

Quadrotor'un Yörünge Takibinin Kesir Dereceli PI Kontrolcü ile Gerçek Zamanlı Kontrolü

Abdullah BAŞÇI¹

ÖZET: Bu çalışmada Quadrotor olarak adlandırılan ve dört pervaneli İnsansız Hava Aracı (İHA) olarak da bilinen mikro helikopterin yörünge kontrolü Kesir Dereceli Oransal-İntegral (KDPI) kontrolcü ile gerçek zamanlı olarak gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, KDPI kontrolcünün performansını karşılaştırmak amacı ile parametreleri iyi uyarlanmış klasik Oransal-İntegral (PI) kontrolcü ile de Quadrotor'un yörünge kontrolü gerçekleştirilmiştir. Deneysel çalışmada kullanılan mikro İHA GPS, sonar, kamera ve düşük maliyetli atalet sensörleriyle donatılmıştır. PI ve KDPI kontrol yöntemleri kapalı ortamda deney düzeneği olarak belirlenen Quadrotor'a helix ve sonsuz referans rota takibi için ayrı ayrı uygulanmış ve her iki kontrolcüye ait deneysel sonuçlar verilerek kontrolcü performansları kıyaslanmıştır.

Anahtar kelimeler: İHA, kesir dereceli PI, quadrotor, yörünge takibi

Real Time Trajectory Tracking Control of a Quadrotor Using Fractional PI Control

ABSTRACT: In this paper, real-time trajectory tracking control of a four propellers Unmanned Aerial Vehicle (UAV) called the Quadrotor, also known as micro helicopters is realized by using fractional-Order Proportional-Integral (FOPI) controller. A well-tuned conventional Proportional-Integral (PI) controller is also applied to the UAV for comparison with the FOPI controller. Micro UAV is equipped with GPS, sonar, camera and low cost inertial sensors. PI and FOPI control methods are applied to a Quadrotor in the indoor for tracking helix and lazy eight reference route respectively. Results are given for both controllers and performances are compared.

Key words: Fractional order PI, quadrotor, trajectory tracking, UAV

¹ Ataturk Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Erzurum, Türkiye
Sorumlu Yazar/Corresponding Author: Abdullah BAŞÇI, abasci@atauni.edu.tr

GİRİŞ

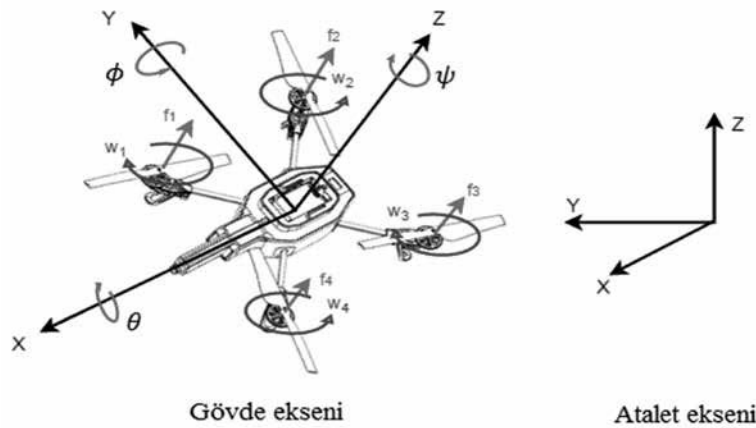
Otonom insansız hava araçları (İHA) günümüzde doğal afetler, arama-kurtarma, ticari, sınır güvenliği, askeri ve akademik çalışmalarda artan bir ilgiye sahiptir. İHA veya Quadrotor dört rotor tarafından yönlendirilebilen bir hava aracıdır. Pervanelerin mekanik yapısı sıradan bir helikoptere göre daha basittir. Bununla birlikte, Quadrotor kararsız bir yapıya sahip olduğu için kontrolü oldukça zordur. Quadrotor'ların doğasında bulunan kararsızlık ile başa çıkmak için kontrol mühendisliği alanındaki ilerlemeler sayesinde bu araçların askeri, güvenlik ve gözetim sistemleri alanlarındaki kullanımları artmaya başlamıştır. Quadrotor'lar hızlı ve karmaşık manevraları (Mellinger et al., 2010), yapılandırılmış (Achtel et al., 2009) ve yapılandırılmamış (Blöndsch et al., 2010) ortamlarda otonom rota izlemeyi ve taşımacılık (Michael et al., 2011) işlemlerini gerçekleştirebilir. Akademik çalışmalarda kullanılan Quadrotor'lar genellikle özgün tasarıma sahip olup gerekli yardımcı donanım ve yazılım desteğine ihtiyaç duyarlar. Bu açıdan geliştirilen prototiplerin klasik kontrol yöntemleri ile test edilmesi ve elde edilen sonuçlara göre gerekli düzenlemelerin yapılabilmesi akademik çalışmalar açısından önemlidir.

