

## IMU ve Enkoder Geri Beslemeli Çift Rotorlu Aerodinamik bir Sistemin Tasarımı ve Gerçek Zamanlı Konum Kontrolü

Deniz ÖZAY<sup>1</sup>, Mert ÖZDEMİRCAN<sup>2</sup>, Ethem KELEKÇİ<sup>3\*</sup>

<sup>1,2,3</sup> Mekanik Mühendisliği, Hasan Ferdi Turgutlu Teknoloji Fakültesi, Manisa Celal Bayar Üniversite, Manisa, Türkiye  
<sup>1</sup> dozay2003@gmail.com, <sup>2</sup> merthlv@gmail.com, <sup>3\*</sup> ethem.kelekci@cbu.edu.tr

(Geliş/Received: 27/11/2025;

Kabul/Accepted: 06/02/2026)

**Öz:** Bu çalışma, çift rotorlu aerodinamik bir sistemin tasarımını ve sistemin yunuslama (pitch) ile yalpalama (yaw) eksenlerinde kararlı konum kontrolünün sağlanmasına yönelik kontrol yapısının geliştirilmesini konu almaktadır. Fırçasız Doğru Akım (FDA) motorlarla tahrik edilen sistemde, pitch ekseninin kontrolü için MPU6050 Ataletsel Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit, IMU) sensörü, yaw ekseninin kontrolü için ise artımsal döner (rotary) enkoder kullanılmıştır. IMU sensöründen elde edilen veriler filtrelenerek açısal konum bilgisine dönüştürülmüş, enkoder verileri ise kesme yapısı üzerinden işlenerek açı hesaplanmıştır. Kontrol algoritması gerçek zamanlı olarak çalıştırılmış ve motorlara darbe genişlik modülasyonu (Pulse Width Modulation, PWM) sinyalleri aracılığıyla komutlar uygulanmıştır. Kontrol yapısında yer alan oransal, integral ve türev (Proportional, Integral, Derivative, PID) parametreleri Ziegler–Nichols yöntemi ile ayarlanmış ve sistemin her iki ekseninde de hızlı, kararlı ve düşük aşma oranına sahip bir konum tepkisi sergilemesi sağlanmıştır. Geliştirilen kontrol yapısı, gerçek dünyadaki drone, sabit kanatlı ve döner kanatlı insansız hava aracı (İHA) sistemlerine benzer koşullarda test edilip modellenmesi amacıyla tasarlanmıştır. Bu kapsamda IMU sensörünün kullanımı, sistemin aerodinamik açıdan gerçek uygulamalara yakın bir senaryoda değerlendirilmesini sağlamış ve sensör tabanlı kontrol sistemleri alanındaki çalışmalara katkı sunmuştur. 10 ms örnekleme süresiyle yürütülen deneysel analizler, tasarlanan sistemin statik ve dinamik koşullarda kararlılığını koruyabildiğini ve dışsal bozuculara karşı dirençli olduğunu göstermiştir. Ayrıca, IMU ve enkoder tabanlı ölçüm sistemlerinin karşılaştırmalı performans analizi gerçekleştirilmiştir.

