

Bir Dörtpervaneli Hava Aracındaki Aktüatör Arızalarının Kestirimi ve Giderilmesi

Actuator Fault Estimation and Accommodation of a Quadrotor UAV

Mert Serhat Sarihan^{1,3}, Yunus Emre Çörez², Fikret Çalışkan¹

¹Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü

İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

sarihan22@itu.edu.tr

caliskanf@itu.edu.tr

²Savunma Teknolojileri Bölümü

İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

corez22@itu.edu.tr

³DASAL Havacılık Teknolojileri A.Ş.

İstanbul

serhat.sarihan@dasal.com

Özetçe

Bu çalışma; bir dörtpervaneli hava aracında aktüatör arızaları meydana geldiğinde İki Aşamalı Kalman Kestiricisi ve uyarlamalı denetim stratejisi kullanarak bir arıza teşhis, yalıtım ve giderim yöntemi oluşturmayı amaçlamaktadır. İlk olarak; dörtpervaneli bir hava aracı, aktüatör arızaları ve sensörler modellenmiştir. Ardından aktüatör arızalarının ve dörtpervaneli hava aracının durum bilgilerinin kestirimi için İki Aşamalı Kalman Kestirim algoritması oluşturulmuştur. Referans olarak verilen irtifanın ve sapma açısının takibi için Uyarlamalı Kayan Kipli Denetleyiciler (UKKD) ve kıyaslama yapma amacıyla; irtifa için ayrık PID, sapma açısı için ayrık PD denetleyiciler tasarlanmıştır.

Abstract

This study aims to construct a fault detection, isolation and accommodation method by the use of Two-Stage Kalman Estimator and adaptive control strategy under actuator faults for a quadcopter. First of all quadcopter system and actuator faults are modeled. This is followed by sensor models. Then in order to estimate the states of quadcopter under actuator faults, the Two-Stage Kalman Estimation algorithm is derived. To track the reference altitude and yaw angle, Adaptive Sliding Mode Controllers (ASMC) are designed. To compare the reference tracking performances, Discrete PD controller for yaw angle and discrete PID controller for altitude were also designed. Simulation studies are done for different scenarios of actuator faults. Finally results are discussed.

1. Giriş

Her geçen gün yaygınlaşmakta olan insansız hava araçları; gözlem, yer tespiti, tarımsal ve askeri amaçlarla geniş bir kullanım alanına sahiptir. İnsansız hava araçları temel olarak sabit kanat ve döner kanat olmak üzere iki ana grupta incelenirken farklı tasarımlarla da literatürde yer bulabilmektedir. Sabit kanatlı İHA'lar uzun menzil ve yüksek irtifada görev icra ederken dönerpervaneli İHA'lar ise pervaneli yapılarının üstünlüğü ile dikey-iniş kalkış yapabilmekte ve havada sabit kalabilmektedir. Dönerpervaneli İHA'lar basit ve kullanışlı tasarımı sayesinde hem endüstriyel hem de akademik çalışmalarda yaygın olarak kullanılmaktadır. İskelet yapıdan, aktüatörlerden ve sensörlerden oluşan dönerpervaneli İHA, karşılaştığı aktüatör ve sensör arızalarına karşı oldukça hassastır. Aktüatörlerin performans kaybı veya tamamen işlevsiz kalması, sensörlerin hatalı veri beslemesi gibi arızalar dönerpervaneli İHA'ların denetimini kaybetmesine hatta kırma uğramasına sebep olabilir[1]. Bu sebeple arıza tespiti ve yalıtımı oldukça önem taşımaktadır. Bu bağlamda, dönerpervaneli İHA'ların aktüatör arızalarını kestirebilmek adına birçok farklı gözleyici algoritma tasarlanmıştır[2].

Bu çalışmada; İki Aşamalı Kalman Kestirimi[3] ile aktüatör arızalarının tespitine, yalıtımına ve arızanın giderilmesine çalışılmıştır[4]. İki Aşamalı Kalman Kestirimi anlık olarak sistemin durumlarını ve arızalarını tespit edebilmektedir. Bahsi edilen arıza durumları ve sistem üzerine gelen bozucu girdileri dönerpervaneli İHA sistemlerinin denetimini karmaşık hale getirmektedir. Literatür incelendiğinde klasik denetim yöntemlerinden biri olan PID denetleyicinin bu sistemlerde sık sık kullanıldığı görülmüştür[5]. PID denetleyicinin yanı sıra ka-

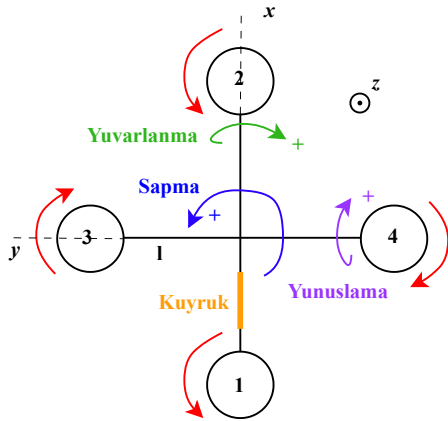
yan kipli denetleyici uygulamaları içeren çalışmalar da literatürde mevcuttur. Kayan kipli denetleyicilerde çoğunlukla sabit bir kayma yüzeyi belirlenir ve bu kayma yüzeyinin işaretindeki çatırtı ile denetim işareti oluşturulur. Ayrıca literatürde, sistem belirsizliklerinin ve gürültülerinin üstesinden daha iyi gelebilmek amacıyla uyarlamalı kayan kipli denetleyicili tasarımları da mevcuttur[6].

