

ASILI YÜK TAŞIYAN BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ KARINCA KOLONİSİ ALGORİTMASI İLE OPTİMİZE EDİLMİŞ MODEL ESASLI UYARLAMALI KONTROLÜ

Cengiz ÖZBEK^{1, a)}, Ömür Can ÖZGÜNEY^{2, b)} ve Recep BURKAN^{2, c)}

¹İstanbul Beykent Üniversitesi, Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü 34398, İSTANBUL

²İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü 34320, İSTANBUL

^{a)}cengizozbek@beykent.edu.tr, ^{b)}omur.ozguney@iuc.edu.tr, ^{c)}burkanr@iuc.edu.tr

Son yıllarda kullanım alanı genişleyen insansız hava araçlarının kontrolü hususunda yapılan çalışmalar, geleneksel kontrol yöntemlerinin bazı durumlarda yetersiz kaldığını göstermiştir. Yapıları gereği kontrol edilmesi zor olan bu mekanizmalar için bu çalışmada model esaslı uyarlamalı kontrol yaklaşımı uygulanmıştır. Model Esaslı Uyarlamalı Kontrolcü kullanılmasının en önemli nedeni, parametre belirsizliklerinde dahi kontrolcünün istenilen şekilde çalışmasıdır. Kararlılığı, Lyapunov fonksiyonu ile garantilenmiş uyarlamalı kontrolcüye ait parametre tahmin yasası adaptasyon katsayıları Karınca Kolonisi Algoritması (KKA) ile optimize edilmiş ve asılı bir yük etkisi altındaki 2 boyutlu, sistem parametreleri tamamen bilinmeyen bir insansız hava aracına uygulanmıştır. Sayısal analiz sonuçlarıyla elde edilen bulgular, tasarlanan kontrolcünün istenen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip ettiğini kanıtlamıştır.

Anahtar Kelimeler: Uyarlamalı kontrol, insansız hava aracı, parametre belirsizliği, karınca kolonisi

ANT COLONY ALGORITHM-OPTIMIZED MODEL BASED ADAPTIVE CONTROL OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE CARRYING A SUSPENDED PAYLOAD

ABSTRACT

In recent years, studies on control of unmanned aerial vehicles (UAVs), whose application areas have been expanding, have shown that traditional control methods may be insufficient in certain cases. Due to their inherent structural complexity, these mechanisms are challenging to control. In this study, a model-based adaptive control approach was implemented for such systems. The primary reason for employing a Model-Based Adaptive Controller is its ability to operate as desired even in the presence of parametric uncertainties. The parameter estimation law of the adaptive controller, whose stability is guaranteed via a Lyapunov function, was optimized using the Ant Colony Optimization (ACO) algorithm, and applied to a two-dimensional UAV with completely unknown system parameters under the effect of a suspended load. Numerical analysis results demonstrated that the designed controller successfully tracked the desired trajectory.

Keywords: Adaptive control, unmanned aerial vehicle, parametric uncertainty, ant colony

1. GİRİŞ

Son yıllarda, yüksek manevra, dikey iniş-kalkış kabiliyeti, otonom uçuş performansı ve görev çeşitliliği gibi birçok nedenle sivil, askeri ve endüstriyel uygulamalarda insansız hava araçlarına olan ilgi artmıştır. Bu uygulamalarda, insansız hava araçlarının sistem parametreleri bilinmeyebilir veya zamanla değişebilir. Ayrıca, taşıyabilecekleri faydalı yükün sistem performansını etkilemeden istenen bir yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmesi beklenmektedir. Bu nedenle, bu çalışmada kablo ile asılı bir faydalı yük etkisi altındaki sistem parametreleri tamamen bilinmeyen insansız hava aracının uyarlamalı kontrolü hedeflenmiştir. Literatürde, insansız hava araçlarının tasarım ve kontrolü üzerine yapılmış dikkate değer birçok çalışma bu alana yenilik katmıştır. Bu çalışmalardan bir kısmı aşağıdaki gibi verilebilir:

Canbolat [1] yaptığı çalışmada, Qball-X4 isimli 4-rotorlu bir insansız hava aracının modellemesini Matlab/Simulink ortamında gerçekleştirmiştir. Daha sonra, bu model üzerinde uyarlamalı, LQR ve geleneksel PID kontrolcüler ile kontrolü çalışmalarını yürütmüştür. Bu üç farklı kontrolcü ile elde ettiği sonuçları birbiriyle kıyaslayarak, uyarlamalı kontrolcünün başarısına dikkat çekerek daha etkili olduğuna çalışmasında yer vermiştir.

Cheng ve diğ., [2] yaptıkları çalışmada, 4-rotorlu bir insansız hava aracının istenen yörüngeyi optimum doğrulukla hassas bir şekilde izlemesini sağlamak için, durum tahmin edicisine dayalı derin model referanslı uyarlamalı kontrol (PDMRAC) çerçevesi önermektedirler. Doğrusal olmayan modele dayalı olarak tasarladıkları denetleyici, eşleşen belirsizliği telafi etmekte ve eşleşmeyen belirsizliğe tepki vererek izleme hatasını azaltmakta olduğu görülmüştür. Zamanla değişen bozulmaların olduğu bir ortamda yörünge izleme performansını değerlendirmek için sayısal benzetim çalışmaları yürütmüşlerdir. Elde edilen sonuçlar, önerilen yöntemin etkinliğini kanıtlamıştır.

Chen ve diğ. [3] yaptıkları çalışmada, bilinmeyen kütlelere sahip 4-rotorlu bir hava

aracının süspansiyon sistemleri için kontrol eylemini incelemişlerdir. Bilinmeyen dış etkenleri, sistem modellerindeki belirsizlikleri ve bilinmeyen faydalı yükleri tahmin etmek ve telafi etmek üzere sabit zamanlı kararlı uyarlamalı yasalar geliştirmişlerdir. Ek olarak, süspansiyon sistemi için doğrusal olmayan geri adımlamalı yeni bir kontrol yapısı önermişlerdir. Bu yapının, 4-rotorlunun kararlı kontrolünü sağlamakta ve askıdaki yükün salınımını azaltmakta olduğu görülmüştür.

