

Dört Rotorlu Bir Mikro İnsansız Hava Aracının (İHA) İki Serbestlik Dereceli PI Kontrolcü ile Yörünge Takibinin Gerçekleştirilmesi

Trajectory Tracking Control of a Four Rotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Using Two Degree of Freedom PI Controller

Kaan Can¹, Kamil Orman², Abdullah Başçı¹, Adnan Derdiyok³

¹Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü

Atatürk Üniversitesi, Erzurum

kaan.can@atauni.edu.tr, abasci@atauni.edu.tr

²Elektronik ve Otomasyon Bölümü

Erzincan Üniversitesi, Erzincan

korman@erzincan.edu.tr

³Mekatronik Mühendisliği Bölümü

Sakarya Üniversitesi, Sakarya

derdiyok@sakarya.edu.tr

Özet

Bu çalışmada insansız hava aracı (İHA) olarak adlandırılan 4 rotorlu, düşük maliyetli ve iç mekân için tasarlanmış bir quadrotor helikopterin (mikro İHA) yörünge takibi için ikinci dereceden PI (2 DOF PI) kontrolcü test edilmiştir. Tasarlanan kontrolcünün performansı parametreleri iyi uyarlanmış geleneksel PI kontrolcü ile karşılaştırılmıştır. Deney düzeneği olarak seçilen mikro İHA düşük maliyetli olmakla birlikte sonar, GPS ve atalet sensörleri ile donatılmıştır. Mikro İHA'nın sistem yapısı iç döngü ve dış döngü olmak üzere iki ayrı döngü olarak ele alınmıştır. Kapalı ortamda mikro İHA'ya eğik çember ve zigzag rota takibi için PI ve 2 DOF PI kontrolcülere uygulanmış ve her iki kontrolcü performansları deneysel sonuçlar üzerinden karşılaştırılmıştır.

Abstract

In this study, a four rotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) that is called Quadrotor (Micro UAV), is used to test and show effectiveness of 2 DOF PI controller for path tracking of Micro UAV for different reference routes such as zigzag and inclined circle routes. Then, a well-tuned conventional PI controller is also applied to show the performance and priority of 2 DOF PI controller for the same reference routes. Micro UAV is a low cost system and equipped with sonar, GPS and inertia sensors as well. The dynamic structure of Micro UAV is handled with two different separated model dynamics that are inner and outer loops. Both controllers are applied and compared in terms of path tracking performance experimentally for different reference routes.

1. Giriş

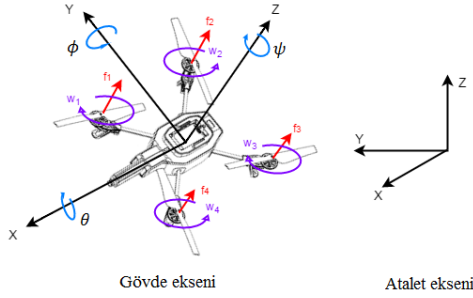
Son yıllarda insansız hava araçları (İHA) sivil, ticari, akademik ve askeri alanlarda yaygın bir şekilde