Bu çalışmanın 2. bölümünde hava aracının modellenmesi, 3. bölümünde İki Aşamalı Kalman Kestirimi, 4. bölümünde denetleyici tasarımı, 5. bölümünde benzetim çalışmaları ve 6. bölümünde sonuçlar yer almaktadır.

2. Dörtpervaneli Bir Hava Aracının Modellenmesi

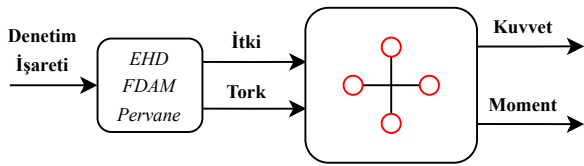
Bu başlık altında tipik bir dörtpervaneli hava aracının modellenmesi anlatılmıştır. İlk olarak aktüatörler ve aktüatör arızası modellenmiştir. Ardından hava aracının doğrusal olmayan dinamikleri modellenmiştir. Son olarak dörtpervaneli hava aracı, uçuş denge noktasında doğrusallaştırılarak doğrusal sistem model elde edilmiştir.

Çalışmada kullanılan dörtpervaneli hava aracı '+' yapısına sahiptir ve geometrik yapısı Şekil 1'de gösterilmiştir.



Şekil 1: Dörtpervaneli geometrisi

Şekil 1 ile gösterilen hava aracı modelinin şematik gösterimi Şekil 2 ile gösterilmiştir. Şekil 2'ye göre aktüatör grubuna komut olarak giren işaret hava aracının gövde eksen takımında tanımlı olan kuvvete ve momente dönüşmektedir.



Şekil 2: Model şeması

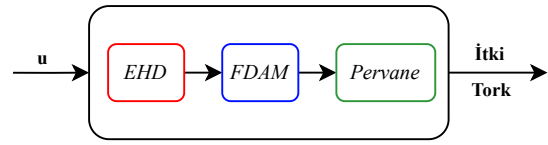
2.1. Aktüatörlerin Modellenmesi

Dörtpervaneli hava araçlarının aktüatörleri genellikle;

- Elektronik Hız Denetleyicisi (EHD)
- Fırçasız Doğru Akım Motoru (FDAM)
- Pervane

grubundan oluşmaktadır. Ana kuvvet ve moment kaynakları olan ve şekil 1'de 1, 2, 3, 4 numaralar ile gösterilen aktüatörler, kapsamlı bir dörtpervaneli modeli için modellenmelidir. Şekil 3 ile gösterilen basitleştirilmiş aktüatör şeması denklem (1) ile 1. dereceden bir iletim fonksiyonu olarak modellenenbilir[7].

$$T_i = K_T \frac{\omega}{s + \omega}, \quad \tau_i = K_\tau T_i, \quad i = 1, \dots, 4 \quad (1)$$



Şekil 3: Basitleştirilmiş aktüatör şeması

Denklem (1)'de yer alan; T_i her bir aktüatörün oluşturduğu itkiyi, τ_i her bir aktüatörün oluşturduğu torku, ω aktüatör gecikmesini, K_T itki katsayısını ve K_τ tork katsayısını temsil eder. l hava aracının kol uzunluğu olmak üzere, aktüatörlerin oluşturduğu kuvvet momentler denklem (2) ile belirtilmiştir.

$$\begin{aligned} u_z &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ u_\theta &= l(T_1 - T_2) \\ u_\phi &= l(T_3 - T_4) \\ u_\psi &= \tau_1 + \tau_2 - \tau_3 - \tau_4 \end{aligned} \quad (2)$$

2.2. Aktüatör Arızasının Modellenmesi

Çoğunlukla mekanik veya elektronik sebeplerden kaynaklanan aktüatör arızası, dörtpervaneli hava aracının uçuş sağlığını etkileyebilmektedir. Aktüatör arızası (3) numaralı denklem ile modellenmiştir.

$$\gamma_i = [\gamma_1 \ \gamma_2 \ \gamma_3 \ \gamma_4]^T, \quad 0 \leq \gamma_i \leq 1; \quad i = 1, \dots, 4 \quad (3)$$

Denklem (3) ile belirtilen γ_i , aktüatördeki arızanın miktarını temsil etmektedir. Aktüatör arızası; tam performansta çalıştığı durum 0, tamamen bozulduğu durum 1 olacak şekilde modellenmiştir.

