terimli, diğer bir deyişle yanlı oransal seyrüsefer güdüm kanunu şu şekilde yazılabilir:

$$\dot{\gamma} = N\dot{\lambda} + b \quad (20)$$

Bu denklemden,  $N$  oransal seyrüsefer katsayısıdır ve  $b$  olarak gösterilen nicelik yanlılık terimidir. Bu terimin tasarımı son hal istemlerine göre yapılmalıdır. Bunun için, (yansız) oransal seyrüsefer güdüm kanununun integrali,  $t$  anından  $t^*$  anına kadar yazılırsa

$$\gamma^* - \gamma = N(\lambda^* - \lambda) \quad (21)$$

elde edilir. Bu formdan ilham alınarak, bir hata terimi oluşturulabilir:

$$e = \gamma^* - \gamma - N(\lambda^* - \lambda) \quad (22)$$

Şekil 1'den anlaşılacağı gibi, hareketli bir hedefe kuyruk takibi yapıldığında füzenin ve hedefin hız vektörleri görüş hattının üzerinde olacaktır.  $t^*$  ile işaret edilen an, füzenin kuyruk takibine ulaştığı an ise  $\gamma^* = \lambda^* = \gamma_T$  eşitliği geçerli olur. Böylece Denklem (22) aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$e = N\lambda - \gamma - (N-1)\gamma_T \quad (23)$$

Yukarıda belirtildiği gibi, yanlılık teriminin dayandırılacağı son halin (kuyruk takibi) bu denklem tarafından tanımlanması istenirse aşağıdaki strateji önerilebilir:

$$b = K_p e \quad (24)$$

Yukarıdaki eşitlikte  $K_p$  sabit oransal kazançtır. Denklem 20, Denklem 22 ve Denklem 23 beraber kullanıldığında aşağıdaki diferansiyel denkleme ulaşılır:

$$\dot{e} + K_p e = 0 \quad (25)$$

Bu denklem ile doğrusal olmayan bir çarpışma geometrisinde, doğrusal hata dinamiği yazılabileceği görülür. Bilindiği üzere, kazanç

pozitif olduğunda sistem kararlıdır ve birinci dereceden bir hata dinamiği olarak davranacaktır. Bunun anlamı, yeterli bir süre geçer ise açılı hatasının neredeyse sıfırlanacağıdır.

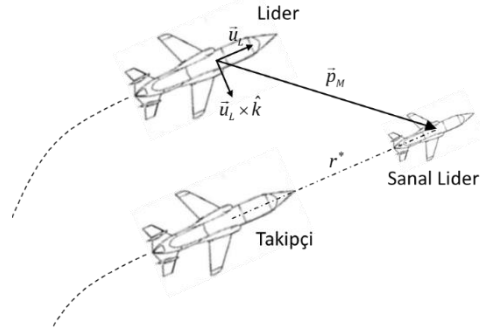
Son olarak güdüm kanunu, Denklem 20, 23 ve 24 kullanılarak

$$\dot{\gamma} = N\dot{\lambda} + K_p \{N\lambda - \gamma - (N-1)\gamma_T\} \quad (26)$$

şeklinde tanımlanır. Bu kanunla erişilen ve korunan kuyruk takip modunda, en az füze kadar hızlı olan hedef hiçbir zaman yakalanamayacak, lakin bakma açısı sıfır olarak takip edilecektir. Şimdi, kuyruk takip yaklaşımı kullanarak çoklu uçuş formasyonu anlatılacaktır.

#### 5. Ortak Uçuş Planlanması

Ortak uçuşta ilk görev, aynı hedefe farklı ilk koşullardan aynı anda varmaktır. Bunun için üçüncü bölümde anlatılan varış zamanı kontrolü her bir eleman için birbirinden bağımsız olarak uygulanır. Ortak uçuştaki ikinci görevde ise lider varış zamanı kontrolü ile hedefine doğru giderken diğer takipçileri onu Şekil 2'de gösterildiği üzere belirli bir formasyonla takip ederler. Takipçiler aslında lideri değil, buna bağlı olarak tanımlanan sanal liderleri takip ederler ve formasyonlarını korurlar.