kullanılmaktadır. Dört pervaneli mikro İHA'ların dinamiklerinden kaynaklanan kararsızlıklarından dolayı kontrolü oldukça zordur. İHA'ların yörünge kontrolü üzerine yapılan çalışmada [1]; referans giriş işareti yörüngeye ait noktaların koordinatları ve istenilen hızlar olarak kabul edilmiştir. Bu şekilde yapılacak olan kontrol işleminde Quadrotor'un yörüngeyi takip edebilmesi için kontrol girişinin her yeni koordinat noktası ve hız için sürekli güncellenmesi gerektiği belirtilmiştir. Yörünge kontrolü için basitleştirilmiş bir kontrol yaklaşımı sunulan çalışmada [2] ise; İHA'nın durum değişkenleri kullanılarak dikey hız ve açıları bir iç kontrolcü, yörüngeyi ise bir dış kontrolcü ile kontrol ederek basitleştirilmiş bir kontrol yapısı sunulmuştur. İHA'lar gibi karmaşık sistemlerde başarılı bir referans takibi gerçekleştirilirken aynı anda bozucu etkilere karşı sistemin iyi bir cevap vermesi geleneksel bir serbestlik dereceli kontrolcü yapısı ile zordur. Bir kontrol sisteminin serbestlik derecesi bağımsız olarak ayarlanabilir kapalı döngü transfer fonksiyonlarının sayısı olarak tanımlanır [3]. İki serbestlik dereceli kontrolcüler, bir serbestlik dereceli kontrolcülere göre iyi bir geri besleme, referans takibi ve bozucu etkilere cevap verme bakımından avantajlıdır [4]. İki serbestlik dereceli PI kontrolcü de böyle bir avantaj sağlar. Bozucu etkilere karşı sistem cevabını üretirken referans takibini de gerçekleştirir. Literatürde iki serbestlik dereceli kontrolcüler kullanılarak yapılan çalışmalarda; H. Nematı ve P.Bagheri tarafından [5]; iki serbestlik dereceli PI kontrolcü için Butterword kuralları ve genetik algoritma optimizasyonuna dayalı bir ayarlama metodu tarif edilmiştir. M.Araki ve H.Taguchi, iki serbestlik dereceli farklı PID kontrol yapıları ve uygun parametre ayarlama yöntemi geliştirilmiştir [6].

Bu çalışmada düşük maliyetli bir Quadrotor'un yörünge kontrolü için parametreleri iyi uyarlanmış geleneksel bir PI kontrolcü ve iki serbestlik dereceli PI (2 DOF PI) kontrolcü test edilmiştir.

2. Mikro İHA'nın dinamik modeli

Dört pervaneli bir hava aracının dinamikleri altı serbestlik dereceli bir cismin uzaydaki hareketine benzetilmektedir [7]. Hava aracına ait bu dinamikler $I = [e_x, e_y, e_z]$ ile ifade edilen atalet eksenleri ve $B = [e_1, e_2, e_3]$ ile ifade edilen gövde ekseninde tanımlanmaktadır. Mikro İHA'nın bulunduğu konum $\xi = (x, y, z)^T$, doğrusal eksenlerdeki hızları $v = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$, açışal hızları $\Omega = (p, q, r)^T$ ve eksenel duruş açıları $\eta = (\phi, \theta, \psi)^T$ olarak ifade edilmektedir.



Şekil 1: Mikro İHA'nın eksenleri

Mikro İHA'nın gövde eksenleri ve atalet eksenleri arasındaki ilişki rotasyon matrisi ($R: I \rightarrow B$) ile ifade edilmektedir. Böylece mikro İHA'nın dinamik eşitlikleri aşağıda belirtildiği gibi yazılabilir.

$$\left. \begin{aligned} m\dot{v} &= TRe_z - mge_z \\ I\dot{\Omega} &= -\Omega * I\Omega - G + \tau \\ \dot{\xi} &= v, \dot{\eta} = \Omega \\ m\ddot{\xi} &= TRe_z - mge_z \\ I\ddot{\eta} &= -\dot{\eta} * I\dot{\eta} - G + \tau \\ \dot{R} &= R \cdot sk(\Omega) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Eşitlik (1)'de “ T ” rotor kuvvetleri tarafından oluşan toplam itme kuvvetini, “ m ” mikro İHA'nın kütlelerini, “ I ” ataletini, “ g ” yerçekimini, “ G ” Jirooskopik torkları, “ $sk()$ ” ise skew-simetrik matrisini ($a, b \in \mathbb{R}^3 \rightarrow sk(a), b = a * b$) ve $\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T$ ise torkları ve ifade etmektedir. Toplam itme kuvveti aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i \quad (2)$$

Denklemden “ f_i ” ; i . rotor tarafından oluşan “ ω_i ” rotor açışal hızı ile belirlenen kaldırma kuvvetini ifade etmektedir ve hesaplanışı aşağıda belirtildiği gibidir.

$$f_i = b\omega_i^2 \quad (3)$$

Eşitlik (1)'deki Jirooskopik torklar ise;

$$G = \sum_{i=1}^4 I(\Omega * e_z)(-1)^{i+1} \omega_i \quad (4)$$

şeklinde ifade edilebilir. Tork ifadeleri ise aşağıdaki gibidir;

$$\begin{bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ b(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