2.3. Dinamiklerin Modellenmesi

Dörtpervaneli bir hava aracının gerçeğe yakın bir şekilde modellenmesi için; doğrusal olmayan dinamik denklemlerin, aktüatörlerin açılal hızlarından kaynaklanan jiroskopik etki ve dörtpervaneli hava aracının çizgisel hareketinden kaynaklı sürüklenme etkisi gibi tüm etkileri içermesi gerekmektedir. İlk üç denklem çizgisel hareketi son üç denklem açılal hareketi temsil etmek üzere;

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= \frac{u_z(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)}{m} \\
\ddot{y} &= \frac{u_z(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi)}{m} \\
\ddot{z} &= \frac{u_z(\cos\phi\cos\theta)}{m} - g \\
\ddot{\phi} &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})\dot{\theta}\dot{\psi}}{I_{xx}} + \frac{u_\phi}{I_{xx}} - \frac{K_d l \dot{\phi}}{I_{xx}} \\
\ddot{\theta} &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})\dot{\phi}\dot{\psi}}{I_{yy}} + \frac{u_\theta}{I_{yy}} - \frac{K_d l \dot{\theta}}{I_{yy}} \\
\ddot{\psi} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})\dot{\phi}\dot{\theta}}{I_{zz}} + \frac{u_\psi}{I_{zz}} - \frac{K_d l \dot{\psi}}{I_{zz}}
\end{aligned} \quad (4)$$

şeklinde oluşturulmuştur[6]. Sırası ile θ , ϕ ve ψ ; gövde eksen takımının, Kuzey-Doğu-Yukarı (Sabit) eksen takımına göre yapılmış olduğu Yunuslama, Yuvarlanma ve Sapma Euler açılarını temsil eder. Sırası ile I_{xx} , I_{yy} ve I_{zz} dörtpervaneli hava aracının x , y ve z eksenlerindeki eylemsizlik momentleridir. K_d dörtpervaneli hava aracının sürüklenme katsayısıdır.

2.4. Doğrusal Modelin Oluşturulması

Doğrusallaştırma esnasında bir takım yakınsamalardan faydalanılmıştır. Bu yakınsamalar, uçuş denge noktası olarak kabul edilen askıda kalma durumu için yapılmış olup; sapma açısının olmadığı ($\psi=0$), küçük yunuslama ve yuvarlanma açılarının olduğu ($\sin\theta \approx \theta$, $\sin\phi \approx \phi$; $\cos\theta \approx 1$, $\cos\phi \approx 1$) ve x - y eksenlerindeki eylemsizlik momentlerinin birbirine eşit olduğu ($I_{xx} = I_{yy}$) varsayılarak yapılmıştır. Doğrusal denklemler aynı sıra ile;

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= \theta g, & \ddot{\phi} &= \frac{u_\phi}{I_{xx}} \\
\ddot{y} &= -\phi g, & \ddot{\theta} &= \frac{u_\theta}{I_{yy}} \\
\ddot{z} &= \frac{u_z}{m} - g, & \ddot{\psi} &= \frac{u_\psi}{I_{zz}}
\end{aligned} \quad (5)$$

olarak elde edilmiştir[7]. Modellemede kullanılan hava aracı parametreleri Tablo 1'de paylaşılmıştır. (2) ve (5) numaralı denklemler kullanılarak sistemin durum-uzay modeli oluşturulabilmektedir. Her bir durumun birbirinden bağımsız olacak şekilde gözlenebildiği varsayılmıştır.

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= Ax + Bu + Eg + w, & w &: \text{Süreç Gürültüsü} \\
y &= Cx + v, & v &: \text{Ölçme Gürültüsü}
\end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{z} \\ \ddot{z} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi \\ \dot{\phi} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_\tau}{m} & \frac{K_\tau}{m} & \frac{K_\tau}{m} & \frac{K_\tau}{m} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_\tau L}{I_{xx}} & -\frac{K_\tau L}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{K_\tau L}{I_{yy}} & -\frac{K_\tau L}{I_{yy}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_\tau K_\psi}{I_{zz}} & \frac{K_\tau K_\psi}{I_{zz}} & \frac{K_\tau K_\psi}{I_{zz}} & \frac{K_\tau K_\psi}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} g + [w]_{12 \times 1}$$

$$y = I_{12 \times 12} [x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ z \ \dot{z} \ \theta \ \dot{\theta} \ \phi \ \dot{\phi} \ \psi \ \dot{\psi}]^T + [v]_{12 \times 1} \quad (7)$$

Tablo 1: Dörtpervaneli Hava Aracı Parametreleri

Parametre	Tanım	Değer
m	Kütle	1.42 kg
l	Kol Uzunluğu	0.2 m
ω	Aktüatör Bant Genişliği	15 rad/s
K_T	Aktüatör İtki Katsayısı	175
K_τ	Aktüatör Tork Katsayısı	0.023
g	Yerçekimi	9.81 m/s ²
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Eylemsizlik Momenti	0.03, 0.03, 0.04 kg.m ²
K_d	Sürüklenme Katsayısı	0.01
u	Motor Denetim İşareti	$0 \leq u \leq 0.05$

3. İki Aşamalı Kalman Kestircisi

Bu başlık altında İki Aşamalı Kalman Kestirci yapısı ve çalışma mantığı anlatılmıştır.