Yu ve diğ. [4] çalışmalarında dış bozuculara ve modele ait parametrik belirsizliklere sahip İnsansız Hava Araçları (İHA'lar) için uyarlanabilir doğrusal olmayan bir denetleyici tasarlamış ve deneysel çalışmasını sunmuşlardır. Bilinmeyen sistemi yaklaşık olarak hesaplamak için kullanılan uyarlanabilir bir Yapay Sinir Ağı'nı (YSA), kütle merkezinin değil, İHA'nın dikey gövde eksenini boyunca bulunan bir noktanın yörünge takibi için tasarlamışlardır. YSA'nın ağırlıkları, Lyapunov sentez yöntemine dayalı uyarlanabilir bir yasa ile belirlenmiştir. Önerilen kontrol çözümünü doğrulamak ve değerlendirmek için karşılaştırma verileri de dâhil olmak üzere benzetim ve deneysel sonuçları sunmuşlardır.

Glushchenko ve Lastochkin [5] çalışmalarında, bir 4-rotorlunun konumu için model referanslı uyarlamalı kontrol yasası geliştirmiş, sistemdeki belirsizlikleri telafi etmek için de bir yapay sinir ağı seçerek, matematiksel olarak hesaplanmış bir girdi kümesi tanımlanmışlardır. Yapay Sinir Ağı parametrelerini ayarlamak için uyarlamalı yasalar türetmiş ve izleme hatasının asimptotik yakınsamasını göstermişlerdir.

Leito ve diğ. [6] çalışmalarında model belirsizliği ve dış etkilere maruz bir insansız hava aracının konum kontrolünü ele almışlardır. Bu çalışmayı diğer çalışmalardan ayıran özellik, ikinci dereceden doğrusal dinamiklerin gerçek zamanlı çalışan bir algoritmaya olanak tanıdığı temel optimal kontrol probleminin incelenmesidir. Bu çalışmadaki kontrol kuralı, ikinci derece fonksiyonlardan oluşan doğrusal bir regresöre dayanan, en küçük kareler kullanılarak Q fonksiyonu tarafından verilen, performans endeksinin yaklaşık olarak hesaplanmasıyla elde edilmektedir.

Imran ve diğ. [7] çalışmalarında, altı serbestlik derecesine sahip bir 4- rotorlu insansız hava aracının (İHA) gerçek zamanlı parametre tahmini ve uyarlama izleme kontrol problemini incelemişlerdir. Konum dinamiklerini korumak için de (PD) kontrol önermişlerdir. İHA'nın çeşitli parametreleri bilinmezken, tutum dinamiklerini korumak için iki uyarlamalı kontrol şeması tasarlanmış ve karşılaştırmaları yapılmıştır. Her iki şemada da bilinmeyen zamanla değişen parametrelerin neden olduğu bozulmayı ele almak için ek bir tasarım gerçekleştirmişlerdir. Önerilen kontrolcünün etkinliğini desteklemek için bilgisayar benzetimi gerçekleştirmişlerdir.

Cen ve diğ. [8] çalışmalarında, dış etkilere maruz kalan 4-rotorluların istenen yörüngeyi hızlı ve doğru bir şekilde izleyebilmesi için, değiştirilmiş Gauss süreç regresyonu (GPR) kuaterniyon tabanlı komut filtreli geri adımlamalı bir kontrol stratejisi geliştirmişlerdir. GPR tabanlı bu kontrol mimarisi, dış etkilerin dağılımını tahmin etmek için Bayesçi parametrik olmayan temsili kullanır. Parametrik olmayan tahmin yöntemi, belirsizlikler hakkında ön bilgi gerektirmemektedir. Benzetim sonuçları, bu değişikliklerin etkinliğini ve önerilen kontrol sisteminin üstünlüğünü göstermiştir.

Espinoza-Fraire ve diğ. [9] çalışmalarında, MIT kuralı ve kayan kipli kontrolcü tekniklerine dayalı üç gürbüz mekanizma önermişlerdir. Bu gürbüz mekanizmalar, 4-rotorlu aracı belirlenen bir yörüngede yönlendirmek için tasarlanan Oransal-Türev denetleyicinin kazanç katsayılarının belirlenmesinde kullanılmıştır. Kontrolcü olarak, kontrol hedefine (yörünge takibi) ulaşmak için önerilen gürbüz mekanizmalar şunlardır: MIT kuralı, kayan kipli MIT kuralı (MIT-SM), burulma modlu MIT kuralı (MIT-Burulma) ve yüksek dereceli kayan kipli MIT kuralı (MIT-HOSM)'dir.

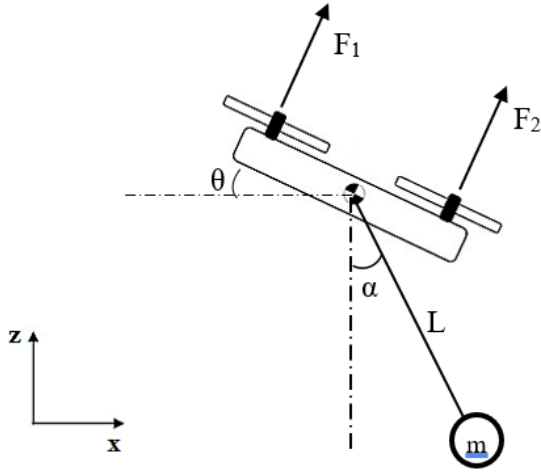
Huang ve diğ. [10] çalışmalarında, parametrik belirsizlikler, kontrol girişi doygunluğu ve dış bozucuların varlığında bir insansız hava aracı (İHA) için tutum sabitleme sorununu incelemişlerdir. Sırasıyla iki gürbüz uyarlamalı kontrol stratejisi, yani sınırlı uyarlamalı kontrol (BAC) ve asimptotik

uyarlamalı kontrol (AAC) geliştirilmiştir. Bu stratejilerde, yardımcı sisteminin inşası ve bozucu giriş için uyarlamalı yasaların tasarımı dikkate alınmıştır. Sonuç olarak, fiziksel parametrelerin tahmini ve dış bozucuların bastırılması sağlanmıştır.