Burada “ b ” itme faktörü, “ d ” ise sürüklenme faktörünü ifade eder. Böylece mikro İHA'nın tipik dinamik modeli aşağıdaki şekilde ifade edilebilir [8]. Denklemden “ $I_{x,y,z}$ ” mikro İHA gövdesinin x,y,z eksenlerindeki ataletini, $\Theta = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4$ ise rotorda jirooskopik etkiye neden olan, saat yönünün tersinde dakikadaki artık devirler olarak ifade edilmektedir.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= v_x \\ \dot{y} &= v_y \\ \dot{z} &= v_z \\ \dot{v}_x &= -(\sin(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) - \cos(\psi) \sin(\phi)) \frac{T}{m} \\ \dot{v}_y &= -(\cos(\psi) \sin(\theta) \cos(\phi) + \sin(\psi) \sin(\phi)) \frac{T}{m} \\ \dot{v}_z &= \cos(\theta) \cos(\phi) \frac{T}{m} - g \\ \dot{\phi} &= p + \sin(\phi) \tan(\theta) q + \cos(\phi) \tan(\theta) r \\ \dot{\theta} &= \cos(\phi) q - \sin(\phi) r \\ \dot{\psi} &= \sin(\phi) \sec(\theta) q + \cos(\phi) \sec(\theta) r \\ \dot{p} &= \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) qr + \left(\frac{I_r}{I_x} \right) q\Theta + \frac{\tau_1}{I_x} \\ \dot{q} &= \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) pr + \left(\frac{I_r}{I_y} \right) p\Theta + \frac{\tau_2}{I_y} \\ \dot{r} &= \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) qp + \frac{\tau_3}{I_z} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Mikro İHA'nın yörünge takibinde referans konum ve referans duruş açıları;

$$\left. \begin{aligned} \xi_r(t) &= [x_r(t), y_r(t), z_r(t)]^T \\ \eta(t) &= [\phi_r(t), \theta_r(t), \psi_r(t)]^T \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

olarak verilsin. Referansa göre yörünge izleme hata sinyalleri de aşağıdaki gibi tanımlı olsun.

$$E_\xi = [\xi - \xi_r, \dot{\xi} - \dot{\xi}_r]^T, \quad E_\eta = [\eta - \eta_r, \dot{\eta} - \dot{\eta}_r]^T \quad (8)$$

Hata sinyallerinin türevleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{E}_\xi = A_1 E_\xi + B_1 (\ddot{\xi} - \ddot{\xi}_r), \quad \dot{E}_\eta = A_1 E_\eta + B_1 (\ddot{\eta} - \ddot{\eta}_r) \quad (9)$$

Burada $A_1 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, $B_1 \in \mathbb{R}^{6 \times 3}$ şeklinde tanımlı birer matris olmak üzere aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

Eşitlik (1)'de $\ddot{\xi}$ ve $\ddot{\eta}$ 'ye bağlı olarak verilen dinamik

eşitlikler; konum kontrol (dış döngü) ve duruş kontrol (iç döngü) alt sistemlerinin rotasyon matrisi aracılığı ile birleştirildiği kaskad bağlı bir yapı olarak kabul edilebilir [9]. Böylece doğrusal olmayan bir sistemi, iki doğrusal alt sistemin doğrusal olmayan bir terim aracılığı ile birleştirildiği yapı olarak ele alabiliriz. Sistemi kaskad yapıda birleştirmek için sanal ya da ara kontrol işareti olarak $\gamma = [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T \in \mathbb{R}^3$ tanımlanmıştır. Bu tanımlamadan

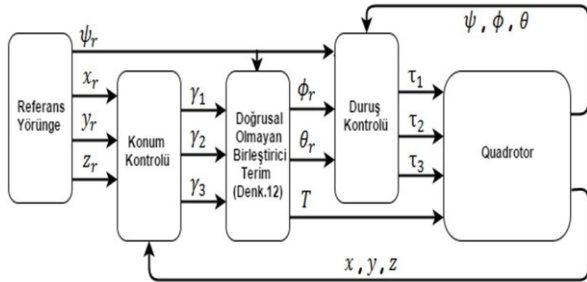
sonra açık döngü kontrol yapısı eşitlik (9)'daki $\ddot{\xi}$ ve $\ddot{\eta}$ terimleri yerine eşitlik (1)'deki ifadeleri yazılarak elde edilebilir.