Şekil 2. Takip mekanizasyonu

Şekil 2'de gösterildiği gibi, liderin hız vektörüne ait birim vektör  $\vec{u}_L$  ve sayfadan yukarı yönü işaret eden birim vektör  $\hat{k}$  olmak üzere, sanal liderin lidere göre konum vektörü aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\vec{p}_M = d_V \vec{u}_L + d_P (\vec{u}_L \times \hat{k}) \quad (27)$$

Burada  $d_V$  ve  $d_P$  sabit niceliklerdir; böylece lider ile sanal lider tek bir katı cisimmiş gibi hareket

eder. Sanal liderin pozisyon vektörü şu şekildedir:

$$\vec{p}_{SL} = \vec{p}_L + \vec{p}_M \quad (28)$$

Sanal hedefin hız vektörü ise şöyle yazılır:

$$\vec{v}_{SL} = \vec{v}_L + \dot{\gamma}_L \hat{k} \times \vec{p}_M \quad (29)$$

Sanal hedef hareketli bir hedef olduğu için güdüm algoritmasındaki ilgili hesaplarda bu denklem hesaba katılmalıdır. Öte yandan; liderin hızı sabit olsa da Denklem 32'nin söylediği gibi, sanal hedefin hızı sabit değildir. Bu nedenle, sanal hedefi sabit bir mesafeden takip etmesi istenen takipçinin hızı değişkenlik göstermelidir. Bu çalışmada aşağıdaki hız stratejisi benimsenmiştir [24]:

$$v_p = v_{SL} \frac{r_{takip}}{r^*} \quad (31)$$

Bu denklemde,  $v_{SL}$  sanal liderin hızı,  $v_p$  takipçinin hızı,  $r^*$  tasarımcı tarafından tanımlanan takip mesafesi ve  $r_{takip}$  ise sanal lider ile takipçi arasında anlık mesafedir. Bu denkleme göre takipçi, takip mesafesi azaldığında yavaşlamakta, arttığında ise hızlanmaktadır. İnsansız hava araçları için hız kontrolü standart bir yaklaşımdır. Füzelerde ise hız kontrolü yapabilen sistemler de bulunmaktadır, örnek olarak deniz seyir füzeleri gösterilebilir [25].

## 6. Benzetimler

Benzetim çalışmaları iki başlık altında incelenmiştir. İlk olarak, ortak varış zaman kontrolü istenen dört adet füze aynı hedefe aynı zamanda gitmektedirler. Füzeler arası haberleşme yoktur, her füzeye merkezden görev tanımı yapılmaktadır. İkinci çalışmada ise, bir lider ve üç takipçi dörtlü uçuş yaparak görevlerini icra ederler. Liderden vuruş zamanı kontrolü istenirken, diğer üç takipçi de lider göre uçuş gerçekleştirirler. Takipçilerden ikisi liderin her iki yanında ve diğeri arkasında olacak şekilde tanımlanmıştır. Benzetimlerde otopilot gecikmesi dahil edilmemiştir, ideal ortam varsayılmıştır.

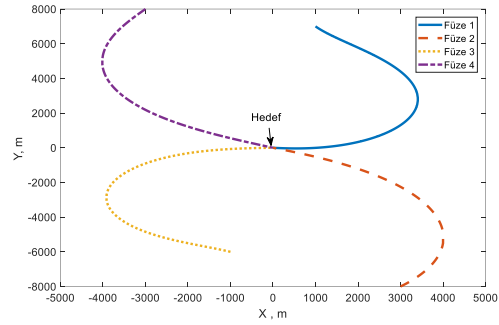
### 6.1. Varış zamanı kontrolü ile salvo saldırı

Füzelerin hızı 200 m/s'dir. Hedefin orijinde yer aldığı bu senaryoda, bu hız değeri ve Tablo 1'deki ilk koşullar hesaba katılarak bütün füzelerin

yerine getirebileceği 50 s değeri, ortak varış zamanı olarak belirlenmiştir.

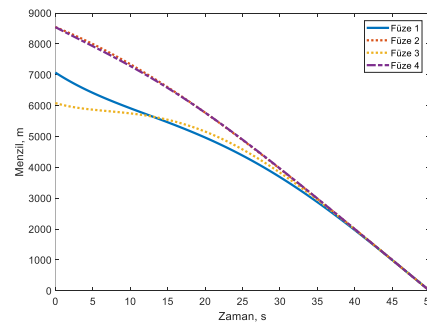
**Tablo 1:** Füzelerin ilk koşulları.