Bu bilgiler ışığında, bu çalışmada asılı bir yükün etkisi altındaki sistem parametreleri bilinmeyen 2 boyutlu bir insansız hava aracının model esaslı uyarlamalı kontrolü ele alınmıştır. Bu çalışmada amaç, insansız hava aracına ait sistem parametrelerinin bilinmemesi ve zamanla değişmesi durumunda yörünge izleme hatasını sifıra yaklaştırmaktır. Benzer bir uyarlamalı yaklaşım, parametreleri bilinmeyen veya zamanla değişen parametrelere sahip robotların modellenmesi ve kontrolü uygulamalarında da karşılaşılmaktadır [11]. Parametre tahmin yasasının sabit katsayıları Karınca Kolonisi Algoritması ile bulunmuştur. Bu amaçla bu çalışma şu şekilde organize edilmiştir: İkinci bölümde sistemin fiziksel ve matematiksel modelleri verilmiş, bu model ayrık parametreler cinsinden yeniden yazılmıştır. Üçüncü bölümde sistemin model esaslı uyarlamalı kontrolü anlatılmış ve Lyapunov Teorisi ile kararlılığı gösterilmiştir. Ayrıca, parametre tahmini adaptasyon katsayıları için Karınca Kolonisi Algoritması sunulmuştur. Dördüncü bölümde Karınca Kolonisi Algoritması ile optimize edilmiş Uyarlamalı Kontrolcü ve Klasik Uyarlamalı Kontrolcü, asılı bir yük etkisi altındaki sistem parametreleri bilinmeyen bir insansız hava aracına uygulanmış ve sayısal sonuçlar elde edilmiştir. Beşinci bölümde ise elde edilen sonuçlar yorumlanmış ve önerilen kontrolcünün istenen yörüngeyi izleme hususundaki başarısı vurgulanmıştır.

2. MATEMATİKSEL MODEL

Bu bölümde, kullanılan modelin matematiksel denklemlerine yer verilmiştir. Şekil 1'de kablo ile yük asılmış düzlemsel insansız hava aracı fiziksel modeli görülmektedir.



Şekil 1. Kablo ile yük asılmış düzlemsel insansız hava aracı fiziksel modeli.

Şekil 1’de verilen fiziksel modele ait matematiksel denklemler aşağıdaki gibidir [12],

$$\begin{aligned} (M+m)\ddot{z} + (M+m)g + mlsina\ddot{\alpha} + ml\dot{\alpha}^2\cos\alpha &= u_1\cos\theta \\ (M+m)\ddot{x} + ml\cos\alpha\ddot{\alpha} - ml\dot{\alpha}^2\sin\alpha &= u_1\sin\theta \end{aligned} \quad (1)$$

$$ml^2\ddot{\alpha} + mgl\sin\alpha + ml\dot{x}\cos\alpha + ml\dot{z}\sin\alpha = 0$$

$$I_\theta\ddot{\theta} = u_2$$

Burada, M insansız hava aracının kütlesini, m asılı yükün kütlesini, l kablo uzunluğunu, g yer çekimi ivmesini, I_θ kütle atalet momentini, u_1 toplam itki kuvvetini, u_2 açısal konum kontrolü için uygulanan torku, θ insansız hava aracının açısal konumunu, α kablo ile asılan yükün dikey eksen ile olan açısal konumunu, z ve x insansız hava aracının sırasıyla irtifa ve yatay konumlarını göstermektedir.

Ana koordinat sistemine göre asılı yükün koordinatları ise şu şekildedir,

$$\begin{aligned} x_{yük} &= x + l\sin\alpha \\ z_{yük} &= z - l\cos\alpha \end{aligned} \quad (2)$$

Denklem (1), aşağıdaki gibi matris formunda yazılabilir,

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + G(\eta) = B\tau \quad (3)$$

Burada, $\eta^T = [z \ x \ \alpha \ \theta]$ ve $\tau^T = [u_1 \ u_2]$ olmak üzere,

$$\begin{aligned} M(\eta) &= \begin{bmatrix} M+m & 0 & mlsina & 0 \\ 0 & M+m & ml\cos\alpha & 0 \\ mlsina & ml\cos\alpha & ml^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_\theta \end{bmatrix} \\ C(\eta, \dot{\eta}) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & ml\cos\alpha\dot{\alpha} & 0 \\ 0 & M+m & -ml\sin\alpha\dot{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ G(\eta) &= \begin{bmatrix} (M+m)g \\ 0 \\ mgl\sin\alpha \\ 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 \\ \sin\theta & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

şeklinde açıkça ifade edilebilir. Daha sonra denklem (3) aşağıdaki gibi ayrıık parametreler cinsinden yeniden düzenlenebilir,

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + G(\eta) = Y\psi \quad (5)$$

Burada, $\psi^T = [M+m \ ml \ ml^2 \ I_\theta]$ vektörü sistemin atalet parametrelerini ve denklem (6)’da verildiği gibi Y matrisi ise sistemin ölçülebilir parametrelerini göstermektedir,

$$Y(\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta}) = \begin{bmatrix} \ddot{z} + g & \cos\alpha\dot{\alpha}^2 + \sin\alpha\ddot{\alpha} & 0 & 0 \\ \ddot{x} & \cos\alpha\dot{\alpha} - \sin\alpha\dot{\alpha}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{z}\sin\alpha + \dot{x}\cos\alpha + g\sin\alpha & \ddot{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \ddot{\theta} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Dolayısıyla, denklem (5) ve (6)’dan yararlanarak denklem (3) aşağıdaki gibi yeniden yazılabilir,

$$\begin{bmatrix} \ddot{z} + g & \cos\alpha\dot{\alpha}^2 + \sin\alpha\ddot{\alpha} & 0 & 0 \\ \ddot{x} & \cos\alpha\dot{\alpha} - \sin\alpha\dot{\alpha}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{z}\sin\alpha + \dot{x}\cos\alpha + g\sin\alpha & \ddot{\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \ddot{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M+m \\ ml \\ ml^2 \\ I_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 \\ \sin\theta & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

3. KONTROL KURALI

3.1 Uyarlamalı Kontrol Kanunu

Çalışmanın bu kısmında insansız hava aracı için Model Esaslı Uyarlamalı Kontrol Kanunu verilmiştir. Bu amaçla, hedeflenen bir yörüngeyi takip edebilmek için istenen konum, hız ve ivme vektörleri sırasıyla η_i , $\dot{\eta}_i$, $\ddot{\eta}_i$ olarak tanımlanır. Böylece izleme hataları aşağıdaki gibi olmaktadır,

$$\tilde{\eta} = \eta_i - \eta \text{ ve } \dot{\tilde{\eta}} = \dot{\eta}_i - \dot{\eta} \quad (8)$$

İstenen harekete bağlı olarak referans yörüngeler de aşağıda gibi tanımlanır [11],

$$\dot{\eta}_r = \dot{\eta}_i + \lambda \tilde{\eta} \text{ ve } \dot{\eta}_r = \dot{\eta}_i + \lambda \tilde{\eta} \quad (9)$$

Böylece hata dinamiğini gösteren manifold şu şekilde elde edilmektedir [11],

$$\sigma = \dot{\eta}_r - \dot{\eta} = \dot{\tilde{\eta}} + \lambda \tilde{\eta} \quad (10)$$