$$\left. \begin{aligned} \dot{E}_\xi &= A_1 E_\xi + B_1(\gamma - \ddot{\xi}_r) + B_1\left(\frac{T}{m} Re_z - g e_z - \gamma\right) \\ \dot{E}_\eta &= A_1 E_\eta + B_1(I^{-1}(\tau - \dot{\eta} * I\dot{\eta} - G) - \ddot{\eta}_r) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

Denklemden $f_\Delta(T, \gamma, e_z) = B_1\left(\frac{T}{m} Re_z - g e_z - \gamma\right)$ ifadesi iç döngü ve dış döngü alt sistemleri arasındaki bağlantıyı sağlayan birleştirici terimdir [10]. Bu çalışmada kullanılacak olan kontrolcü yapısı için kontrol edilecek durumlar $\xi(t)$ ve $\psi(t)$ olarak belirlenmiş ve bu nedenle yörünge takibi için $\xi_r(t)$ ve $\psi_r(t)$ referans işaretleri kullanılmıştır. Ara kontrol işareti $\gamma = [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T$ [10]'da verilen çalışma ışığında aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\left. \begin{aligned} \gamma_1 &= \frac{T}{m}(\cos(\psi_r) \sin(\theta_r) \cos(\phi_r) + \sin(\psi_r) \sin(\phi_r)) \\ \gamma_2 &= \frac{T}{m}(\cos(\psi_r) \sin(\theta_r) \cos(\phi_r) - \sin(\psi_r) \sin(\phi_r)) \\ \gamma_3 &= \frac{T}{m}(\cos(\theta_r) \cos(\phi_r) - g) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

Eşitlik (12) kullanılarak,



Şekil 2: Kontrolcü yapısı.

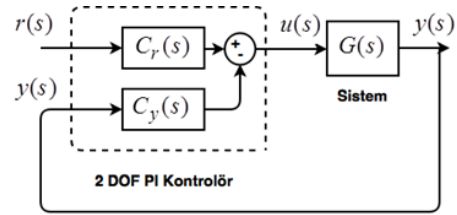
$$\left. \begin{aligned} T &= m\sqrt{\gamma_1^2 + \gamma_2^2 + (\gamma_3 + g)^2} \\ \phi_r &= \sin^{-1}\left(\frac{m\gamma_1}{T} \sin\psi_r - \frac{m\gamma_2}{T} \cos\psi_r\right) \\ \theta_r &= \tan^{-1}\left(\frac{\gamma_1}{\gamma_3 + g} \cos\psi_r - \frac{\gamma_2}{\gamma_3 + g} \sin\psi_r\right) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

Bu noktada γ ve τ kontrol işaretlerini elde etmek için yapılacak olan kontrol tasarımının hedefi E_ξ ve E_η hata sinyallerinin asimptotik sifıra yakınsaması üzerinedir [9]. Eşitlik (11)'de f_Δ birleştirici terimi geçici olarak göz ardı edilerek dış döngü kontrolcü yapısı olarak $\dot{E}_\xi = fE_\xi$ ve iç

döngü kontrolcü yapısı olarak $\dot{E}_\eta = fE_\eta$ belirlenebilir.

3. Kontrol

Mikro İHA'nın $\xi = (x, y, z)$ konumunda ve yönelme açısının ψ olduğunu varsayalım. Hava aracını ψ_r yönelme açısı ile $\xi_r = (x_r, y_r, z_r)$ konumuna hareket ettirmek için önceki bölümde bahsedilen dış kontrol yapısına uygun bir kontrolcü tasarlayabiliriz. Bu sayede iç kontrolcü için gerekli giriş işaretleri dış kontrolcü tarafından sağlanmaktadır. Mevcut deneysel düzenekte iç kontrolcü olarak parametreleri iyi ayarlanmış bir klasik PID kontrolcüsü bulunmaktadır. Dış döngü kontrolcüsü oluşturulan referans yörüngeye göre konum hata işaretlerini işleyip iç döngü kontrolcüsüne hava aracının açılı referanslarını üretecektir. Bu sayede doğrusal olmayan bir yapıya sahip hava aracının yörünge kontrolü için kontrol edilecek değişkenlerin sayısı azaltılmış ve kontrol yapısı basitleştirilmiştir. Yörünge izleme hatasını (E_ξ) asimptotik sifıra yakınsamak için dış döngü kontrolcüsünün çıkışı olan aracı kontrol işareti $\gamma(t)$ elde edilecek ve iç döngü kontrolcüsüne açılı referansı olarak aktarılacaktır. Şekil 2. de yörünge kontrolü için kullanılan iç ve dış döngü kontrol yapısı görülmektedir. Şekil 3. te ise dış döngü kontrol yapısında kullanılan 2 serbestlik dereceli PI kontrolcüsü görülmektedir.