Quadrotor'ların yörünge kontrolü üzerine farklı yaklaşımlar önerilmiştir. Kamera yardımıyla görsel geri bildirim kullanılarak doğrusallaştırma ve geri adım kontrolcülere ile yapılan çalışmada (Altuğ et al., 2002); Quadrotor'un dikey ve sapma hareketleri sınırlandırılarak kontrol işlemi gerçekleştirilmiş ve deneysel sonuçlar sunulmuştur. Diğer bir çalışmada; model tabanlı PID ve doğrusal kuadratik (Linear quadratic- LQ) kontrol yöntemleri karşılaştırılmış (Bouabdullah et al., 2004), klasik PID kontrolcünün yönelme açılarındaki küçük bozulmalarda etkili olduğu ve LQ kontrol yönteminin model hassasiyetine bağlı olarak başarılı sonuçlar verdiği belirtilmiştir. Bir diğer çalışmada, doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden geri adımlamalı ve kayan kipli kontrolcü yöntemleri açık ve kapalı döngü olarak test edilmiştir (Bouabdullah and Siegwart, 2005). Kayan kipli kontrol yönteminde sensörlerdeki düşük genlikli titreşimler nedeniyle kısmen kontrolörün doğasındaki anahtarlamaya bağlı olarak ortalama sonuçlar elde edilmiş, geri adımlamalı kontrolörün ise yönelme

açılarındaki yüksek düzensizliklerde başarılı olduğu da belirtilmiştir. Gabriel M. Hoffmann ve arkadaşları tarafından yapılan çalışmada (Hoffmann et al., 2007) Quadrotor'ların havada sabit konumda kalma anındaki sapma miktarları incelemiş ve üç ayrı aerodinamik etkiyi (araç hızı, hücum açısı ve gövde tasarımı) göz önünde bulundurarak teorik bir yaklaşım ve test uçuş sonuçları sunulmuştur. Quadrotor'larda yörünge izleme kontrolü üzerine yapılan çalışmada (Hoffmann et al., 2008) ise takip edilecek yolu belirleyen giriş işareti yörüngeye ait noktaların koordinatları ve istenilen hızlar olarak kabul edilmiştir. Bu şekilde yapılacak olan kontrol işleminde de Quadrotor'un yörüngeyi takip edebilmesi için kontrol girişinin her yeni koordinat noktası ve hız için sürekli güncellenmesi gerektiği belirtilmiştir. F. Solc durum değişkenleri yaklaşımını kullanarak Quadrotor için bir kontrol yaklaşımı önermiştir (Solc, 2007). Dikey hız ve açıları bir iç kontrolcü ile kontrol ederek sistemi daha basit bir halde ele almıştır. Tomas Krajník ve arkadaşları sanal gerçeklik oyunları için tasarlanmış olan bir Quadrotor ile yaptıkları çalışmada (Krajník et al., 2011) Quadrotor'u iç ve dış döngü kontrol yapısına göre modelleyip kontrol etmişlerdir. Deneysel çalışmalarında Quadrotor kontrolü ile birlikte görüntü tabanlı navigasyon ve otonom izleme sonuçları da verilmiştir.

Kesir dereceli hesaplamalar konusunda yapılan çalışmalar eskiye dayanmasına rağmen günümüzde yeni bir konu gibi ele alınmakta ve özellikle kontrol alanında birçok çalışma yapılmaktadır. Kesir dereceli hesaplama ile ilgili ilk girişimler G.W. Leibniz (1665) ve L. Euler'e (1730) dayanmaktadır. Kesir dereceli hesaplamaların temel matematiksel analizi (Oldham and Spanier, 1974), kesir dereceli diferansiyel denklemlerin çözümü (Podlubny, 1999a; Podlubny, 1999b) ve mühendislik alanındaki uygulamaları (Das, 2008) gibi temel çalışmalar mevcuttur. Son yıllarda ise kesir dereceli kontrolcüler artan bir ilgiye sahip olup kontrol uygulamalarında sıklıkla tercih edilmektedir (Valerio and Sa Da Costa, 2005; Xue et al., 2006; Lou et al., 2009; Monje et al., 2010; Ramezani and Balochian, 2013). Zira yapılan bu çalışmalar kesir dereceli kontrolörlerin tam değer dereceli kontrolcülere oranla daha iyi sonuçlar verdiğini göstermektedir.