Daha sonra, aşağıdaki gibi bir uyarlamalı kontrol kanunu önerilir,

$$\begin{aligned} \tau_u &= \tilde{M}(\eta) \dot{\eta}_r + \tilde{C}(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta}_r + \tilde{G}(\eta) + K\sigma \\ \tau_u &= Y_r(\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta}) \tilde{\psi} + K\sigma \end{aligned} \quad (11)$$

Burada K sabit bir simetrik pozitif tanımlı matris, $\tilde{\psi}^T = [\tilde{M} + m \tilde{m} \tilde{m}^2 \tilde{I}_\theta]$ sistemin bilinmeyen atalet parametreleri tahminlerinden oluşan tahmin vektörü ve $Y_r(\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta})$ aşağıdaki gibi bir matristir,

$$Y_r(\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta}, \dot{\eta}_r) = \begin{bmatrix} \ddot{z}_r + g & \cos\alpha\ddot{\alpha}_r + \sin\alpha\dot{\alpha}_r & 0 & 0 \\ \ddot{x}_r & \cos\alpha\dot{\alpha}_r - \sin\alpha\ddot{\alpha}_r & 0 & 0 \\ 0 & \dot{z}_r \sin\alpha + \dot{x}_r \cos\alpha + g \sin\alpha & \ddot{\alpha}_r & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \ddot{\theta}_r \end{bmatrix} \quad (12)$$

Denklem (11)'i, denklem (3)'te yerine yazarsak denklem (13) elde edilir,

$$M(\eta)\dot{\sigma} + C(\eta, \dot{\eta})\sigma + K\sigma = -\tilde{M}(\eta)\dot{\eta}_r - \tilde{C}(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}_r - \tilde{G}(\eta) - Y_r(\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta}, \dot{\eta}_r)\tilde{\psi} \quad (13)$$

Bu denklemde $\tilde{\psi} = \hat{\psi} - \psi$ olacak şekilde sistem parametre tahmin hatasını belirtmektedir. Böylece modelleme hatası denklem (14)'teki gibi verilir,

$$\begin{aligned} \tilde{M}(\eta) &= \hat{M}(\eta) - M(\eta), \\ \tilde{C}(\eta, \dot{\eta}) &= \hat{C}(\eta, \dot{\eta}) - C(\eta, \dot{\eta}) \\ \tilde{G}(\eta) &= \hat{G}(\eta) - G(\eta) \end{aligned} \quad (14)$$

Daha sonra denklem (15)'teki gibi bir Lyapunov aday fonksiyonu seçilir,

$$V = \frac{1}{2} \sigma^T M \sigma + \frac{1}{2} \tilde{\psi}^T \delta^{-1} \tilde{\psi} \quad (15)$$

Lyapunov fonksiyonun türevi denklem (16)'daki gibi olmaktadır,

$$\dot{V} = \sigma^T M \dot{\sigma} + \frac{1}{2} \sigma^T \dot{M} \sigma + \tilde{\psi}^T \delta^{-1} \dot{\tilde{\psi}} \quad (16)$$

Daha sonra denklem (13)'ü düzenleyip denklem (16)'da yerine yazarsak,

$$\dot{V} = \sigma^T (-Y_r \tilde{\psi} - K\sigma - C\sigma) + \frac{1}{2} \sigma^T \dot{M} \sigma + \tilde{\psi}^T \delta^{-1} \dot{\tilde{\psi}} \quad (17)$$

şeklinde yazılacaktır. Denklem (17) yeniden düzenlenirse aşağıdaki denklem elde edilir,

$$\dot{V} = \sigma^T \left(\frac{1}{2} \dot{M} - C \right) \sigma + \tilde{\psi}^T (\delta^{-1} \dot{\tilde{\psi}} - Y_r^T \sigma) - \sigma^T K \sigma \quad (18)$$

Burada, eğik simetrik matrisi özelliğinden dolayı $\sigma^T (\dot{M} - 2C) \sigma = 0, \forall \sigma \in \mathbf{R}^n$ [13] ifadesini kullanarak, denklem (19) elde edilir,

$$\dot{V} = \tilde{\psi}^T (\delta^{-1} \dot{\tilde{\psi}} - Y_r^T \sigma) - \sigma^T K \sigma \quad (19)$$

Denklem (19)'un ilk terimi sıfıra eşitlenirse, aşağıdaki ifade elde edilir,

$$\delta^{-1} \dot{\tilde{\psi}} - Y_r^T \sigma = 0 \quad (20)$$

Denklem (20) aşağıdaki gibi yeniden düzenlenir,

$$\dot{\tilde{\psi}} = \delta Y_r^T \sigma \quad (21)$$

Burada atalet parametreleri sabit olduğu için $\tilde{\psi} = \hat{\psi}$ şeklindedir. Bilinmeyen parametreler için tahmin yasası aşağıdaki gibi olur,

$$\dot{\hat{\psi}} = \int \delta Y_r^T \sigma \quad (22)$$

Burada amaç, insansız hava aracının sistem parametrelerini bulmak değildir. Bu çalışmada amaç, insansız hava aracının parametrelerinin bilinmemesi ve değişmesi durumunda izleme hatasını sıfıra yaklaştırmaktır. Hata ile çalışan mekanizma dinamik kompensatör olup parametre değişikliği durumunda hatayı sıfıra yaklaştırmak için sürekli güncellenmektedir.

Daha sonra, Lyapunov fonksiyonun türevi denklem (23)'teki gibi olmaktadır,

$$\dot{V} = -\sigma^T K \sigma \quad (23)$$

Burada K sabit, simetrik ve pozitif tanımlı bir matris olduğundan, $\dot{V} = -\sigma^T K \sigma \leq 0$ şeklinde yazılabilir. Bu durum, Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevinin negatif tanımlı bir matris olduğunu kanıtlar. Dolayısıyla, kapalı çevrim sistemin denge noktasının etrafında kararlı olduğu söylenebilir.

Ayrıca, insansız hava aracının x yatay konum kontrolünün gerçekleştirilebilmesi için denklem (1) ve (7)'de verilen $\sin\theta$ ifadesi aşağıdaki gibi seçilir,

$$\sin\theta = \frac{Y_{21}\hat{\psi}_1 + Y_{22}\hat{\psi}_2 + K_x \sigma}{u_1} \quad (24)$$

Böylece, x yatay konum kontrolü için istenen θ referans değeri,

$$\theta_i = \arcsin \left[\frac{Y_{21}\hat{\psi}_1 + Y_{22}\hat{\psi}_2 + K_x \sigma}{u_1} \right] \quad (25)$$

olarak hesaplanır.