Şekil 3: 2 DOF PI kontrolcü yapısı.

Burada;

$$C_r(s) = bK_p + \frac{K_i}{s} \quad (14)$$

$$C_y(s) = -K_p - \frac{K_i}{s} \quad (15)$$

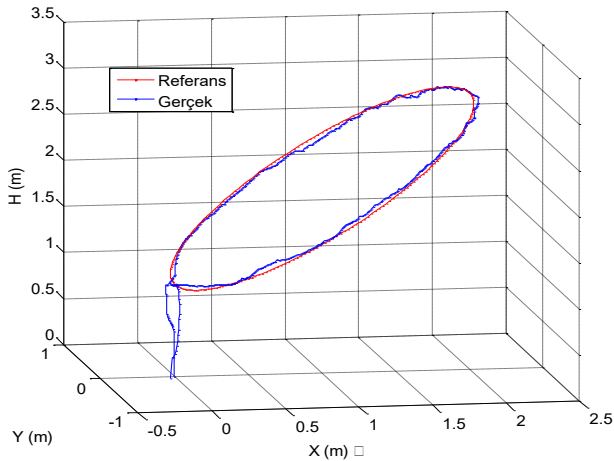
$$u(s) = C_r(s)r(s) + C_y(s)y(s) \quad (16)$$

şeklinde ifade edilir. K_p oransal kazanç değerini, K_i integral kazanç değerini ve b ise oransal terimin ayar noktası etki değerini ifade etmektedir. 2 DOF PI kontrolcüsü Şekil 2'de verilen hava aracının kontrol yapısındaki konum kontrolcüsü bloğunda x-y ve h eksenleri için ayrı ayrı parametreleri ayarlanarak kullanılmıştır.

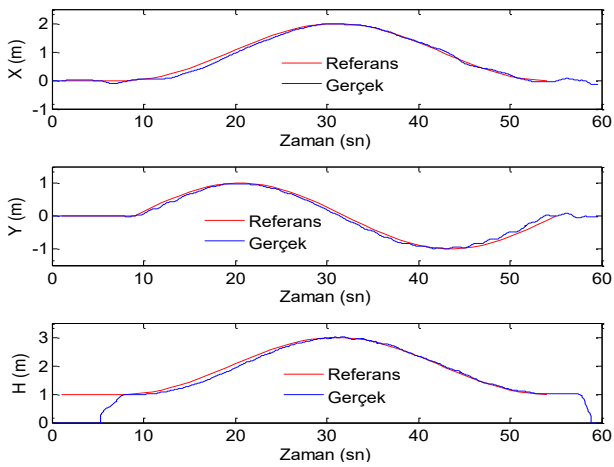
4. Deneysel çalışma

Mikro İHA'nın gerçek zamanlı referans rota takibi 2 serbestlik dereceli PI kontrolcü kullanılarak iki farklı yörünge için gerçekleştirilmiştir. 2 DOF PI kontrolcüsünün performansı referans başlangıç değerine ulaşma süresi ve x-y-h eksenlerinde oluşan takip hatası bakımından parametreleri iyi ayarlanmış bir geleneksel PI kontrolcü ile kıyaslanmıştır. Deneysel çalışmada kullanılan kapalı alan için tasarlanmış düşük maliyetli mikro İHA ile 1-2 m/s hızla gerçekleştirilen yörünge takibinde hava aracının konum hassasiyeti toplam uçuş mesafesinin %10'u kadardır. Bununla birlikte hava