Kalman Kestirim algoritması; sistemin matematiksel modelinden ve istatistiksel yöntemlerden faydalanarak, rastgele süreç tarafından bozulmuş sistem bilgilerini kestirmeye yarar. Fakat Kalman Kestirim algoritması, sistemin algılayıcılarında veya aktüatörlerinde oluşan bir arızayı kestirememektedir. Bu durumun üstesinden, [3] tarafından geliştirilen İki Aşamalı Kalman Kestirim algoritması gelmektedir.

İki Aşamalı Kalman Kestirim algoritması ayrıık zamanda çalışmaktadır. Bu sebeple ilk olarak (7) numaralı denklem ayrık zaman düzlemine taşınmalıdır. Ardından denklem (3) ile belirtilen aktüatör arızası, durum-uzay modeline eklenmelidir. Son olarak; sıfır ortalamalı ve Gauss dağılımlı rastgele vektörler olan, süreç gürültüsü w_k^x ve ölçüm gürültüsü v_{k+1} modele eklenmelidir. Böylelikle denklem (8) ile belirtilen sistem modeli elde edilir.

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k - B_k U_k \gamma_k + w_k^x \quad (8)$$

$$y_{k+1} = C_k x_{k+1} + v_{k+1}$$

Denklem (8) ile belirtilen U_k , aktüatör denetim işaretlerinin köşegen matris biçiminde yazılması ile elde edilir.

$$U_k = \begin{bmatrix} u_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & u_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & u_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & u_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Aktüatörlerde oluşan arıza oranı; sıfır ortalamalı ve Gauss dağılımlı rastgele vektör olan, arıza gürültüsü w_k^γ tarafından bozulmaktadır.

$$\gamma_{k+1} = \gamma_k + w_k^\gamma \quad (10)$$

İki Aşamalı Kalman Kestirim algoritması 5 ana denklem grubu olarak yazılmıştır. Denklemlerde kullanılan Q_k^γ , R_k ve Q_k^γ sırası ile; süreç, ölçüm ve arıza gürültü vektörlerinin kovaryans matrisleridir.

Eniyi sapma kestirimi;

$$\hat{\gamma}_{k+1|k} = \hat{\gamma}_{k|k} \quad (11)$$

$$P_{k+1|k}^\gamma = P_{k|k}^\gamma + Q_k^\gamma \quad (12)$$

$$\hat{\gamma}_{k+1|k+1} = \hat{\gamma}_{k+1|k} + K_{k+1}^\gamma (\tilde{r}_{k+1} - H_{k+1|k} \hat{\gamma}_{k|k}) \quad (13)$$

$$K_{k+1}^\gamma = P_{k+1|k}^\gamma H_{k+1|k}^T (H_{k+1|k} P_{k+1|k}^\gamma H_{k+1|k}^T + \tilde{S}_{k+1})^{-1} \quad (14)$$

$$P_{k+1|k+1}^\gamma = (I - K_{k+1}^\gamma H_{k+1|k}) P_{k+1|k}^\gamma \quad (15)$$

Sapmadan bağımsız durum kestirimi;

$$\tilde{x}_{k+1|k} = A_k \tilde{x}_{k|k} + B_k u_k + W_k \hat{\gamma}_{k|k} - V_{k+1|k} \hat{\gamma}_{k|k} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \tilde{P}_{k+1|k}^x &= A_k \tilde{P}_{k|k}^x A_k^T + Q_k^x + W_k P_{k|k}^\gamma W_k^T \\ &\quad - V_{k+1|k} P_{k+1|k}^\gamma V_{k+1|k}^T \end{aligned} \quad (17)$$

$$\tilde{x}_{k+1|k+1} = \tilde{x}_{k+1|k} + \tilde{K}_{k+1}^x \tilde{r}_{k+1} \quad (18)$$

$$\tilde{K}_{k+1}^x = \tilde{P}_{k+1|k}^x C_k^T \tilde{S}_{k+1}^{-1} \quad (19)$$

$$\tilde{P}_{k+1|k+1}^x = (I - \tilde{K}_{k+1}^x C_k) \tilde{P}_{k+1|k}^x \quad (20)$$

Arta kalan hesabı;

$$\tilde{r}_{k+1} = y_{k+1} - C_k \tilde{x}_{k+1|k} \quad (21)$$

$$\tilde{S}_{k+1} = C_k \tilde{P}_{k+1|k}^x C_k^T + R_k \quad (22)$$

Kuplaj denklemleri;

$$W_k = A_k V_{k|k} - B_k U_k \quad (23)$$

$$V_{k+1|k} = W_k P_{k|k}^\gamma (P_{k+1|k}^\gamma)^{-1} \quad (24)$$

$$H_{k+1|k} = C_k V_{k+1|k} \quad (25)$$

$$V_{k+1|k+1} = V_{k+1|k} - \tilde{K}_{k+1}^x H_{k+1|k} \quad (26)$$

Birleştirilmiş sistem durum vektörü ve hata kovaryans matrisi kestirimi;

$$\hat{x}_{k+1|k+1} = \tilde{x}_{k+1|k+1} + V_{k+1|k+1} \hat{\gamma}_{k+1|k+1} \quad (27)$$

$$P_{k+1|k+1} = \tilde{P}_{k+1|k+1}^x + V_{k+1|k+1} P_{k+1|k+1}^\gamma + V_{k+1|k+1}^T \quad (28)$$