Bu çalışmada Quadrotor'un yörünge kontrolü KDPI kontrolcü ile gerçek zamanlı olarak gerçekleştirilmiş ve kontrolcünün performansını test etmek amacı ile parametreleri iyi uyarlanmış klasik PI kontrolcü uygulama sonuçları ile karşılaştırılmıştır. Uygulama sonuçları, KDPI kontrolcünün Quadrotor'u PI kontrolcüye oranla istenilen konuma daha az hata ile ulaştırdığı ve daha az salınım ile aracı stabil tuttuğunu ve değişken sistem şartları altında yörünge takibi açısından daha iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir.



Şekil 1. Quadrotor eksenleri

Aracın gövde eksenleri ve atalet eksenleri arasındaki ilişki ise rotasyon matrisi ile ifade edilir ve son olarak açısal hızlar ile belirtilmektedir. Böylece Quadrotor'un dinamik denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir.

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

Denklemlerde “m” Quadrotor'un kütle, “I” ataletini, “g” yerçekimini, “G” Jiroskopik torkları, “sk()” ise ters-simetrik matrisini, $(a, b \in \mathbb{R}^3 \rightarrow sk(a), b = a * b), \tau = [\tau_1 \quad \tau_2 \quad \tau_3]^T$ ise torkları ve “T” ise rotor kuvvetleri tarafından oluşan toplam itme kuvvetini temsil etmektedir;

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

MATERYAL VE METOD

Mikro İHA'nın Dinamik Modeli

Quadrotor'un dinamikleri altı serbestlik dereceli bir cismin uzaydaki hareketine benzemektedir (Tayebi and McGilvray, 2006) ve bu altı serbestlik derecesi $I=[e_x, e_y, e_z]$ ile ifade edilen atalet eksenleri ve $B=[e_1, e_2, e_3]$ ile ifade edilen gövde ekseninde tanımlanmaktadır. Quadrotor'un konumu $\xi=(x, y, z)^T$, doğrusal hızları $v=(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ ve açıları $\eta=(\Phi, \Theta, \Psi)^T$ olarak gösterilmektedir.

“ f_i ”; i . rotor tarafından oluşan “ ω_i ” rotor açısal hızı ile belirlenen kaldırma kuvvetini ifade etmektedir.

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

Jiroskopik torklar;

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

tork ifadeleri ise;

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

burada “b” itme faktörü, “d” ise sürüklenme faktörünü ifade eder. Böylece Quadrotor'un tipik dinamik modeli aşağıdaki şekilde gösterilebilir (Qianying, 2014).

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

Denklemlerde, “ $I_{x,y,z}$ ” Quadrotor gövdesinin x,y,z eksenlerindeki ataletini, $\bar{U} = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4$ ise rotorda jiroskopik etkiye neden olan, saat yönünün tersinde dakikadaki artık devirleri ifade etmektedir. Quadrotor’un yörünge takibinde referans konum ve referans duruş açıları;

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

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

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

bu şekilde hata sinyallerinin türevleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

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

Denklemlerde, $A_1 \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, $B_1 \in \mathbb{R}^{6 \times 3}$ 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 $\ddot{\eta}$ ‘e 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 (Zhao et al., 2015). 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.

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

Burada $f_\Delta(T, \gamma, e_z) = B_1 \left(\frac{T}{m} Re_z - g e_z - \gamma\right)$ ifadesi iç döngü ve dış döngü alt sistemleri arasındaki bağlantıyı sağlayan birleştirici terimdir (Kendoul et al., 2010). 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 $\gamma = [\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3]^T$; Kendoul ve arkadaşlarının yaptığı çalışma (Kendoul et al., 2010) ışığında aşağıdaki gibi yazılabilir.