3.2. Karınca Kolonisi Algoritması (KKA)

Karınca kolonisi algoritması, gerçek karıncaların yuvaları ile bir besin kaynağı arasındaki en kısa yolu bulma davranışlarının taklit edilmesidir. Karıncalar, bir besin kaynağına ulaşır yuvaya geri dönerlerken feromon adı verilen bir kimyasal iz bırakırlar. Başlangıçta kolonideki karıncalar rastgele yayılırlar. Bu yayılma esnasında yiyecek bulup yuvaya geri dönen kolonideki bireylerin bırakmış olduğu feromon miktarı fazla olmaktadır. Bu kimyasal iz miktarı ne kadar yoğunsa yuva ile besin kaynağı arasındaki en kısa rota bulunmuş demektir. En kısa yolda feromon miktarı yoğun olmaktadır. Dolayısıyla kolonideki diğer bireylerin kısa yolu kullanmaları ile feromon miktarında artış olmaktadır. Zamanla bireyler uzun yolu terk ederler ve feromon miktarının yoğun olduğu rotayı takip ederler. Böylece en kısa rotayı bu kimyasal izlerden yola çıkararak belirlemiş olurlar. Bu esnada bir miktar feromonun da buharlaştığı hesaba katılmalıdır. Buna göre, kaşif bir karıncanın olasılık ile seçeceği rota şu şekilde hesaplanır [14],

$$P_n(i, j) = \begin{cases} \frac{[\tau_{(i,j)}]^\varepsilon \cdot [\vartheta_{(i,j)}]^\beta}{\sum_{k \in S_n(i)} [\tau_{(i,k)}]^\varepsilon \cdot [\vartheta_{(i,k)}]^\beta} & \text{Eğer } k \in S_i \\ 0 & \text{Diğer} \end{cases} \quad (26)$$

Burada, n karınca sayısı olup $\tau_{(i,j)}$, (i,j) rotası boyunca her bir karınca tarafından salınan feromon miktarının ölçüsü, ε feromonun etkisi veya faktörü, β ise sezgisel (hüristik) faktördür. $\vartheta_{(i,j)}$ ise (i,j) rotasının kalitesinin görülebilirlik ölçüsüdür. Aynı zamanda mesafenin tersi olarak da bilinir ve yolun görünürlüğü olarak da adlandırılır. $S_n(i)$ ise i konumunda konumlanmış bir karıncanın kalan gözlemleyeceği konumları göstermektedir. Denklem (26) açıkça görüldüğü gibi (i,j) rotasının kalitesi, en kısa rotaya ve bu rota üzerinde salınan en yüksek miktardaki feromon miktarına orantılıdır. Yani, olasılık ile yolun seçimi rotanın kalitesiyle orantılıdır. Karıncalar, tur boyunca aşağıdaki gibi bir feromon güncelleme kuralına bağlı kalarak feromon miktarını değiştirirler [15],

$$\tau_{(i,j)} \leftarrow (1 - \rho) \cdot \tau_{(i,j)} + \sum_1^n \Delta\tau_{(i,j)} \quad (27)$$

Bu denklemde ρ feromon buharlaşma oranıdır ve yüzde olarak $0 < \rho < 1$ ile gösterilmektedir. $\Delta\tau_{(i,j)}$ ise feromon seviyesini belirtmektedir.

Performans kriteri olarak aşağıda denklemi verilen ITAE kriteri kullanılmıştır,

$$ITAE = \int_0^\infty t |e_i(t)| \cdot dt \quad (28)$$

ITAE (Integral Time-weighted Absolute Error-İntegral Zaman-ağırlıklı Mutlak Hata) kriteri, istenen yörünge ile sistemde ölçülen gerçek yörünge arasındaki hatayı ölçmek için kullanılan bir performans ölçütüdür.

Bu çalışmada, parametre tahmin yasanına ait sabit olan katsayıların Karınca Kolonisi Algoritması (KKA) ile optimum olarak bulunması ile sistem performansının iyileştirilmesi hedeflenmiştir.

4. SAYISAL ANALİZ SONUÇLARI

Çalışmanın bu kısmında bir önceki bölümde kararlılığı ispatlanan Karınca Kolonisi Algoritması ile optimize edilmiş Uyarlamalı Kontrolcü'nün (KKA-UK) kablo ile asılı yük taşıyan 2 Boyutlu bir insansız hava aracına uygulanması ve elde edilen sayısal analiz sonuçları verilmiştir. Buna göre, Şekil 1'de fiziksel modeli verilen bu insansız hava aracına ait sistem parametreleri Tablo 1'deki gibidir [12].

Tablo 4. Sistem parametreleri.

Parametre	Değeri
M	2 kg
m	0.6 kg
L	1 m
I_θ	0.1 kg.m ²
g	9.81 m/s ²

Sistemde, insansız hava aracı kütlelerinin değişmesi, asılı yükün değişmesi ve aracın bu yükü alması veya bırakması durumunda parametrelerin değiştiği, bu değişikliklerden sistemin etkilenmediği, bu parametre

değişikliği durumunda hatayı sifira yaklaştıracak dinamik kontrol parametrelerinin otomatik olarak güncellendiği dikkatle not edilmelidir.

Önerilen ve klasik uyarlamalı kontrolcülere ait kontrol parametreleri Tablo 2' de verildiği gibi seçilmiştir. Burada, önerilen kontrolcüdeki parametre tahmin yasasına ait adaptasyon katsayıları ($\delta x_1, \delta x_2, \delta x_3, \delta z_1, \delta z_2, \delta z_3, \delta z_4, \delta \theta$) Karınca Kolonisi Algoritması (KKA) ile bulunmuştur. Klasik uyarlamalı kontrolcünün adaptasyon katsayıları ise deneme yanılma yöntemi ile bulunmuştur.

Tablo 5. Kontrolcülere ait parametreler.