	1. Füze	2. Füze	3. Füze	4. Füze
$n$	4.5	5	5.5	6
$\gamma, ^\circ$	300	50	150	-120
$X_0, m$	1000	3000	-1000	-3000
$Y_0, m$	7000	-8000	-6000	8000

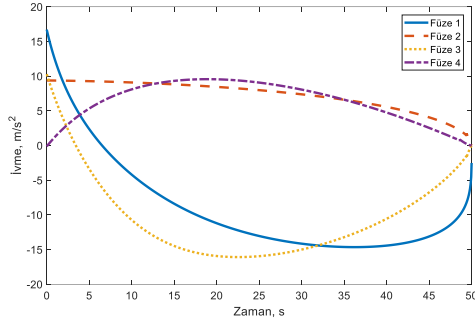


**Şekil 3.** Salvo uçuş yörüngeleri

Şekil 3'te farklı koordinatlardan harekete başlayan füzelerin, hedefe 50 s'de varmak üzere oluşturdukları yörüngeler görülmektedir. Şekil 4'te ise, menzillerin zamana bağlı değişimleri sunulmuştur. Görüldüğü üzere, güdüm algoritmasının etkin bir şekilde çalışması için füzelerin benzer ilk mesafelerden manevraya başlaması gerekmemektedir. Şekil 5'te ise bu yörüngeleri oluşturan ivme komutları incelenebilir.



**Şekil 4.** Füzelerin menzil değişimleri



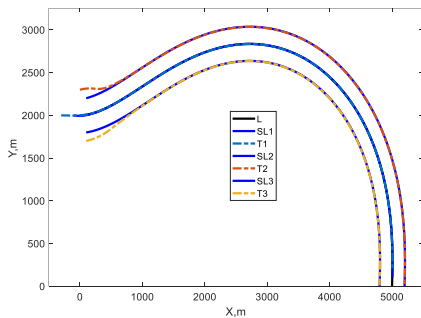
Şekil 5. İvme grafikleri

### 6.2. Formasyon uçuş senaryosu

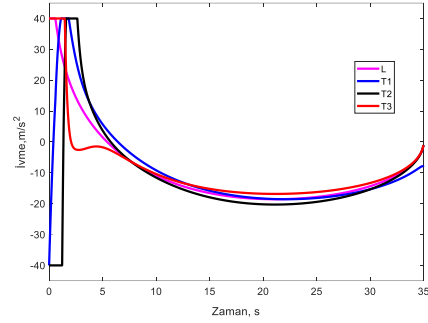
Çoklu formasyon uçuşta bir lider ve üç takipçi, Tablo 2'de verilen ilk koşullardan uçuşa başlamaktadırlar. Lider, vuruş zamanı kontrolü yapmaktadır. 35 sn'de hedefe varmalıdır ve  $n$  5'tir. Takipçi 2'nin ve 3'ün, liderin 200 m sol ve sağ yanında hareket etmeleri istenmektedir. Buna yönelik olarak, bu takipçilere ait sanal liderler, lidere göre  $d_V = r^* = 100$  m ve  $d_P = \pm 200$  m olacak şekilde konumlandırılmıştır. Takip için kullanılan algoritmanın  $K_p$  değeri 1 rad/sn'dir ve  $N$  değeri 1'dir. Takipçi hızının makul değerlerde kalması için 250 m/s'lik bir limit koyulmuştur. Takipçilerin ilk hızları 200 m/s'dir. Liderin hızı ise sabit olup yine 200 m/s'dir. Bütün elemanlar üzerinde 40 m/s<sup>2</sup>'lik ivme limiti vardır.