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

Eşitlik 12. kullanılarak,

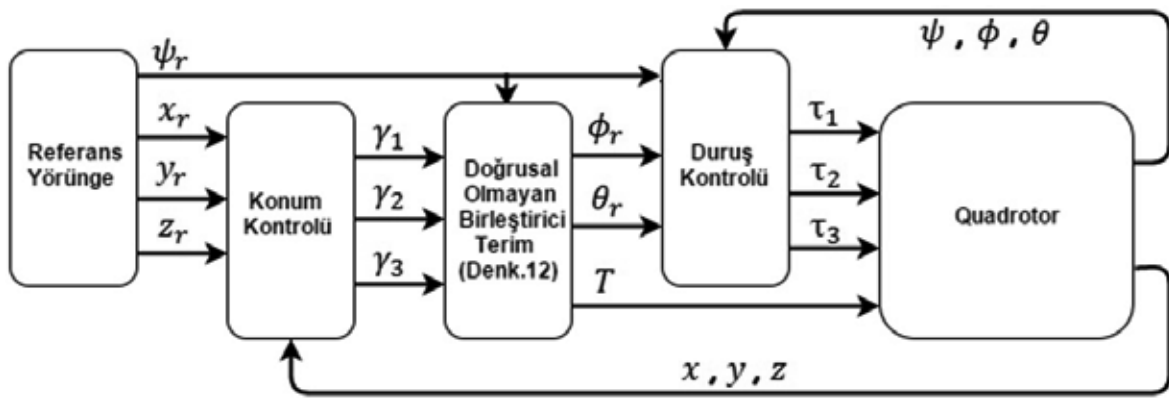
$$\begin{cases}
T = m \sqrt{\gamma_1^2 + \gamma_2^2 + (\gamma_3 + g)^2} \\
\phi_r = \sin^{-1} \left(\frac{m \gamma_1}{T} \sin \psi_r - \frac{m \gamma_2}{T} \cos \psi_r \right) \\
\theta_r = \tan^{-1} \left(\frac{\gamma_1}{\gamma_3 + g} \cos \psi_r + \frac{\gamma_2}{\gamma_3 + g} \sin \psi_r \right)
\end{cases}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

denklemleri elde edilir. Bu noktada γ ve τ kontrol işaretlerini elde etmek için yapılacak olan kontrol tasarımının hedefi E_ξ ve E_η hata sinyallerinin asimptotik sifira yakınsaması üzerinedir (Zhao et al., 2015). Eşitlik 11.’de f_Δ birleştirici terimi geçici olarak göz ardı edilerek dış döngü kontrolcü yapısı olarak $\dot{E}_\xi = f_{E_\xi}$ ve iç döngü kontrolcü yapısı olarak $\dot{E}_\eta = f_{E_\eta}$ belirlenebilir.

Quadrotor’un Kontrol Yapısı

Hava aracının $\xi = (x, y, z)$ konumunda ve yalpalama açısının da ψ (yaw) olduğu kabul edilmiştir. Bu hava aracını ψ_r açısı ile $\xi_r(x_r, y_r, z_r)$ konumuna hareket ettirmek için tasarlanacak olan denetleyici için önceki bölümde bahsedilen dış döngü kontrol yapısına göre bir tasarım düşünülmüştür. Böylece iç döngü kontrolcüsü için gerekli olan girişler tasarlanan dış döngü kontrolcüsü ile sağlanmış olur. Mevcut deneysel düzenekte iç döngü kontrolcü olarak parametreleri iyi ayarlanmış bir klasik PID kontrolcüsü bulunmaktadır. Dış döngü kontrolcüsü verilen referans rotaya göre

konum hata işaretlerini işleyip iç döngü kontrolcüsüne quadrotor için açı referanslarını üretecektir. Böylece doğrusal olmayan bir yapıya ve 6 serbestlik derecesine sahip olan quadrotorun yörünge kontrolü için kontrol edilecek değişkenlerin sayısı azaltılmıştır. Yörünge izleme hatasını (E_ξ) (asimptotik sıfıra yakınsamak için dış döngü kontrolcüsünün çıkışı olan aracı kontrol işareti $\gamma(t)$ elde edilecek ve iç döngü kontrolcüsüne açı referansı olarak aktarılacaktır. Şekil 2. de yörünge kontrolü için kullanılan iç ve dış döngü kontrol yapısı görülmektedir.



Şekil 2. Kontrol yapısı

Kesir Dereceli Kontrol

Kesirli hesaplama, türev ve integralin tamsayı olmayan dereceleri için ${}_a D_t^p$ gibi bir gösterimle genelleştirilmiş halidir. Bu gösterimde a ve t işlemin sınırları ve $p \in R$ 'dir. Bu işlemin sürekli integro-diferansiyel tanımı aşağıdaki şekildedir.

$${}_a D_t^p = \begin{cases} \frac{d^p}{dt^p} & : p > 0 \\ 1 & : p = 0 \\ \int_a^t (d\tau)^{-p} & : p < 0 \end{cases} \quad (14)$$

Kesir dereceli türev ve integral için çeşitli matematiksel tanımlar mevcuttur (Oldham and Spanier, 1974; Podlubny, 1999a). Bu tanımlar arasında iki tanesi daha yaygın olarak kullanılır. Grünwald–Letnikov (GL) tanımı ve Riemann–Liouville (RL) tanımı. GL tanımı aşağıdaki gibidir;

$${}_a D_t^p f(t) = \lim_{h \rightarrow 0} h^{-p} \sum_{j=0}^{\lfloor \frac{t-a}{h} \rfloor} (-1)^j \binom{p}{j} f(t-jh) \quad (15)$$