Parametre	KKA-Uyarlamalı Kontrolcü	Klasik Uyarlamalı Kontrolcü
K_x, K_y, K_θ	7, 12, 1	7, 12, 1
$\lambda_x, \lambda_z, \lambda_\theta$	1, 15, 8	1, 15, 8
$\delta x_1, \delta x_2, \delta x_3$	3.21e-4, 5.79e-4, 1e-8	1.2e-4, 1.8e-4, 1e-8
$\delta z_1, \delta z_2, \delta z_3, \delta z_4$	0.087, 0.145, 0.562, 0.019	0.01, 0.1, 0.1, 0.01
$\delta \theta$	1e-14	1e-10

Klasik uyarlamalı kontrol uygulamalarında parametre tahmin yasasına ait katsayılar deneme yanılma metodu kullanılarak bulunmaktadır. Bu çalışmada ilgili parametreler Karınca Kolonisi Algoritması tarafından optimum olarak bulunmuştur. Bu durum, yöntemin en güçlü avantajlarından birisidir. Böylece optimum parametreler belirlenirken zaman açısından da dikkate değer bir kazanç elde edilmiş olur. Karınca Kolonisi Algoritması (KKA) için kullanılan parametreler ise Tablo 3'de verilmiştir.

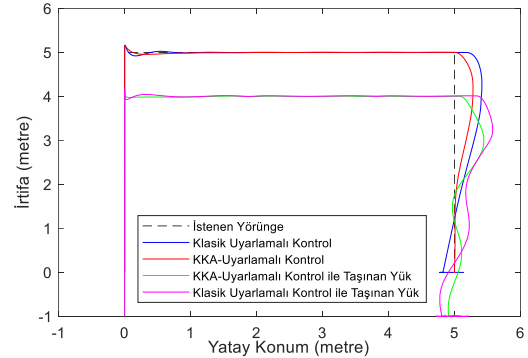
Tablo 6. Karınca kolonisi algoritmasına ait parametreler.

Parametre	Değeri
İterasyon sayısı	300
Karınca sayısı (n)	250
Feromon faktörü (ϵ)	0.1
Keşifsel faktör (β)	0.8
Düğüm sayısı	10000

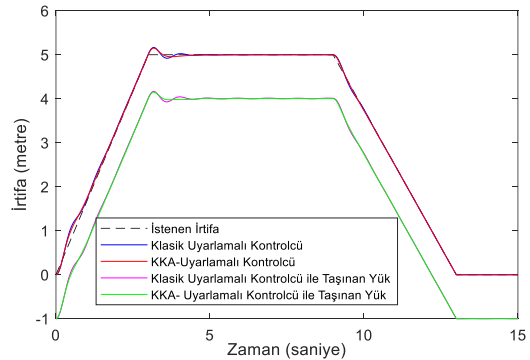
Yukarıdaki tabloda verilen parametreler deneme yanılma yöntemi ile ön analiz çalışması yapılarak belirlenmiştir. Kolonideki karınca sayısı ve çözüm için gerekli iterasyon sayısı, çözüm uzayının doğru bir şekilde taranmasını

ve yakınsamanın kalıcı bir değere ulaşmasını sağlayacak bir şekilde seçilmiştir.

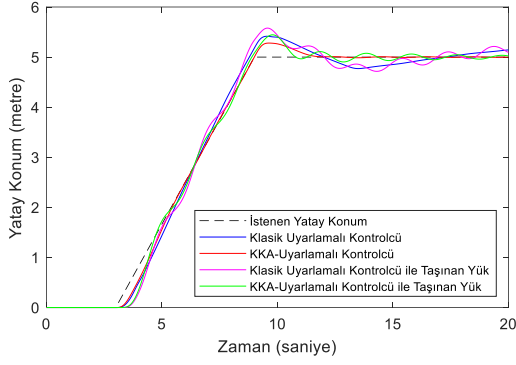
Bu çalışmada yalnızca sistem parametreleri bilinmeyen bir insansız hava aracının yörünge kontrolünün hedeflendiği not edilmelidir. Buna göre hem yatay hem de irtifa kontrolü Şekil 2, 3 ve 4 'te gösterilmiştir. İnsansız hava aracının önce 5 m irtifa kazanıp daha sonra 5 m yatay doğrultuda hareket etmesi ve tekrar yere inmesi istenmiştir. Verilen şekillerden; önerilen Karınca Kolonisi Algoritması ile optimize edilmiş Uyarlamalı Kontrolcü ile istenen yörünge, irtifa ve yatay konum takibinin daha başarılı bir şekilde gerçekleştiği açıkça görülmektedir. Kablo ile taşınan yükün ise kablo uzunluğu 1 m alındığından ve z ekseninde insansız hava aracından 1 m aşağıda olacağından istenen insansız hava aracının hareketini başarıyla takip ettiği ve birlikte hareket ettiği gözlemlenmiştir. Yatay x ekseninde ise insansız hava aracı 5 m konumuna ulaştığında bu konumda durduğundan kabloda salınımlara neden olmuştur. Buna ek olarak bu yükün, yatay doğrultuda insansız hava aracının yatay konum hareketini başarıyla takip ettiği açıktır. Ancak, klasik uyarlamalı kontrolcü ile istenen yatay konum takibi zayıf kalmıştır.



Şekil 2. İstenen yörünge takibi.

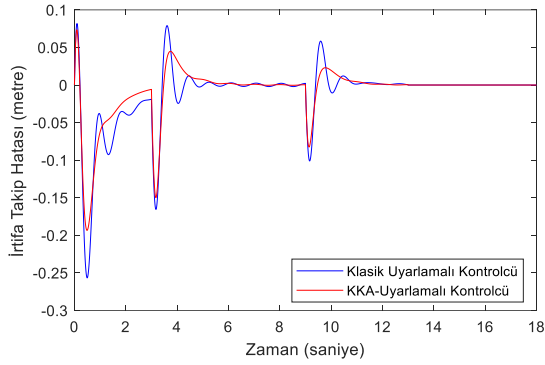


Şekil 3. İrtifa takibi.

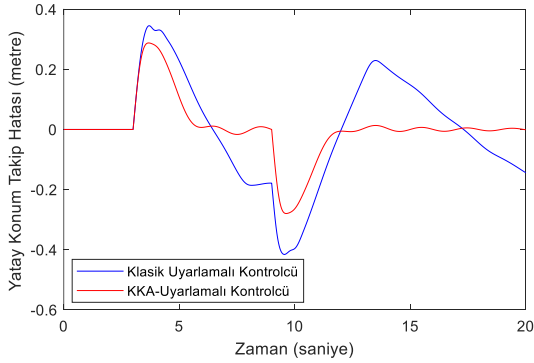


Şekil 4. Yatay konum takibi.