4. Denetleyici Tasarımı

Çalışma kapsamında, modellenen dörtperveli hava aracının irtifası ve sapma açısı denetlenmektedir. Denetleyiciler, aktüatörlerin herhangi birinde bozukluk olmadığı durum için tasarlanmıştır.

İrtifa denetleyicisi olarak ayrık PID denetleyici tasarlanmıştır. PID denetleyici seçilmesindeki amaç, yerçekimi etkisinden dolayı oluşacak kalıcı hal hatasının giderilmesidir. Sapma açısı denetleyicisi olarak ayrık PD denetleyici tasarlanmıştır. PD denetleyici seçilmesindeki amaç, sapma hareketinde kalıcı hal hatasının olmamasıdır.

UKK denetleyici tasarlanmasındaki temel amaç sistem üzerine etkiyen bozucu etkilerin ve gürültülerin başarıyla üstesinden gelebilmesidir[6]. Ayrıca UKKD; arıza tespiti ve yalıtımı ile birlikte, normal KKD ve uyarlamalı olmayan denetleyicilere göre arzayı daha hızlı giderebilmektedir[8, 9].

4.1. PID İrtifa Denetleyicisi

(30) numaralı denklemde bulunan $U_z(z)$ irtifa denetim, $E_z(z)$ ise irtifa komutu ile irtifa kestirimi arasındaki fark işaretidir.

$$G_{PID}(z) = P + I \frac{T_s}{2} \frac{z+1}{z-1} + D \frac{N}{1 + N \frac{T_s}{2} \frac{z+1}{z-1}} \quad (29)$$

$$U_z(z) = E_z(z) G_{PID}(z) \quad (30)$$

4.2. PD Sapma Açısı Denetleyicisi

(32) numaralı denklemde bulunan $U_\psi(z)$ sapma açısı denetim, E_ψ ise sapma açısı komutu ile sapma açısı kestirimi arasındaki fark işaretidir.

$$G_{PD}(z) = P + D \frac{N}{1 + N \frac{T_s}{2} \frac{z+1}{z-1}} \quad (31)$$

$$U_\psi(z) = E_\psi(z) G_{PD}(z) \quad (32)$$

4.3. Uyarlamalı Kayan Kipli Denetleyici

Uyarlamalı denetleyici için fark işareti (33) numaralı denklemde gösterildiği gibi tanımlanmıştır.

$$\tilde{x} = x - x_d \quad (33)$$

Tasarlanan kayma yüzeyi (34) numaralı denklem ile ifade edilmiştir.

$$\sigma = \dot{\tilde{x}} + k_{c2} \tilde{x} + k_{c1} \int_{t_0}^t \tilde{x}(\tau) d\tau - k_{c2} \tilde{x}(t_0) - \dot{\tilde{x}}(t_0) \quad (34)$$

t_0 başlangıç zamanını ifade ederken, k_{c1} ve k_{c2} tasarım parametreleridir. Kayma yüzeyi tanımlandıktan sonra denetim yarası aşağıdaki gibi ifade edilmiştir.

$$v = v_0 + v_1 \quad (35)$$

v_0 sürekli nominal denetim işaretidir ve $\dot{\sigma} = 0$ ifadesini sağlamak için tasarlanmıştır. v_1 süresiz denetim işareti olarak adlandırılır ve sistemdeki bozucu etkileri yok etmeyi amaçlamaktadır.

$$v_1 = -k_{c3} \text{sat}(\sigma) \quad (36)$$

k_{c3} pozitif kazanç parametresidir. Doyma fonksiyonu aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$sat(\sigma) = \begin{cases} sign(\sigma) & \text{eğer } |\sigma| > \phi \\ \frac{\sigma}{\phi} & \text{eğer } |\sigma| \leq \phi \end{cases} \quad (37)$$

ϕ sınır tabaka kalınlığıdır ve kayma yüzeyinin çartırlılarını azaltmak için kullanılmaktadır. Nihai denetim kuralı (38) numaralı denklemde belirtildiği gibi tasarlanmıştır.

$$u = \hat{\Psi}(\ddot{x}_d - k_{c2}\dot{\hat{x}} - k_{c1}\hat{x} - k_{c3}sat(\sigma)) - \hat{\Gamma}_1 g(x) - \hat{\Gamma}_2 x \quad (38)$$

Denetim kuralında bulunan uyarılma parametrelerin türevleri aşağıdaki (39), (40) ve (41) numaralı denklemlerle ifade edilmiştir.