Burada $[\cdot]$ ifadesi tam sayı kısmı ifade eder, RL tanımı ise aşağıdaki gibidir.

$${}_a D_t^p f(t) = \frac{1}{\Gamma(n-p)} \frac{d^n}{dt^n} \int_a^t \frac{f(\tau)}{(t-\tau)^{p-n+1}} d\tau \quad (16)$$

$(n-1 < p < n)$ için, $\Gamma(\cdot)$ Euler's gamma fonksiyonunu, " a " başlangıç zamanını ve " t " ise türev ve integral alınırken kullanılan parametreyi temsil eder. Kesir dereceli PI kontrolcüsünün genel gösterimi PI^λ şeklindedir ve transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s^\lambda} \quad (17)$$

Quadrotorun yörünge takibi için anlık konum hatası $X = \xi - \xi_a$ olarak tanımlanırsa kullanılacak kontrol işareti aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$\gamma(t) = K_p X(t) + \frac{K_i}{s^\lambda} X(t) \quad (18)$$

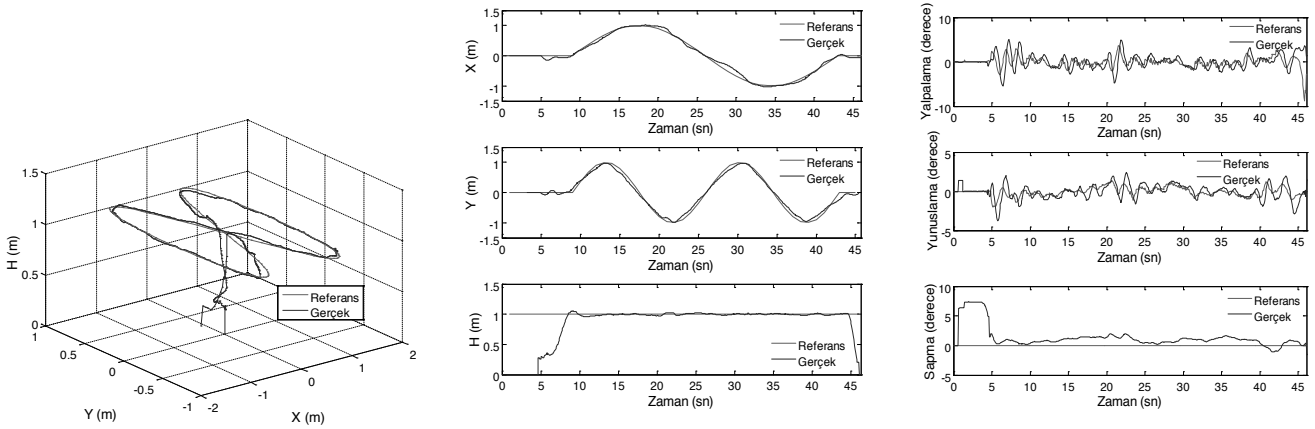
Burada “ λ ” kesir derecesini, “ K_p ” ve “ K_i ” ise oransal ve integral kazanç sabitini belirtmektedir. Literatürde “ λ ”, “ K_p ” ve “ K_i ” parametrelerinin optimizasyonu için farklı yöntemler önerilmiştir. Bu çalışmada quadrotor’un modeli tam olarak belirlenemediğinden kontrolcü parametrelerin belirlenmesi için deneme yanılma yöntemi kullanılmıştır.

BULGULAR VE TARTIŞMA

Quadrotor’un yörünge kontrolü gerçek zamanlı olarak KDPI kontrolcünün performansını göstermek için farklı referans yörüngeler için gerçekleştirilmiştir. Ayrıca, KDPI kontrolcünün performansı PI kontrolcü ile mukayese edilmiştir. Quadrotor’un başlangıç

noktasına erişimi ve yörünge takibi esnasında x-y eksenlerindeki yörüngeden ayrılma miktarı kontrolcü performansı açısından bilgi vermektedir. Kapalı alanda 1-2 m/s hızla gerçekleştirilen uçuşlardaki konum hassasiyeti seyahat mesafesinin %10’u kadardır. Ayrıca sonar tabanlı yükseklik ölçümündeki hata oranı %20 civarındadır ve bu oran aracın altındaki yüzeye bağlı olarak ta değişmektedir.