**Anahtar kelimeler:** FDA motor, çift rotorlu sistem, enkoder, gerçek zamanlı kontrol, IMU sensörü.

## Design and Real-Time Position Control of a Twin-Rotor Aerodynamic System with IMU and Encoder Feedback

**Abstract:** This study focuses on the design of a twin-rotor aerodynamic system and the development of a control structure aimed at achieving stable position control in the pitch and yaw axes. The system is driven by Brushless Direct Current (BLDC) motors, where the pitch axis is controlled using an MPU6050 Inertial Measurement Unit (IMU) sensor, and the yaw axis is controlled using an incremental rotary encoder. The data obtained from the IMU were filtered and converted into angular position information, while the encoder signals were processed through an interrupt-based structure to calculate angular displacement. The control algorithm was executed in real time, and PWM signals were utilized to command the motors. The Proportional, Integral, Derivative (PID) parameters were tuned using the Ziegler–Nichols method, enabling the system to exhibit a fast, stable, and low-overshoot position response in both axes. The developed control structure was designed to be tested and modeled under conditions similar to those of real-world drone, fixed-wing, and rotary-wing unmanned aerial vehicle (UAV) systems. In this context, the use of an IMU sensor not only allowed the system to be evaluated in an aerodynamically realistic scenario but also contributed to the literature on sensor-based control systems. Experimental analyses conducted with a 10 ms sampling period demonstrated that the designed system could maintain stability under both static and dynamic conditions and is resistant to external disturbances. Furthermore, a comparative performance analysis between the IMU- and encoder-based measurement systems was carried out.

**Keywords:** BLDC motor, twin rotor system, encoder, real-time control, IMU sensor.

### 1. Giriş

Günümüzde insansız hava araçlarının (İHA) artan kullanımı, karmaşık uçak manevralarını simüle edebilen ve bunları kontrol eden gömülü sistemlere yönelik laboratuvar test yataklarının kullanımına dair araştırma ilgisini önemli ölçüde artırmıştır. Bu bağlamda, aerodinamik kontrol problemlerinin laboratuvar ortamında modellenmesi

\* Sorumlu yazar: ethem.kelekci@cbu.edu.tr. Yazarların ORCID Numarası: <sup>1</sup>0009-0003-5349-1106, <sup>2</sup>0009-0007-2437-1913, <sup>3</sup>0009-0000-8861-6712

ve gerçek zamanlı olarak test edilmesi amacıyla kullanılan çoklu giriş–çoklu çıkışlı (Multiple Input–Multiple Output, MIMO) sistemler sınıfında yer alan Çift Rotorlu Sistemler (Twin Rotor MIMO Systems, TRMS) araştırmalarda önemli bir yer edinmiştir [1–3]. TRMS sistemleri, geleneksel helikopter dinamiklerine benzer şekilde iki serbestlik derecesine sahip, karmaşık ve doğrusal olmayan yapıdadır. Bu sistemlerde rotorlar tarafından üretilen kuvvet ve momentler birbirini karşılıklı olarak etkileyerek çapraz bağlanmış dinamikler oluşturur [3,4]. TRMS, bazı karmaşık, doğrusal olmayan durumların ve çıktıların hesaba katılmasına izin verdiği için önemli bir mühendislik problemi olarak kabul edilmektedir. Kontrolör tasarımı temel amaç, sistemdeki parametre belirsizliklerine rağmen TRMS'nin istenen yalpalama (pitch) ve yunuslama (yaw) konumuna ulaşmasını sağlamaktır. Bu nedenle sistemin matematiksel modelinin çıkarılması ve kontrolü için çeşitli yöntemlerin geliştirilmesi hedeflenmiştir. TRMS yapısı, yatay ve dikey düzlemlerde iki serbestlik derecesine sahip bir çubuğun uçlarına dik konumlandırılmış motorlar aracılığıyla hareket ettirilmesi esasına dayanır. Geleneksel helikopterlerin aksine, bu sistemlerde eğik plaka mekanizması bulunmamakta; aerodinamik itme rotorların dönüş hızıyla elde edilmektedir. Bu da sistemi yüksek dereceli, doğrusal olmayan ve güçlü çapraz bağlantılara sahip bir yapı hâline getirmektedir.