$$\dot{\hat{\Gamma}}_1 = g(x)\sigma_\Delta \quad (39)$$

$$\dot{\hat{\Gamma}}_2 = x\sigma_\Delta \quad (40)$$

$$\dot{\hat{\Psi}} = (-\ddot{x}_d + k_{c2}\dot{\hat{x}} + k_{c1}\hat{x} + k_{c3}sat(\sigma))\sigma_\Delta \quad (41)$$

$g(x)$ fonksiyonu, sistemdeki parametrik belirsizlikleri ve parametrik belirsizliklerin alt ve üst sınırlarını ifade eder. Bu çalışma kapsamında parametrik belirsizlikler ihmal edilmiştir. σ_Δ ise kayma yüzeyi ile sınır tabaka arasındaki mesafeyi ifade eder ve böylelikle sınır tabaka dışında $\dot{\sigma}_\Delta = \dot{\sigma}$ iken sınır tabaka içerisinde $\dot{\sigma}_\Delta = 0$ dır.

$$\sigma_\Delta = \sigma - \phi sat(\sigma) \quad (42)$$

5. Benzetim Çalışması

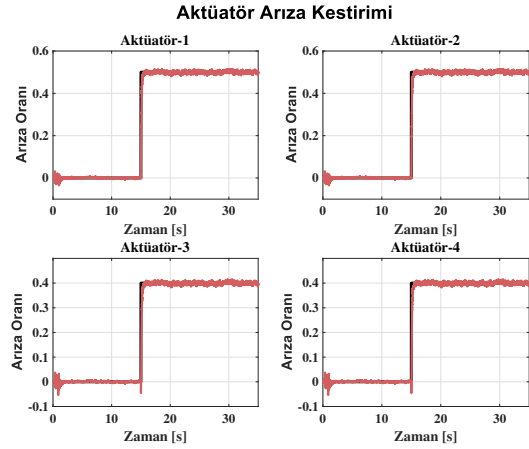
Benzetim çalışması için *Matlab / SIMULINK* programı kullanılmıştır. Gerçekçi sonuçların elde edilebilmesi adına; kestirim algoritması, denetim ve modelleme için kullanılan örnekleme zamanı $t_s = 0.0025s$ olarak seçilmiştir. Günümüz teknolojisi sayesinde, gerçek otopilot sistemlerindeki denetim çevrim frekansı 1 kHz'e kadar çıkabilmektedir. Bu sebeple 400 Hz'lik bir denetim çevrim frekansının bu çalışma için uygun olduğu düşünülmüştür[10, 11].

Denetleyiciler, hem geçici hem de kalıcı hal cevapları gözletilerek arızasız durumlar için tasarlanmıştır. İrtifa denetleyicilerinin 10 metrelik ve sapma açısı denetleyicilerinin 10 derecelik referansa oturma zamanlarının 5 saniyeden az olması, üst aşım yapmamaları hedeflenmiştir. Tüm denetleyiciler kalıcı hal hatası olmayacak şekilde tasarlanmıştır. Bu doğrultuda elde edilen PID-PD kazançları tablo 2'de paylaşılmıştır.

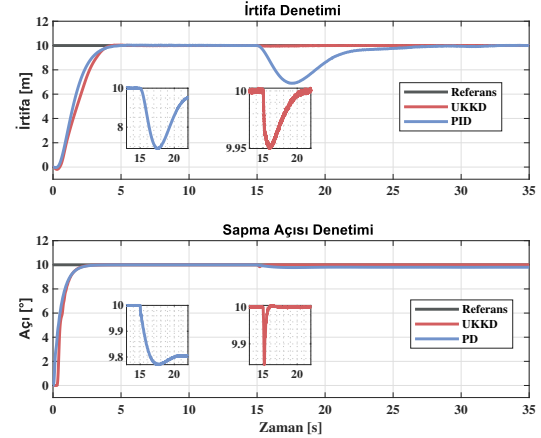
Tablo 2: Dörtpervaneli Hava Aracı PID-PD Kazançları

Kazanç	İrtifa Denetleyicisi	Sapma Denetleyicisi
P	3.5	15
I	0.85	0
D	3.8	8

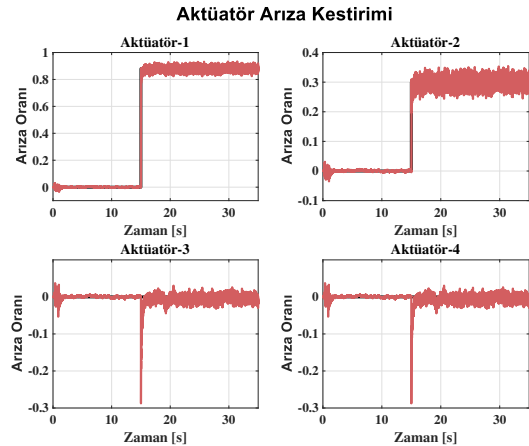
İlk senaryoda, dörtpervaneli hava aracının karşılıklı aktüatörlerine 15. saniyede 50% ve 40% aktüatör arızaları verilmiştir. İkinci senaryoda, dörtpervaneli hava aracının 1. ve 2. aktüatörlerine 15. saniyede sırası ile 88% ve 30% aktüatör arızaları verilmiştir.