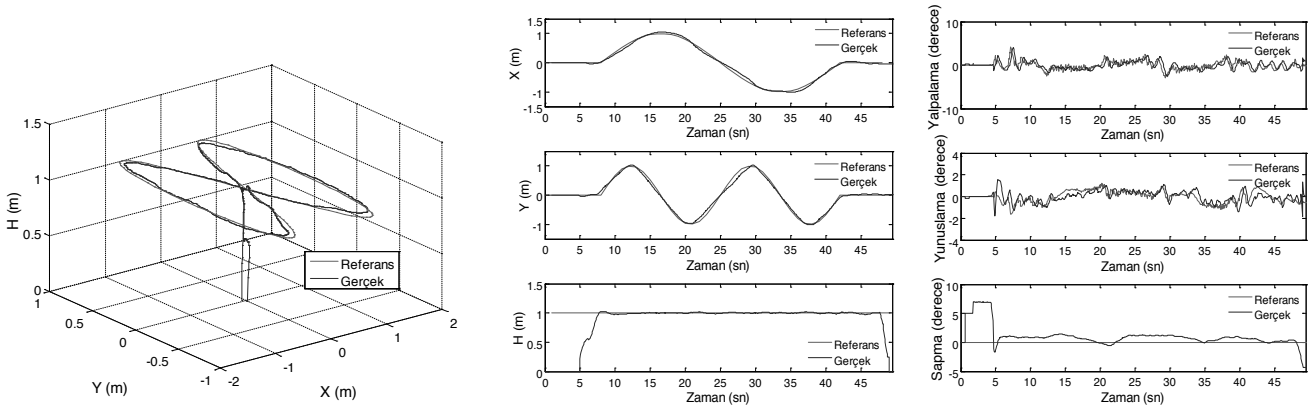
İlk olarak kontrolcü performansları sonsuz işaretli yörünge referansı için test edilmiştir. Referans yörünge 300 nokta olarak tanımlanmış ve 1 metre yükseklikte 2 metre genişlik ve 2 metre uzunluk olarak verilmiştir. Quadrotor yörünge kontrolünde PI kontrolcü kullanılması sonucu gerçekleşen uygulama sonuçları Şekil 3’de gösterilmiştir.



Şekil 3. Quadrotor’un sonsuz yörünge referansı için PI kontrolcü altında deney sonucu

Şekilde, referans ve gerçek yörünge ile birlikte referans ve gerçek x-y-h konum ve açı işaretleri verilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi, referans yörünge yön değişim gösterdiği noktalarda Quadrotor’un yörüngeden koptuğu ve ardından salınım yaptıktan sonra referans değere oturduğu görülmektedir.

Ayrıca kontrolcü tarafından üretilen referans yalpalama ve yunuslama açılarının sürekli olarak salınım içermelerinden dolayı Quadrotor’un referans yörünge etrafında salınım yapmasına ve dolayısı ile gerçek yörünge ile referans yörünge arasında hatalar oluşmasına neden olmuştur.

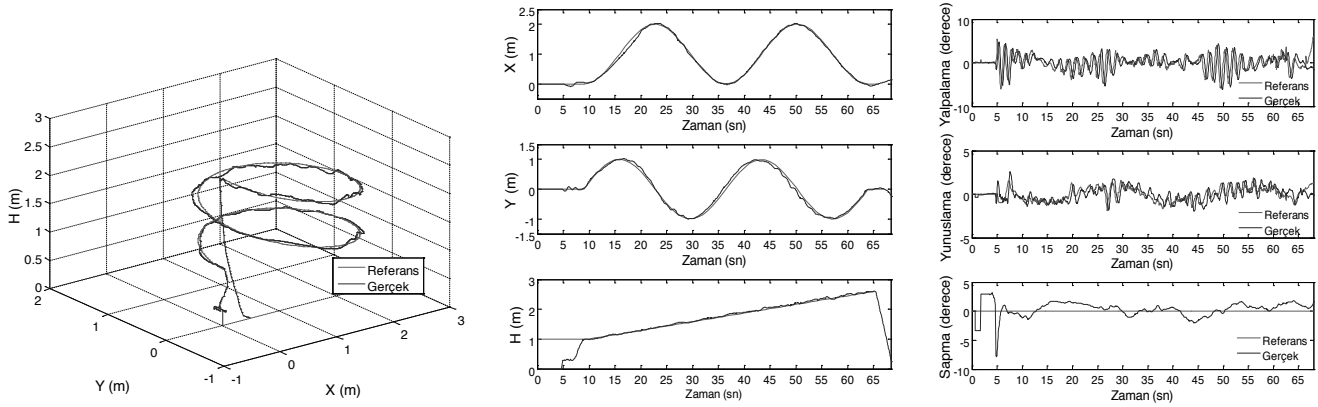


Şekil 4. Quadrotor’un sonsuz yörünge referansı için KDPI kontrolcü altında deney sonucu