aracında bulunan sonar cihazı aracılığı ile yapılan yükseklik ölçümlerinde yaklaşık %20 hata oranı vardır ve bu hata payı uçuş esnasında hava aracının altında bulunan yüzeye bağlı olarak değişiklik göstermektedir. Her iki kontrolcü performansı ilk olarak x-y ve h eksenlerinde aynı anda değişim içeren eğik çember yörünge referansı kullanılarak test edilmiştir. Belirlenen yörünge [1]'deki çalışma ışığında 300 noktadan oluşturulmuş ve eğik çember yörünge başlangıç yüksekliği 1 metre, maksimum yüksekliği 3 metre ve çember çapı 2 metre olarak belirlenmiştir. Deneysel sonuçlar hava aracının belirlenen yörünge üzerindeki kalkış ve iniş süreleri dâhil 60 saniyelik hareketini göstermektedir. Parametreleri iyi ayarlanmış PI kontrolcü kullanılarak yapılan yörünge takibine ait uygulama sonuçları Şekil 6 ve 7'de gösterilmiştir. Şekil 6'da referans ve gerçek yörünge 3 boyutlu olarak, Şekil 7'de ise x-y-h eksenlerindeki referans ve gerçek seyahat mesafeleri verilmiştir. Şekil 6'da referans yörünge başlangıcında hava aracının yörüngeyi yakalamakta zorlandığı fakat sonrasında referans değerini yakaladığı ve yörünge kalmak için salınımlar yaptığı görülmektedir. Şekil 7'de ise x, y ve h ekseninde referans yörüngeyi takip ederken yörüngeден ayrılmalar meydana geldiği ve özellikle x-h eksenlerinde bu ayrılma miktarının daha fazla olduğu görülmektedir. Şekil 4 ve 5'de ise 2 DOF PI kontrolcü kullanılarak gerçekleştirilen eğik çember yörünge takibine ait sonuçlar gösterilmiştir. Şekil



Şekil 4: 2 DOF PI kontrolcü eğik çember rota grafiği.



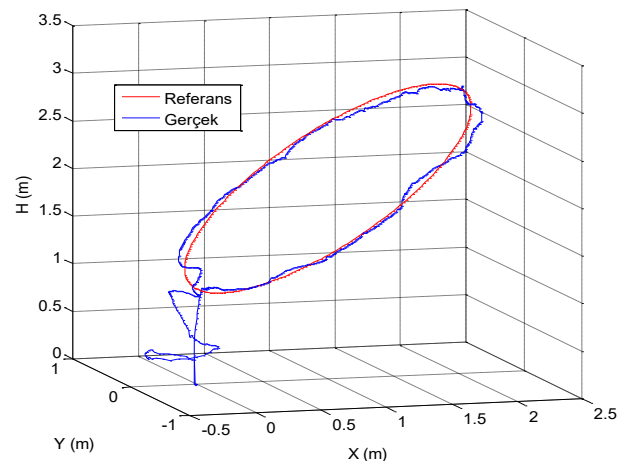
Şekil 5: 2 DOF PI kontrolcü eğik çember referans ve gerçek rota takip grafiği.

4'te referans ve gerçek yörünge 3 boyutlu gösteriminde; 2 DOF PI kontrolcünün yörüngeyi geleneksel PI kontrolcüyeye göre daha az salınım yaparak ve daha düşük ayrılma miktarı ile takip ettiği görülmektedir. Şekil 5'de ise x-y ve h eksenlerindeki ayrılma miktarının ve hatanın PI kontrolcüyeye oranla daha az olduğu görülmektedir.