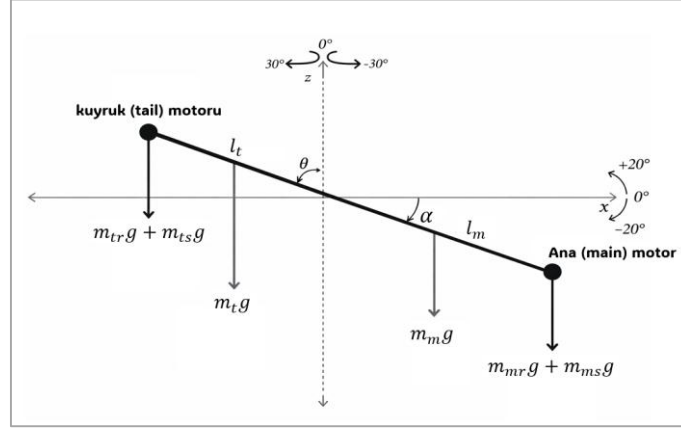
Bu tür sistemlerin kontrolü için en çok başvurulan yöntemlerden biri olan PID (Proportional–Integral–Derivative) kontrol algoritması hem uygulama kolaylığı hem de yüksek kararlılık sunması nedeniyle birçok çalışmada tercih edilmektedir [5-8]. PID denetleyicilerin başarılı çalışabilmesi için sistemin yönelim verilerinin doğru ve güvenilir biçimde ölçülmesi gereklidir. Bu amaçla konvansiyonel uygulamalarda çoğunlukla artımsal enkoderler kullanılmakla birlikte, son yıllarda IMU (Inertial Measurement Unit) sensörlerinin düşük maliyet, kompakt yapı ve çok eksenli ölçüm yeteneği gibi avantajları sayesinde bu alandaki kullanımı artmıştır [9,10], [11,12]. Bu çalışmada, geliştirilen kontrol yapısının gerçek dünyadaki drone, sabit kanatlı ve döner kanatlı İHA sistemlerine benzer koşullarda test edilmesi ve modellenebilmesi amacıyla pitch eksenini için IMU (MPU6050) sensörü, yaw eksenini için ise artımsal döner (rotary) enkoder kullanılmıştır. Bu tercih, yalnızca sistemin aerodinamik uygulamalara yakın bir senaryoda değerlendirilmesini sağlamakla kalmamış, aynı zamanda sensör tabanlı kontrol sistemlerine yönelik literatüre anlamlı bir katkı sunmuştur. IMU'dan alınan veriler düşük geçiren sonlu darbe yanıtı filtre (Finite Impulse Response, FIR) filtre ile işlenerek kontrol algoritmasına daha güvenilir veri akışı sağlanmış; bu sayede sistemin salınımsız, hızlı ve kararlı bir şekilde hedef açılara ulaşması mümkün olmuştur. Bu bağlamda, çalışma yalnızca deneysel bir prototip üretmekle kalmayıp, küçük ölçekli hava araçlarında kullanılabilecek uygun maliyetli ve etkili bir kontrol mimarisi sunmaktadır. Ayrıca, yapılan güncel araştırmalar da TRMS yapıları üzerinde farklı kontrol algoritmalarının uygulanabilirliğini ortaya koymaktadır. Örneğin, Dutta ve Das [13] çalışmasında, çift rotorlu sistemler için uyarlanabilir açık biçimli doğrusal olmayan model öngörülmesi bir kontrol tasarımı sunmuş; Moosapour ve arkadaşları ise [14], laboratuvar tipi TRMS sistemlerinde kayma kipli bozucu gözlemci tabanlı bir kontrol yaklaşımı geliştirmiştir. Benzer şekilde, Ebirim ve ekibi [15], eğitim ve araştırma amaçlı iki serbestlik dereceli TRMS sistemleri üzerine kapsamlı bir uygulama örneği sunarken; Dutta ve Das'ın bir diğer çalışması [16], bozucu gözlemcilerle entegre edilmiş uyarlanabilir kontrolcülerin karmaşık MIMO sistemleri üzerindeki etkinliğini göstermiştir.