KDPI kontrolcü kullanılması sonucu gerçekleşen uygulama sonuçları Şekil 4'de gösterilmiştir. Şekilden görüldüğü gibi, KDPI kontrolcü referans yörünge için yön değişim gösterdiği noktalarda PI kontrolcüye oranla daha az sapma ile referans yörünge takibini gerçekleştirmiştir. Ayrıca, kontrolcü tarafından üretilen referans açılar PI kontrolcü tarafından üretilen referans açılar ile karşılaştırıldığında daha düzgün ve salınımlı içermeyen işaretler ürettiği ve gerçek yörünge ile

referans yörünge arasındaki salınımlar ve hataları PI kontrolcüye oranla azalttığı görülmektedir.

Son olarak, kontrolcü performansları helix referans yörünge için gerçekleştirilmiştir. Helix referans kontrolcünün x-y eksen değişimleri ile birlikte z ekseninde oluşacak değişimlere cevabını test etmek için kullanılmıştır. Quadrotor'un yörünge kontrolünde PI kontrolcü kullanılması sonucu gerçekleşen uygulama sonuçları Şekil 5'te gösterilmiştir.

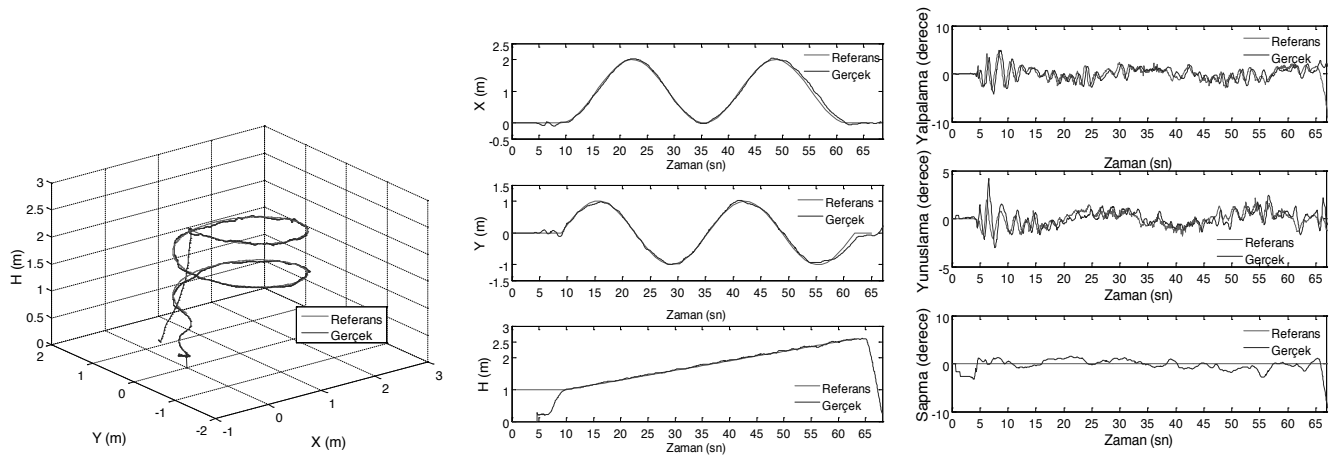


Şekil 5. Quadrotor'un helix yörünge referansı için PI kontrolcü altında deney sonucu

Şekilden görüldüğü gibi, referans yörüngede x-y eksenini ile birlikte z- ekseninde de değişim olmasından sonra PI kontrolcünde referans yörünge takibinde hata miktarı artmıştır. Ayrıca, kontrolcü tarafından üretilen referans yalpalama ve yunuslama açılarındaki salınımların genlik değerinin de arttığı görülür.

KDPI kontrolcü kullanılması sonucu gerçekleşen uygulama sonuçları Şekil 6'da gösterilmiştir.

Şekilden görüldüğü gibi, KDPI kontrolcü referans yörünge için z ekseninde de değişim göstermesine karşın PI kontrolcüye oranla daha az hata ile referans yörünge takibini gerçekleştirdiği görülmektedir. Ayrıca, kontrolcü tarafından üretilen referans açıların PI kontrolcü tarafından üretilen referans açıları ile karşılaştırıldığında daha düzgün ve daha az salınımlı içeren işaretler ürettiği görülmektedir.



Şekil 6. Quadrotor'un helix yörünge referansı için KDPI kontrolcü altında deney sonucu

SONUÇ

Bu çalışmada bir Quadrotor'un gerçek zamanlı yörünge takibi kontrolü kesir dereceli PI kontrolcü ile gerçekleştirilmiştir. Ayrıca kontrolcünün performansını test etmek adına parametreleri iyi uyarlanmış geleneksel PI kontrolcüde hava aracına uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar, KDPI kontrolcünün Quadrotor'u PI kontrolcüye oranla istenilen konuma daha az hata ile ulaştırdığı ve daha az salınım ile aracı stabil tuttuğunu ve farklı referans yörünge takibinde daha iyi sonuçlar verdiğini göstermiştir.