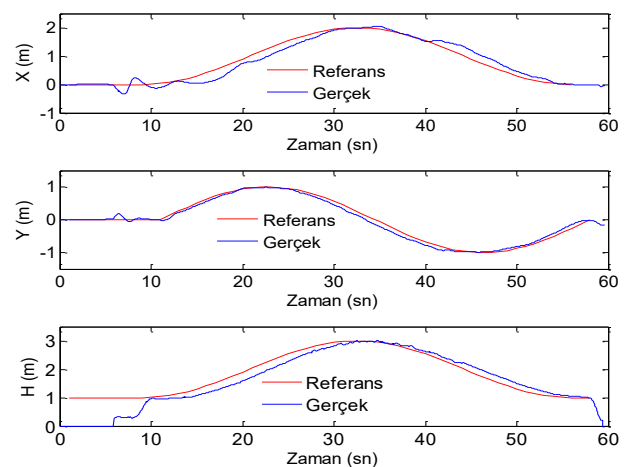
Son olarak kontrolcü performansları zigzag olarak adlandırılan yörünge için test edilmiştir. Bu yörünge referansında 90 dereceden küçük açılar ile ani değişim içeren dönüş manevraları bulunduğundan kontrolcülerin ani değişim anlarındaki performansları kıyaslanmıştır. Şekil 10'da PI kontrolcüyeye ait yörünge takibi sonuçları 3 boyutlu olarak gösterilmiştir. Ani değişim anlarında yörünge üzerindeki ayrılma miktarları artmıştır. 2 DOF PI kontrolcü kullanılarak gerçekleştirilen yörünge takibinde ise; Şekil 8'de yörünge takibindeki hata ve yörüngeден ayrılma miktarının PI kontrolcüyeye oranla daha az olduğu ve referanstaki ani değişim anlarında hava aracının yörüngeyi daha iyi takip ettiği görülmektedir. Ayrıca Şekil 12'de doğrusal yörünge izleme hatasının PI kontrolcüyeye oranla daha az olduğu görülmektedir.

5. Sonuçlar

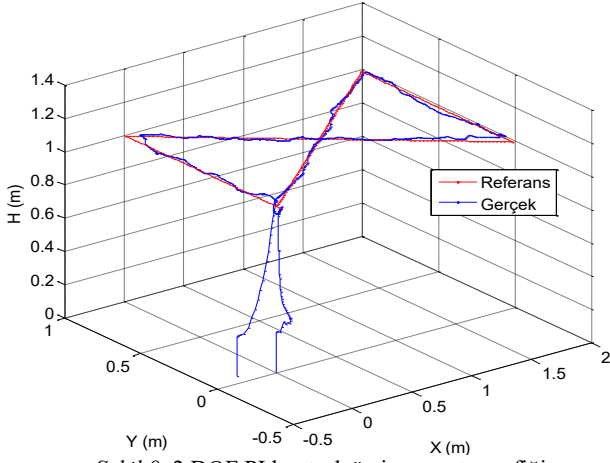
Bu çalışmada İHA'nın gerçek zamanlı yörünge takibi 2 DOF PI kontrolcü ile gerçekleştirilmiştir. Kontrolcü performansı



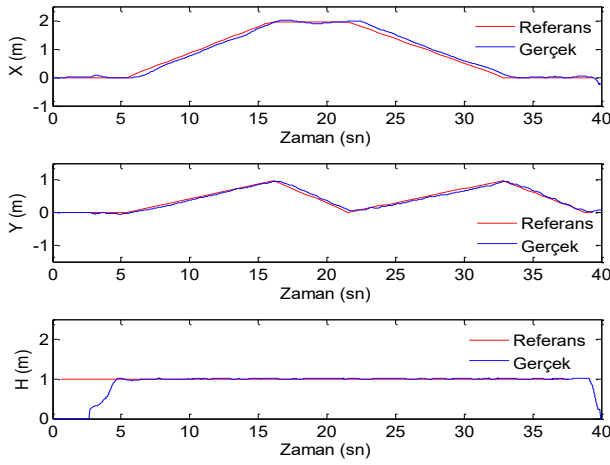
Şekil 6: PI kontrolcü yörünge takip grafiği.



Şekil 7: PI kontrolcü referans rota ve gerçek rota takip grafiği.



Şekil 8: 2 DOF PI kontrolcü zigzag rota grafiği.