İnsansız hava aracının irtifa ve yatay konum yörünge takip hataları sırasıyla Şekil 5 ve Şekil 6'da verilmiştir. KKA-Uyarlamalı Kontrolcü ile irtifa takip hatasının en yüksek genlik değeri 0.2 m iken yatay konum takip hatasının en yüksek genlik değeri yaklaşık 0.3 m olmuştur. Keskin dönüşler esnasında bu genlik değerleri artmış ancak, önerilen kontrolcü ile başarılı bir şekilde azaltılmıştır. Klasik Uyarlamalı Kontrolcü ise genlik değerlerini, dolayısıyla takip hatasını arttırmıştır. Kablo ile asılı olan yükün etkisi ise yatay konum hatası üzerinde salınım hareketleri şeklinde açıkça gözlemlenmiştir.



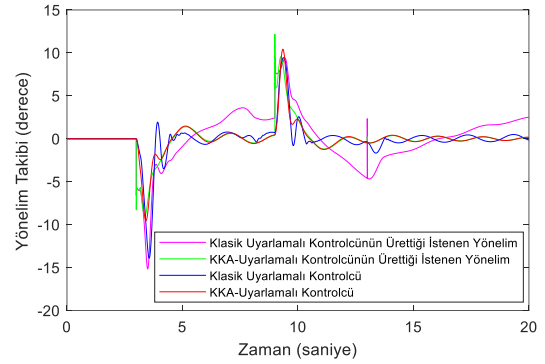
Şekil 5. İrtifa takip hatası.



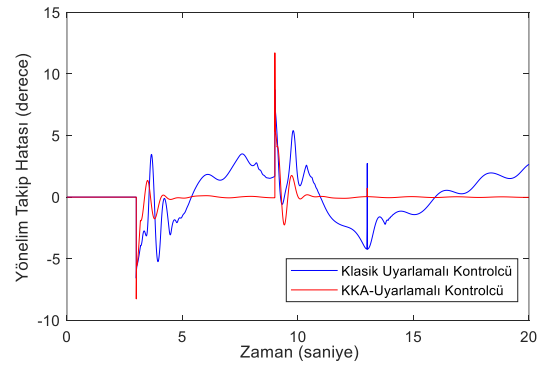
Şekil 6. Yatay konum takip hatası.

İnsansız hava aracının x yatay konum takibini gerçekleştirilebilmesi için θ açısız konum

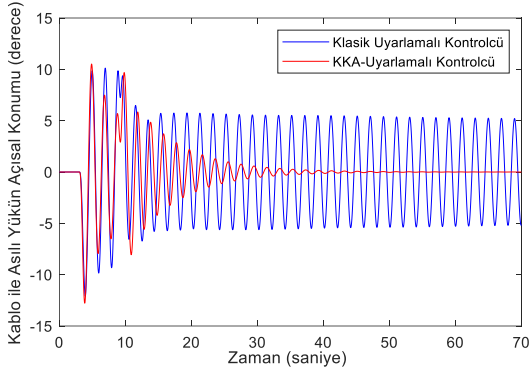
kontrolünün yapılması gerekmektedir. Yani, bir insansız hava aracının istenen yatay konum hareketini verebilmesi için istenen yönelim hareketini gerçekleştirebilmesi gerekmektedir. Yatay doğrultudaki konum kontrolü doğrudan yönelim kontrolüne bağlıdır. Bu amaçla, yönelim takibi ve izleme hatası sırasıyla Şekil 7 ve Şekil 8'de verilmiştir. Şekillerden açıkça görüldüğü gibi önerilen kontrolcü ile daha başarılı bir izleme gerçekleştirilmiş ve izleme hatası sıfıra çekilmiştir. İnsansız hava aracının ani ve keskin dönüşleri nedeniyle doğal olarak genlikler meydana gelmiştir. Burada, istenen yönelim yörüngesinin yatay konum kontrolü sonucu ortaya çıktığını vurgulamak gerekmektedir. Yani, istenen yatay konum takibi için gerekli olan yönelim yörüngesinin kontrolcüler ile şekilde verildiği gibi türetildiğini ve yatay konum kontrolü sonucu elde edildiğini vurgulamak gerekmektedir.



Şekil 7. Yönelim takibi.



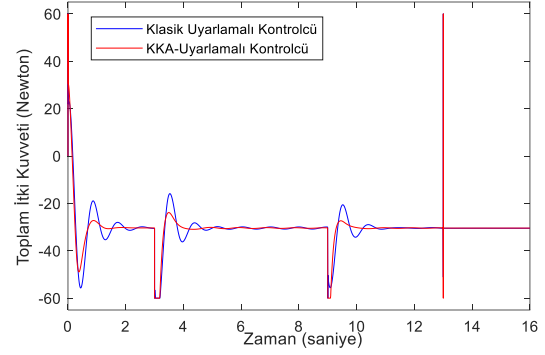
Şekil 8. Yönelim takip hatası.



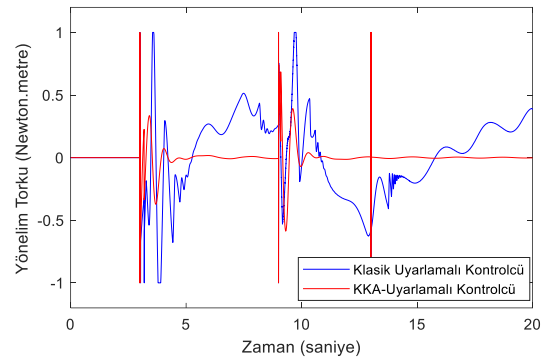
Şekil 9. Kablo ile Asılı Yükün Dikey Eksen ile Yaptığı Açıl Konumu.

Şekil 9’da yükün asılı olduğu kablonun dikey eksen ile yapmış olduğu açı gösterilmiştir. Yukarıda açıkça belirtildiği gibi bu çalışmada kablo ile asılmış yük etkisi altındaki bir insansız hava aracının kontrolü üzerinde durulmuştur. Yani, bu kablo pasif durumdadır ve aktif olarak kontrol edilmemiştir. KKA-Uyarlamalı Kontrolcü ile salınımın yaklaşık olarak 50. saniyeden sonra durduğu açıkça gözlemlenmiştir. Ancak, Klasik Uyarlamalı Kontrolcü ile bu salınım durdurulamamış ve sürekli salınım hareketi meydana gelmiştir.