KAYNAKLAR

- Achtelik M, Bachrach A, He R, Prentice S, Roy N, 2009. Stereo vision and laser odometry for autonomous helicopters in GPS-denied indoor environments. SPIE Unmanned Systems Technology XI. 7332 (1) :733219-10.
- Altuğ E, James PO, Robert M, 2002. Control of a Quadrotor helicopter using visual feedback. Robotics and Automation. IEEE International Conference on, 11-15 May 2002, Washington, USA.
- Blöandsch M, Weiss S, Scaramuzza D, Siegwart R, 2010. Vision based MAV navigation in unknown and unstructured environments. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation, 3-8 May 2010, Anchorage, Alaska.
- Bouabdallah S, and Siegwart R, 2005. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro Quadrotor. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 18-22 April 2005, Barcelona, Spain.
- Bouabdallah S, Noth A, and Siegwart R, 2004. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro Quadrotor. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 28 Sept.-2 Oct. 2004, Sendai, Japan
- Das S, 2008. Functional Fractional Calculus for System Identification and Control. First Edition, Berlin Heidelberg New York. 612 p.
- Hoffmann GM, Huang H, Waslander SL, Tomlin CJ, 2007. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 21-23 August 2007, South Carolijna, USA.
- Hoffmann, GM, Steven L. Waslander, and Claire J T, 2008. Quadrotor helicopter trajectory tracking control. AIAA guidance, navigation and control conference and exhibit, 18-21 August 2008, Hanolulu, Hawai.
- Kanojiya, R G. and Meshram, P M., 2012. Optimal Tuning of PI Controller for Speed Control of DC motor drive using Particle Swarm Optimization. International Conference Advances in Power Conversion and Energy Technologies, 2-4 August 2012, Andhra Pradesh, India.
- Kendoul F, Zhenyu Y, and Kenzo N, 2010. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of mini rotorcraft unmanned aerial vehicles. Journal of Field Robotics, 27(3): 311-334.
- Krajnik T, Vonasek V, Fiser D, Faigl J, 2011. AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education. In: Research and Education in Robotics: EUROBOT 2011, Berlin, pp:172-186.
- Luo Y, Wang C, and Chen Y Q, 2009. Analytical design of fractional order proportional integral and [proportional integral] controllers for robust velocity servo. in Proceedings of the 4th IEEE Conference on Industry Electronics and Applications , 25-27 May 2009, Xi'an, China.
- Mellinger D, Michael N, Kumar V, 2014. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with Quadrotors. International Symposium on Experimental Robotics, 79:361-373.
- Michael N, Fink J, Kumar V, 2011. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots. Autonomous Robots, 30: 73-86.
- Monje CA, Chen YQ, Vinagre BM, Xue D, and Feliu V, 2010. Fractional-order systems and controls fundamentals and applications. New York, USA, 415 p.
- Oldham K B and Spanier J, 1974. The Fractional Calculus. New York, USA.
- Podlubny I, 1999-a. Fractional Differential Equations. San Diego, California.
- Podlubny I, 1999-b. Fractional-order systems and PI λ D μ controllers, IEEE Transactions on Automatic Control, 44(1): 208-214.
- Qianying L, 2014. Grey-Box System Identification of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle. Faculty of Mechanical, Maritime and Materials Engineering, Delft University of Technology, MSc Thesis.
- Ramezani H, and Balochian S, 2013. Optimal design a fractional order PID controller using particle swarm optimization algorithm. International Journal of Control and Automation 6(4):55-68.
- Solc F, 2007. Modelling and control of a quadcopter. Advanced in Military Technology 1:29-38.
- Tayebi A. and McGillivray S, 2006. Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft. IEEE Transactions on Control Systems Technology 14: 562-571.
- Valerio D. and Sa da Costa J, 2005. Time Domain Implementation of Fractional Order Controllers. IEE Proc. Control Theory and Appls. 152(5):539-552.
- Xue D, Zhao C, and Chen Y Q, 2006. Fractional order PID control of a DC-Motor with elastic shaft: A case study. in Proc. of American Control Conference, 2006, Minnesota, USA.
- Zhao B, Xian B, Zhang Y, Zhang X, 2015. Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance methodology. , IEEE Transactions on Industrial Electronics 62(5): 2891-2902.