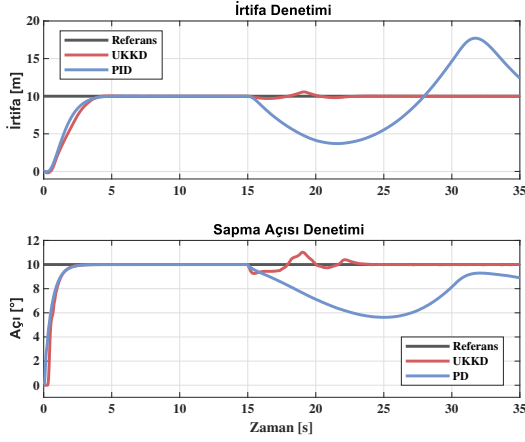
Şekil 4: Senaryo 1 arıza kestirimi



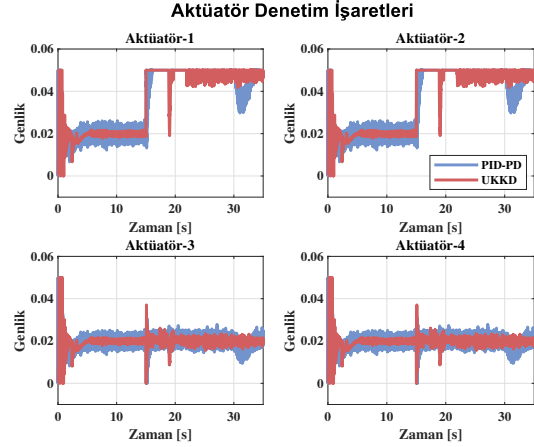
Şekil 5: Senaryo 1 irtifa ve sapma açısı denetleyicisi sonuçları



Şekil 6: Senaryo 2 arıza kestirimi



Şekil 7: Senaryo 2 irtifa ve sapma açısı denetleyicisi sonuçları

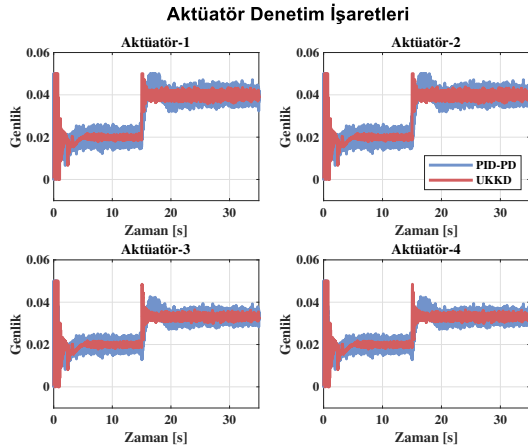


Şekil 9: Senaryo 2 aktüatör denetim işaretleri

Senaryo 1’de, her iki denetleyici sonucu da referans giriş işaretine yakınsamıştır fakat PID denetleyicinin cevap süresi UKKD’ye göre oldukça yavaş kalmıştır ve irtifa kaybı ihmal edilemeyecek düzeydedir. Sapma açısı denetiminde arıza sonrasında, PD denetleyici kalıcı hal hatası yaparken UKKD tekrar referansa oturarak başarılı bir sonuç vermektedir. Senaryo 2’de oluşan arıza sonrasında, PID irtifa denetleyicisi referansın oldukça fazla sapsmış ve dörtperaneli hava aracını neredeyse kararsızlığa götürmüştür. PD sapma açısı denetleyicisi de arıza sonrasında referans açıdan büyük ölçüde sapsmıştır. UKKD hem irtifa hem de sapma referans değerlerine yeniden oturabilmiştir.

Bir başka senaryoda ise aktüatörlere sırası ile; 14., 15., 16. ve 17. saniyelerde 30%, 40%, 50% ve 60% oranlarında arızalar verilmiştir. Bu senaryodaki sonuçların 1. senaryodaki sonuçlara oldukça benzediği görülmüştür.

Tablo 1’de paylaşılan bir bilgiye göre aktüatör denetim işareti 0 ile 0.05 arasında değer alabilmektedir. Şekil 8 ve Şekil 9 incelendiğinde, her iki senaryoda da denetim işaretlerinin önceden belirlenen sınırlar içinde olduğu görülmüştür.



Şekil 8: Senaryo 1 aktüatör denetim işaretleri

6. Sonuçlar

Bu çalışmada dörtperaneli bir İHA sisteminin aktüatörlerinde meydana gelen arızalar İki Aşamalı Kalman Kestiricisi ile kestirilip sırasıyla arızanın yalıtımı ve giderimi gerçekleştirilmiştir. İrtifa ve sapma açısı denetiminin yapılabilmesi için PID/PD ve Uyarlamalı Kayan Kipli olmak üzere iki farklı tipte denetleyici tasarlanmıştır. Belirtilen iki farklı tipte denetleyici, arıza oluşmadan önce hem irtifa hem de sapma açısı denetiminde oldukça başarılıdır ve geçici hal cevaplarının birbirine oldukça yakın olduğu görülmüştür. Teorik araştırma ve pratik uygulama arasındaki farkın kapatılabilmesi adına, bu çalışmada gerçekçi bir örnekleme zamanı seçilmiştir.