Bu doğrultuda yapılan çalışmamızda hem TRMS tabanlı deneysel sistemlerde hem de gerçek dört rotorlu İHA (quadrotor) uygulamalarında yaygın olarak kullanılan kontrol stratejilerinden yararlanılarak, çift rotorlu aerodinamik sistemin gerçek zamanlı ve kararlı konum kontrolü sağlanmıştır. Sistemin pitch eksenini için IMU (MPU6050) sensörü, yaw eksenini için ise artımsal rotary enkoder tercih edilmiştir; bu yaklaşım, sistemin aerodinamik açıdan gerçek uygulamalara yakın bir ortamda test edilmesini sağlamış ve literatürdeki TRMS ve quadrotor tabanlı kontrol çalışmalarıyla doğrudan karşılaştırılabilir bir platform sunmuştur. IMU verileri, düşük geçiren FIR filtre ile işlenerek kontrol algoritmasına güvenilir veri akışı sağlanmış ve sistemin salınımsız, hızlı ve kararlı bir şekilde hedef açılara ulaşması mümkün olmuştur. Bu bağlamda, çalışma yalnızca deneysel bir prototip geliştirmekle kalmayıp, modern sensör teknolojileri ile klasik PID kontrolünün entegrasyonunu, küçük ölçekli hava araçları için uygun maliyetli ve etkili bir kontrol mimarisini ortaya koyması açısından literatüre önemli bir katkı sağlamaktadır.

Yapılan çalışmanın içerik organizasyonu şu şekildedir. Bölüm 2'de, geliştirilen çift rotorlu aerodinamik sistemin mekanik yapısı ve matematiksel modeli ayrıntılı olarak sunulmuştur. Bölüm 3'te, sistemin pitch ve yaw eksenleri için tasarlanan PID tabanlı kontrol yapısı, sensörlerden elde edilen verilerin işlenmesi ve FIR filtreleme yöntemi ile birlikte açıklanmıştır. Bölüm 4'te, geliştirilen kontrol algoritmasının gerçek zamanlı deneysel sonuçları sunularak sistemin kararlılık, izleme performansı ve bozucu etkilere karşı tepkisi değerlendirilmiştir. Son olarak, Bölüm 5'te çalışmadan elde edilen sonuçlar özetlenmiş ve gelecekte yapılabilecek çalışmalara yönelik değerlendirmelere yer verilmiştir.

## 2. Sistem Tasarımı ve Modeli

Çalışma kapsamında geliştirilen çift rotorlu aerodinamik bir sistemin bir ucu ana motor (main motor), diğer ucu kuyruk motoru (tail motor) olacak şekilde konumlandırılmış ve bu motorlara ait rotor kütleleri ile ek pervane sistemleri dikkate alınarak Şekil 1’de görüldüğü gibi modellenmiştir [2]. Çubuğun Z eksenine göre yaptığı yaw açısı ( $\alpha_x$ ) ve X eksenine göre yaptığı pitch açısı ( $\theta$ ) sistemin yönelimini belirlerken, motorların oluşturduğu itki kuvvetleri ( $T_m$ ,  $T_t$ ) ve torklar ( $\tau_m$ ,  $\tau_t$ ) ise denge ve kontrol parametrelerini doğrudan etkilemektedir. Ana ve kuyruk motorlarının çubuğun merkezine olan mesafeleri ( $l_m$ ,  $l_t$ ), kütle dağılımı ve oluşan momentlerin belirlenmesinde kritik rol oynamaktadır.



Şekil 1. Çift rotor sistem modeli

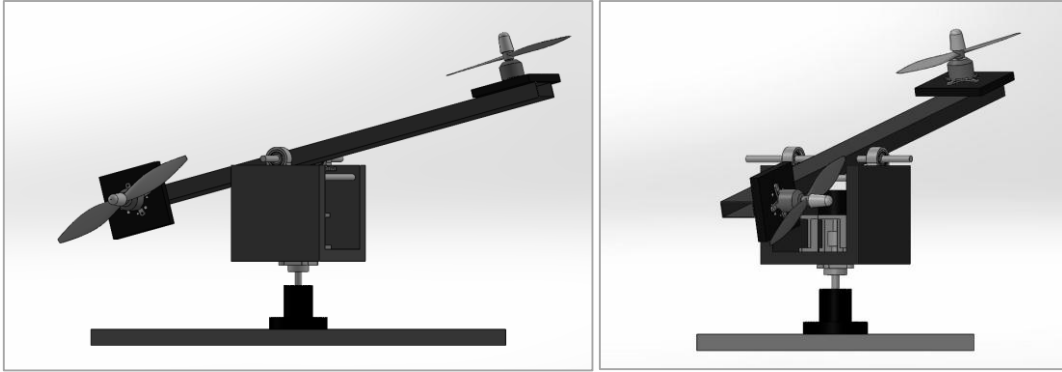
Bu parametreler yardımıyla, sistemin atalet momenti ( $I$ ), açısal hızı ( $\omega$ ), doğrusal ivmesi ( $a$ ) ve net kuvvet ( $F$ ) gibi büyüklükler analiz edilerek, helikopter benzeri sistemlerin uçuş kararlılığı ve kontrol algoritmaları için Tablo 1’de görülen parametrelere bağlı olarak temel bir modelleme sağlanmaktadır.