Tablo 2. Füzelerin ilk koşulları

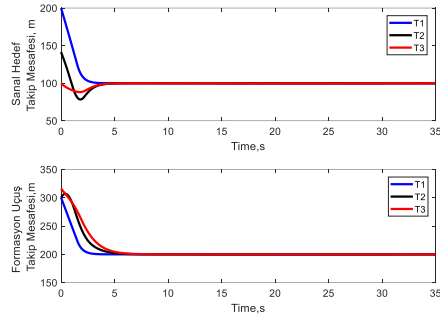
	1. Füze	2. Füze	3. Füze	4. Füze
$\gamma, ^\circ$	0	0	10	10
$X_0, m$	000	-300	0	100
$Y_0, m$	2000	2000	2300	1700



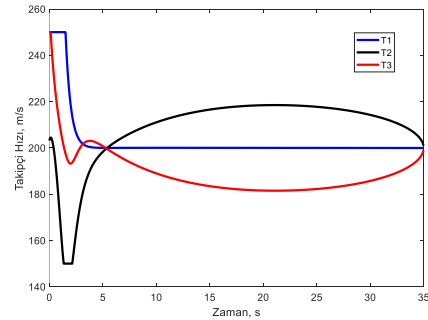
Şekil 6. Formasyon uçuş yörüngeleri



Şekil 7. İvme grafikleri



Şekil 8. Tasarım mesafelerinin değişimleri



Şekil 10. Takipçi hızları

Şekil 6'da formasyon uçuş yörüngeleri görülebilir. Bu yörüngeler için liderin ve takipçilerin uyguladıkları güdüm komutları ise Şekil 7'de incelenebilir. Şekilde 8'de ise sanal yörünge takip ve formasyon uçuş mesafeleri görülmektedir. Takipçilerin hızları ise Şekil 9'da verilmiştir.

### 7. Sonuçlar

Bu çalışmada, füze güdüm algoritmaları ile iki ayrı çoklu uçuş problemine çözümler sunulmuştur. İlk problemde varış zamanı

kontrolü ile aynı hedefe aynı anda çarpma sağlanmıştır. Varış zamanı merkezi görev biriminden tanımlanmış ve her füzeye ayrı ayrı iletilmiştir. Elemanların birbiri ile iletişimi yoktur, bağımsız hareket etmektedirler. İkinci problemde ise çoklu uçuş, belirli bir formasyonda yapılmıştır. Bunun için bir lider tanımlanmış ve vuruş zamanı kontrolü ile hedefe gitmesi planlanmıştır. Liderin yörüngesine bağlı olarak sanal lider yaklaşımı ile takipçilerin formasyonu koruması sağlanmıştır. Takip için yanlı oransal seyrüsefer algoritması kullanılmıştır. Sonuç olarak, füze güdüm yöntemleri ile çoklu uçuş sistemlerine yönelik çözümler getirilebileceği gösterilmiştir