Çalışmada kullanılan İki Aşamalı Kalman Kestirim algoritmasının, aktüatörlerde oluşan arızaları oldukça iyi kestirebildiği görülmüştür. Yapılan testlerde de görüldüğü üzere Q^{γ} kovaryans matrisi, kestirim hızı ve arıza meydana geldiği durumdaki sapmaya uğramış sistem durumlarının ölçüm doğruluğu arasında bir ters orantı oluşturmaktadır. Bu sebeple Q^{γ} seçimi önem taşımaktadır.

Genel olarak hem PID/PD hem de UKKD denetleyici arıza durumlarında başarılı sonuçlar vermektedir. Fakat sistemi zorlayabilecek asimetrik arıza tipleri sonrasında kendini yeni sisteme göre değiştirebilen UKKD, klasik PID/PD denetleyiciye göre daha iyi yanıt verdiği farklı senaryolar sonucunda görülmüştür. Arızaların herhangi bir anda ve herhangi bir aktüatörde gerçekleşebileceği göz önünde bulundurulduğunda, arıza toleranslı denetim yöntemi olarak PID/PD denetleyici yerine UKKD’nin kullanılmasının uygun olduğu görülmüştür.

Denklemler doğrusallaştırılmaksızın daha gerçekçi durumda kestirim sonuçlarının daha da iyileştirilmesi için İki Aşamalı Genişletilmiş Kalman Kestiricisi’nin tasarlanması planlanmaktadır. Tasarlanan UKKD’nin dışında Bulanık Mantık PID ve Kazanç Uyarlamalı PID yöntemleri uygulanarak denetleyicilerin kıyaslanması da gelecek çalışmaları içindedir. Dörtperaneli hava aracı modeline parametrik belirsizliklerin eklenmesi ve gürbüz denetleyici tasarlanması ile hibrit bir denetim yönteminin oluşturulması planlanmaktadır.

7. Teşekkür

Türkiye Otomatik Kontrol Konferansı katılım sponsorumuz *DASAL Havacılık Teknolojileri* şirketine teşekkür ederiz.

8. Kaynakça

- [1] Ban Wang and Youmin Zhang, “An adaptive fault-tolerant sliding mode control allocation scheme for multirotor helicopter subject to simultaneous actuator faults,” *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 65, no. 5, pp. 4227–4236, 2018.
- [2] George K. Furlas and George C. Karras, “A survey on fault diagnosis and fault-tolerant control methods for unmanned aerial vehicles,” *Machines*, vol. 9, no. 9, 2021.
- [3] J.Y. Keller and M. Darouach, “Optimal two-stage kalman filter in the presence of random bias,” *Automatica*, vol. 33, no. 9, pp. 1745–1748, 1997.
- [4] N. Eva Wu, Youmin Zhang, and Kemin Zhou, “Detection, estimation, and accommodation of loss of control effectiveness,” *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, vol. 14, no. 7, pp. 775–795, 2000.
- [5] Iman Sadeghzadeh, Ankit Mehta, Abbas Chamseddine, and Youmin Zhang, “Active fault tolerant control of a quadrotor uav based on gainscheduled pid control,” in *2012 25th IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, April 2012, pp. 1–4.
- [6] Ban Wang, Yanyan Shen, and Youmin Zhang, “Active fault-tolerant control for a quadrotor helicopter against actuator faults and model uncertainties,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 99, pp. 105745, 2020.
- [7] M. Amoozgar, Abbas Chamseddine, and Youmin Zhang, “Experimental test of a two-stage kalman filter for actuator fault detection and diagnosis of an unmanned quadrotor helicopter,” *Journal of Intelligent Robotic Systems*, vol. 70, 04 2013.
- [8] Ngoc Phi Nguyen, Nguyen Xuan Mung, Le Nhu Ngoc Thanh Ha, and Sung Kyung Hong, “Fault-tolerant control for hexacopter uav using adaptive algorithm with severe faults,” *Aerospace*, vol. 9, no. 6, 2022.
- [9] Ying-Jeh Huang, Tzu-Chun Kuo, and Shin-Hung Chang, “Adaptive sliding-mode control for nonlinear systems with uncertain parameters,” *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*, vol. 38, no. 2, pp. 534–539, 2008.
- [10] Andrea Patelli and Luca Mottola, “Model-based real-time testing of drone autopilots,” in *Proceedings of the 2nd Workshop on Micro Aerial Vehicle Networks, Systems, and Applications for Civilian Use*, New York, NY, USA, 2016, DroNet '16, p. 11–16, Association for Computing Machinery.
- [11] Zipeng Huang, Robert Bauer, and Ya-Jun Pan, “Closed-loop identification and real-time control of a micro quadcopter,” *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 69, no. 3, pp. 2855–2863, 2022.