Tablo 1. Sistem parametreleri

| SEMBOL     | TANIM                                           | SEMBOL     | TANIM                                       |
|------------|-------------------------------------------------|------------|---------------------------------------------|
| $m_m, m_t$ | Ana ve kuyruk motor kütleleri                   | $\alpha_v$ | Motor açısı (çubuğun x eksenine göre eğimi) |
| $m_{ms}$   | Ana motor sistemine bağlı ek pervane kütlesi    | $\theta$   | Pitch açısı (çubuğun z eksenine göre eğimi) |
| $m_{mr}$   | Ana motor rotorunun kütlesi                     | $\alpha_x$ | Yaw açısı                                   |
| $m_{ts}$   | Kuyruk motor sistemine bağlı ek pervane kütlesi | $a$        | Doğrusal ivme                               |
| $m_{tr}$   | Kuyruk motor rotorunun kütlesi                  | $F$        | Net kuvvet                                  |
| $m$        | Genel sistem kütlesi                            | $T_m$      | Ana motor tarafından üretilen itki kuvveti  |
| $g$        | Yerçekimi ivmesi                                | $T_t$      | Arka motor tarafından üretilen itki kuvveti |
| $l_m, l_t$ | Ana ve kuyruk motor mesafeleri                  | $\tau_m$   | Ana motor tarafından oluşturulan tork       |
| $M_m, M_t$ | Ana ve kuyruk motor momentleri                  | $\tau_t$   | Kuyruk motoru tarafından oluşturulan tork   |
| $I$        | Atalet momenti                                  | $r_t$      | Çubuğun dönme eksenine olan uzaklığı        |

Şekil 2’de görüldüğü üzere sistemde pitch ve yaw eksenlerini kontrol etmek için iki adet FDA motoru bulunmaktadır. Pitch eksenini, sistemin yukarı-aşağı yönlü yunuslama hareketinin gerçekleştirildiği eksendir. MPU6050, altı eksenli bir ataletsel ölçüm birimi olup ivme ve açısal hız verilerini sağlamaktadır. Sensörden elde edilen ham veriler mikrodenetleyici tarafından uygun filtreleme ve hesaplama yöntemleriyle işlenerek açı bilgisine dönüştürülmektedir. Yazılım, önceden belirlenen set değerini hedef açı olarak kabul eder ve sistemin anlık açı değerini bu hedef açı ile karşılaştırır. Oluşan anlık hata sinyaline bağlı olarak PID algoritması devreye girer ve pitch eksenini motoruna gerekli kontrol sinyalini üretir. Bu kontrol sinyali motor hızını artırıp azaltarak sistemin