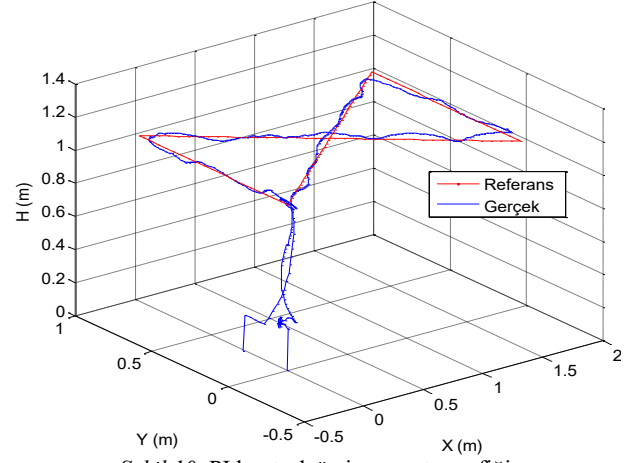


Şekil 9: 2 DOF PI kontrolcü zigzag referans ve gerçek rota takip grafiği.

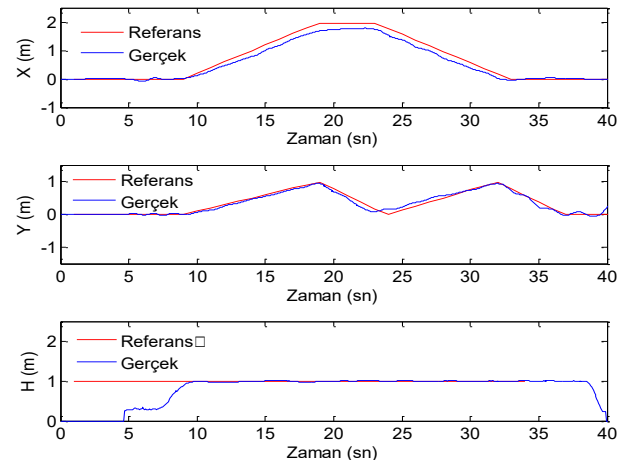
x-y-h eksenlerinde yumuşak değişimler içeren eğik çember ve x-y eksenlerinde ani değişimler içeren zigzag yörüngelerde test edilmiştir. Ayrıca 2 DOF PI kontrolcünün performansı belirtilen referans yörüngeler kullanılarak parametreleri iyi uyarlanmış PI kontrolcü ile kıyaslanmıştır. Elde edilen sonuçlarda 2 DOF PI kontrolcü PI kontrolcüye göre hava aracını referans yörüngeye daha az salınımlar ile ulaştırdığı, referans takibi esnasında yörüngeden daha az ayrılma miktarları olduğu ve referansın ani değişim anlarında değişime daha iyi cevap verdiği görülmüştür.

6. Kaynaklar

- [1] Hoffmann, G M, Steven L. Waslander, and Claire J T, "Quadrotor helicopter trajectory tracking control", *AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit*. Hanolulu, Hawaii, 18-21 August, pp:1-14, 2008.
- [2] Sole F, "Modelling and control of a quadcopter" *Advanced in Military Technology* 1:29-38, 2007.
- [3] Mituhiko A. and Hidefumi T. "Two-Degree-of-Freedom PID controller" *International Journal of control, automation and systems*, pp. 401-411, 2003



Şekil 10: PI kontrolcü zigzag rota grafiği.



Şekil 11: PI kontrolcü zigzag referans ve gerçek rota takip grafiği.

- [4] Bagheri P. and Nematı H., "Novel tuning strategy for two-degree-of-freedom PI controllers," in *Prep. 18th IFAC World Congress, Milano, Italy*, pp.6757-6762, 2011.
- [5] Nematı. H, and Bagheri.P, "A new approach to tune the two-degree-of-freedom (2 DOF)", In *IEEE International Symposium on Computer-Aided Control System Design(CACSD)*, pp. 1819-1824,2010.
- [6] M. Araki and H. Taguchi, "Two-Degree-of-Freedom PID Controllers", *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 1 , pp. 401-411, 2003.
- [7] Tayebi A. And McGilvray S.,2006. "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, pp. 562-571
- [8] Qianying Li., 2014. "Grey-Box System Identification of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", *Msc Thesis, Faculty of Mechanical, Maritime and Materials Engineering, Delft University of Technology*
- [9] Zhao, Bo, et al. "Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance methodology." *Industrial Electronics, IEEE Transactions on* 62.5 (2015): 2891-2902.
- [10] Kendoul, Farid, Zhenyu Yu, and Kenzo Nonami. "Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles." *Journal of Field Robotics* 27.3 (2010): 311-334.