Son olarak, istenen yörünge takibi için kontrolcü tarafından ihtiyaç duyulan toplam itki kuvveti ve yönelim torkunun uygulamada karşılanıp karşılanmadığını kontrol etmek gerekmektedir. Bu amaçla motorlar tarafından üretilen toplam itki kuvveti ve yönelim torku Şekil 10 ve Şekil 11’de verilmiştir. Burada, toplam itki kuvvetinin her iki motorun ayrı ayrı üretmiş olduğu itki kuvvetlerinin toplamı olduğu unutulmamalıdır. Şekillerden okunan değerlerin literatürdeki değerler ile uyumlu olduğu ve önerilen kontrolcünün pratik olarak gerçek bir sisteme uygulanabileceği açıkça söylenebilir. Bu değerler, bir insansız hava aracında kullanılan motorların kapasitelerine bağlıdır. İstenen toplam itki ve tork değerlerini üretebilecek kapasitedeki motorların seçilmesi önem arz etmektedir. Diğer taraftan, önerilen KKA Uyarlamalı Kontrolcünün Klasik Uyarlamalı Kontrolcüye göre daha az kuvvet ve tork değerlerine gereksinim duyduğu açıkça görülmüştür. Bu durum, kontrol sisteminin maliyeti açısından son derece önemlidir.



Şekil 10. Toplam itki kuvveti.



Şekil 11. Yönelim torku.

Yukarıda yorumlanan tüm şekiller dikkate alındığında, önerilen KKA Uyarlamalı Kontrolcünün Klasik Uyarlamalı Kontrolcüye göre çok daha başarılı performans sergilediği kanıtlanmıştır. Ayrıca bu çalışma, klasik yöntemlerde adaptasyon katsayılarının deneme yanılma yöntemi ile belirlenmesinin sistem performansına olumsuz etkilerinin de olabileceğini göstermiştir.

5. SONUÇLAR

Bu çalışmada, sistem parametreleri bilinmeyen ve kablo ile asılmış bir yükün etkisi altındaki 2 boyutlu bir insansız hava aracının uyarlamalı kontrolü hedeflenmiştir. Bu hedefle, insansız hava araçlarının kontrolü uygulamalarında bu çalışma aşağıdaki katkıları sunmaktadır:

- Kablo ile asılı yük taşıyan ve sistem parametreleri bilinmeyen bir insansız hava aracı için optimum uyarlamalı kontrol yasası önerilmiş ve klasik uyarlamalı kontrolcü ile karşılaştırılmıştır.
- Önerilen bu kontrol yaklaşımının Lyapunov kararlılığı gösterilmiş ve sunulan fiziksel modele başarıyla uygulanmıştır.
- Burada, bilinmeyen parametreleri tahmin etmek için kullanılan parametre tahmin

yasasındaki sabit adaptasyon katsayılarının optimum tespiti için Karınca Kolonisi Algoritması (KKA) kullanılmıştır.

- Bulunan katsayılar ile istenen yörünge takibi üzerinde yüksek doğrulukta başarılı sonuçlar elde edilmiştir.
- Toplam itki kuvveti ile yönelim torku analizleri önerilen optimum uyarlamalı kontrolcünün gerçek bir sisteme doğrudan uygulanabilir olduğunu göstermiştir.
- Bu çalışma, adaptasyon katsayılarının belirlenmesindeki güçlüklerin aşılması için Karınca Kolonisi Algoritması'nın (KKA) kolaylıkla kullanılabilir bir yaklaşım olduğunu kanıtlamıştır.

Gelecekte yapılması düşünülen çalışmalarda, farklı uyarlama ve parametre tahmin yasalarının tasarlanması ve ayrıca dış bozucu büyüklüklerin de giderilmesi için gürbüz-uyarlamalı kontrol yaklaşımı önerilebilir.

6. KAYNAKLAR

- [1] Canpolat Tosun, D. (2015). *Dört Motorlu Bir İnsansız Hava Aracı İçin Adaptif Kontrol Sistem Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü.
- [2] Cheng, Z., Yang, J., Sun, Y., Zhao, L., & Zhao, L. (2025). State predictor-based deep model reference adaptive control for quadrotor trajectory tracking. *Aerospace Science and Technology*, 157, 1–15.
- [3] Chen, X., Fan, Y., Wang, G., & Mu, D. (2024). Fixed-time adaptive control of quadrotor suspension system with unknown payload mass. *Journal of the Franklin Institute*, 361, 1–22.
- [4] Yu, G., Reis, J., & Silvestre, C. (2023). Quadrotor neural network adaptive control: Design and experimental validation. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 8(5), 2574–2581.
- [5] Glushchenko, A., & Lastochkin, K. (2022). Neural network-based direct model reference adaptive control of quadrotor attitude. *16th International Conference on Stability and Oscillations of Nonlinear Control Systems*, Trapeznikov Institute of Control Sciences, Russian Academy of Sciences, Moskova, Rusya.
- [6] Leitao, D., Cunha, R., & Lemos, J. (2024). Adaptive control of quadrotors in uncertain environments. *Eng*, 5, 544–561. <https://doi.org/10.3390/eng5020030>
- [7] Imran, I. H., Stolkin, R., & Allahyar, M. (2023). Adaptive control of quadrotor unmanned aerial vehicle with time-varying uncertainties. *IEEE Access*, 11, 19710–19724.
- [8] Cen, R., Jianga, T., & Tang, P. (2021). Modified Gaussian process regression based adaptive control for quadrotors. *Aerospace Science and Technology*, 110, 1–13.
- [9] Espinoza-Fraire, T., Saenz, A., Salas, F., Juarez, R., & Giernacki, W. (2021). Trajectory tracking with adaptive robust control for quadrotor. *Applied Sciences*, 11, 1–22. <https://doi.org/10.3390/app11188571>
- [10] Huang, T., Chen, P., & Li, Y. (2024). Attitude stabilization for a quadrotor using adaptive control algorithm. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 60(1), 334–347.
- [11] Sciavicco, L., & Siciliano, B. (1996). *Modeling and Control of Robot Manipulators* (pp. 233–236). New York: McGraw-Hill.
- [12] Kuznir, T., & Smoczek, J. (2019). Quadrotor UAV control for transportation of cable suspended payload. *Journal of KONES*, 26.
- [13] Navabi, M., Davoodi, A., & Mirzaei, H. (2022). Trajectory tracking of under-actuated quadcopter using Lyapunov-based optimum adaptive controller. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 236, 202–215.
- [14] Baghli, F. Z., Lakhali, Y., & Ait El Kadi, Y. (2023). The efficiency of an optimized PID controller based on ant colony algorithm (ACO-PID) for the position control of a multi-articulated system. *Journal of Robotics and Control (JRC)*, 4(3), 289–298.
- [15] Dorigo, M., & Gambardella, L. M. (1997). Ant colony system: A cooperative learning approach to the traveling salesman problem. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 1(1), 53–66. <https://doi.org/10.1109/4235.585892>