#### Kaynakça

- [1] Zhou, J., Yang, J., 2016. Distributed Guidance Law Design for Cooperative Simultaneous Attacks with Multiple Missiles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 39, No. 10, s. 2439–2447. DOI: 10.2514/1.G001609
- [2] Belanger, J., Desbiens, A., Gagnon, E., 2007. UAV Guidance with Control of Arrival Time. *American Control Conference*, New York, USA, s. 4488-4493, . DOI: 10.1109/ACC.2007.4282775
- [3] Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 6th ed., AIAA, Reston, VA, 2012.
- [4] Jeon, I.-S., Lee, J.-I., Tahk, M.-J., 2016. Impact Time Control Guidance with Generalized Proportional Navigation Based on Nonlinear Formulation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 39, No. 8, s. 1887–1892. DOI: 10.2514/1.G001681
- [5] Tekin R., Erer K.S., Holzapfel F., 2016. Control of Impact Time with Increased Robustness via Feedback Linearization. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 39, No. 7, s. 1682–1689. DOI: 10.2514/1.G001719
- [6] Kim M., Jung B., Han B., Lee S., Kim Y., 2015. Lyapunov-Based Impact Time Control Guidance Laws Against Stationary Targets. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt. 51, No. 2, s. 1111–1122. DOI: 10.1109/TAES.2014.130717
- [7] Saleem A, Ratnoo A., 2016. Lyapunov-Based Guidance Law for Impact Time Control and Simultaneous Arrival. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 39, No. 1, s. 164–173. DOI: 10.2514/1.G001349
- [8] Cho D, Kim HJ, Tahk MJ., 2016. Nonsingular Sliding Mode Guidance for Impact Time Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 39, No. 1, s. 61–68. DOI: 10.2514/1.G001167
- [9] Kumar, S.R., Ghose, D., 2015. Impact Time Guidance for Large Heading Errors Using Sliding Mode Control. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt. 51, No. 4, s. 3123 – 3138. DOI: 10.1109/TAES.2015.140137
- [10] Tekin, R, Erer, K.S, Holzapfel, F. , 2017. Polynomial Shaping of the Look Angle for Impact Time Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 40, No. 10, s. 266-273. DOI: 10.2514/1.G002751
- [11] Kim, H., Lee, J., Kim, H.J., Kwon, H., Park, J., 2019. Look-Angle-Shaping Guidance Law for Impact Angle and Time Control with Field-of-View Constraint. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt. 56, No. 2, s. 1602-1612. DOI: 10.1109/TAES.2019.2924175
- [12] Erer KS. 2015. Biased Proportional Navigation Guidance for Impact Angle Control with Extension to Three-Dimensional Engagements, *Doktora Tezi*, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara.
- [13] Kim, B.S., Lee, J.G., Han, H.S., 1988. Biased PNG Law for Impact with Angular Constraint. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt. 34, No. 1, s. 277–288. DOI: 10.1109/7.640285
- [14] Tekin R, Erer KS., 2015. Switched-Gain Guidance for Impact Angle Control Under Physical Constraints. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 38, No. 2, s. 205–216. DOI: 10.2514/1.G000766
- [15] Ryoo, C.-K., Cho, H., Tahk, M.-J., 2005. Optimal Guidance Laws with Terminal Impact Angle Constraint. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 28, No. 4, s. 724–732. DOI: 10.2514/1.8392
- [16] Ohlmeyer, E.J., Phillips, C.A., 2006. Generalized Vector Explicit Guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Cilt. 29, No. 2, s. 261–268. DOI: 10.2514/1.14956
- [17] Yao, Z., Yongzhi, S., Xiangdong, L., 2014. Sliding Mode Control Based Guidance Law with Impact Angle. *Chinese Journal of Aeronautics*, Cilt. 27, No. 1, s. 145–152. DOI: 10.1016/j.cja.2013.12.011
- [18] Zhao, Y., Sheng, Y.Z., Liu, X.D., 2014. Sliding Mode Control Based Guidance Law with Impact Angle Constraint. *Chinese Journal of Aeronautics*, Cilt. 27, No. 1, s. 145–152. DOI: 10.1016/j.cja.2013.12.011
- [19] Kang, S., Tekin, R., Zhang, L., 2020. Impact Angle Control Under Look-Angle Constraint". *Mediterranean Control and Automation Conference*, submitted, 2020.
- [20] Lee, C.H., Kim, T.H., Tahk M.J., Whang, I-H., 2013. Polynomial Guidance Laws Considering Terminal Impact Angle and Acceleration Constraints. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Cilt. 49, No. 1, 74–92. DOI: 10.1109/TAES.2013.6404092
- [21] Tekin R. 2018. A New Design Framework for Impact Time Control, *Doktora Tezi*, Münih Teknik Üniversitesi, Münih, Almanya.
- [22] Zadka, B., Tripathy, T., Tsaiik, R., Shima, T., 2020. A Max-Consensus Cyclic Pursuit Based Guidance Law for Simultaneous Target Interception, *European Control Conference*, accepted, St. Petersburg, Rusya.
- [23] Tekin, R., Erer, K.S., Özgören, M.K., 2016. Biased Proportional Navigation with Exponentially Decaying Error for Impact Angle Control and Path Following, *Proceedings of the 24th Mediterranean*



- Control and Automation Conference, Atina, Yunanistan, 21-24 Haziran.  
DOI: 10.1109/MED.2016.7535911
- [24] Medagoda, E, Gibbens, P., 2010. Synthetic-Waypoint Guidance Algorithm for Following a Desired Flight Trajectory. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Cilt. 33, No. 2, 601-606.  
DOI: 10.2514/1.46204
- [25] Lennox D., 2004. Cruise Missile Technologies and Performance Analysis. Jane's Strategic Weapon Systems, 40, Jane's Defense Data.