hedef açığıya yönelmesini sağlamaktadır. Sistemin hedef açığıya ulaşma dinamiği ve o açıda kararlı biçimde kalabilme performansı ise PID algoritmasının üç temel parametresi olan  $K_p$ ,  $K_i$  ve  $K_d$  değerlerine göre belirlenmektedir. Yaw ekseninde gerçekleştirilen kontrol, döner eksen mantığıyla yapılandırılmıştır. Bu eksenindeki konum geri beslemesi, 2500 adımlık rotary enkoder aracılığıyla sağlanmakta olup, sistemin açısal pozisyonu yüksek çözünürlükle izlenebilmektedir. Sistemde yalnızca tek bir motor kullanıldığı için hareket yalnızca saat yönünde gerçekleştirilebilmektedir. Bu nedenle sistemin başlangıçta belirli bir referans konumuna sabitlemesi gereklidir. Bu amaçla, sistem çalışmadığı durumlarda pozisyonun korunabilmesi için yapıya iki adet yassı lastik sabitleyici entegre edilmiştir. Bu sabitleyiciler, sistemi başlangıçta fiziksel olarak tanımlanmış bir referans noktasına yönlendirmektedir. Kontrol algoritması, saat yönünün tersine doğrudan hareket etme yeteneğine sahip olmadığından, örneğin hedef açı 270 derece olarak belirlendiğinde ve sistem başlangıçta 0 derece referans konumunda ise, sistem 270 derece saat yönünde dönerek hedef konuma ulaşmaktadır. Bu yapı, yön kısıtlaması bulunan sistemlerde açı farkının dairesel olarak ele alınmasını gerektirmektedir.



Şekil 2. Tasarlanan çift rotor sistemi

Sistemimizde yer alan FDA motorların kontrolünü sağlayan iki adet ESC (electronic speed control) bulunmaktadır. Bu motor sürücüler mikrodenetleyicimizden gelen PWM sinyallerine göre hareketini sağlamaktadır.

### 3. Kontrol Yapısı

Kontrol tasarımı için sistemin fiziksel ve dinamik özelliklerinin matematiksel olarak modellenmesi büyük önem taşımaktadır. Bu çalışmada ele alınan sistem, bir çubuk üzerinde konumlandırılmış ana ve kuyruk motorlarından oluşmakta olup, motorlara ait rotor ve pervane kütleleri ile çubuğun her iki ucuna yerleştirilmiştir. Sistemin denge durumu ve dinamik davranışı, motorların ürettiği itki kuvvetleri ve bu kuvvetlerin oluşturduğu momentlerle belirlenmektedir. Çubuğun kütle merkezine olan motor uzaklıkları ( $l_m$  ve  $l_t$ ), sistemin tork dağılımını etkilerken; açısal hız, atalet momenti ve yerçekimi etkisi gibi büyüklükler, sistemin hareket denklemlerinin temel bileşenlerini oluşturmaktadır. Bu doğrultuda, sistemin doğrusal ve açısal hareketi için Newton-Euler dinamikleri kullanılarak elde edilen model, PID kontrolcü tasarımında referans olarak kullanılmıştır. Çift rotorlu aerodinamik sistemin denge koşullarının incelenmesinde, Newton'un Hareket Yasaları ile moment denklemleri temel alınarak sistemin doğrusal ve açısal dengesi analiz edilmektedir. Bu yaklaşımla, sistem üzerindeki kuvvet ve momentlerin toplamı sıfır olacak şekilde denge durumu matematiksel olarak;  $\sum M = 0$  olmalıdır. Bu hesaplama, motorlara uygulanan PWM sinyallerinin sistem üzerindeki etkisini belirlemeye yardımcı olmaktadır. Özellikle PID kontrol parametreleri ile ilişkilendirilerek hızlı ve dengeli hareket sağlamak için kullanılmaktadır. Sistemdeki toplam dikey kuvvetlerin dengesi Denklem 1'de görüldüğü gibi ifade edilmektedir. Denklemde görüldüğü üzere ana rotor tarafından üretilmesi gereken itki kuvveti  $T_m$ , sistemin toplam kütlesi ile yerçekimi ivmesinin çarpımı olarak ifade edilmektedir. Bu toplam kütle, ana rotor, ana rotor şaftı, kuyruk rotor birimi, kuyruk şaftı ve gövde kütlelerinin bileşimi şeklinde modellenmiştir.

$$T_m = g(m_{mr} + m_{ms} + m_{tr} + m_{ts} + m) \quad (1)$$

Her bir motorun ürettiği torklar, üretilen kuvvetler ve motor uzaklıkları üzerinden Denklem 2’de verilmiştir. Ana rotor ve kuyruk rotorunun oluşturduğu torklar, ilgili rotor itkilerinin kolları ile çarpılması sonucu elde edilmektedir. Denklem 2’de,  $I_m$  ve  $I_t$  ifadeleri, sırasıyla ana rotor ve kuyruk rotoruna karşılık gelen moment kollarını temsil etmektedir.

$$\tau_m = I_m T_m \quad (2)$$

$$\tau_t = I_t T_t \tau_t$$

Sistemin dinamik denklemi, pitch açısı ( $\theta$ ) ve bu açının zamana bağlı türevlerine bağlı olarak tanımlanır; bu açıdan, sistemin dönme davranışı, moment dengesine dayalı olarak Denklem 3’te görüldüğü gibi ifade edilmektedir. Sistemin pitch açısına ait açısal ivmesi, ana rotorun oluşturduğu  $T_m$  itkisinin moment etkisi ile kuyruk rotorunun  $T_t$  kaynaklı karşıt momentinin farkı üzerinden tanımlanmaktadır.

$$I\ddot{\theta} = I_m T_m - I_t T_t \quad (3)$$

Sistemin yatay düzlemdeki yönelimini ifade eden yaw ( $\alpha$ ) açısı ise, özellikle kuyruk motorunun ürettiği tork ile kontrol edilen bir diğer önemli parametredir. Bu açının dinamik davranışı, sistemin yatay eksen etrafındaki açısal hareketine bağlı olarak modellenmekte ve Euler’in dönme hareketi yasasına dayanılarak Denklem 4’teki gibi tanımlanmaktadır. Yaw dinamiği, kuyruk rotor itkisinin moment kolu üzerinden oluşturduğu torka bağlı olarak modellenmektedir. Buna göre açısal ivme  $\ddot{\alpha}$ , yalnızca kuyruk rotoru itkisinin oluşturduğu  $T_t r_t$  momentiyle ilişkilendirilmiştir.

$$I_\alpha \ddot{\alpha} = T_t r_t \quad (4)$$

Bu dinamik model, sistemin açısal konumlarını belirleyen  $\theta$  ve  $\alpha$  açılarına ilişkin davranışları tanımlamakta olup, kontrol stratejilerinin geliştirilmesi açısından temel bir referans sunmaktadır. Sistemin kararlılığını sağlamak amacıyla, bu iki ekseninde meydana gelen konum sapmalarının sürekli izlenerek referans değerlerine göre düzeltilmesi gerekmektedir. Bu doğrultuda, sistemin hem z eksenini etrafındaki eğimini kontrol eden  $\theta$  açısı için hem de yatay düzlemdeki yönelimini belirleyen  $\alpha$  açısı için bağımsız oransal, integral ve türev (PID) kontrol yapısı tasarlanmıştır. Her bir PID denetleyici, ilgili açının hata sinyaliye göre oransal, türevsel ve integral bileşenleri hesaplayarak motorlara uygulanacak kontrol sinyallerini üretir. Böylece sistem hem düşey hem de yatay düzlemde hedeflenen konuma hızlı, kararlı ve dengeli bir şekilde ulaşabilecek şekilde kontrol altına alınmıştır. Sistemimizde iki adet kontrol algoritması bulunduğundan, Şekil 3’te görüldüğü üzere her iki eksen için ayrı ayrı PID hesaplamaları yapılmaktadır. Şekil 3’te gösterilen PID kontrol yapısı, Denklem 5-7’de ifade edilen matematiksel model doğrultusunda düzenlenmiş ve kontrol kartına gömülü yazılım aracılığıyla uygulanmıştır. Bu yapı, sistemin gerçek zamanlı hata verilerini kullanarak oransal, integral ve türevsel bileşenleri hesaplamakta ve elde edilen kontrol sinyalini motor sürücüsüne ileterek, hedef açılara ulaşmak için gerekli düzeltici etkiyi sağlamaktadır.

$$\text{Hata Değeri: } e_t = \begin{bmatrix} e_\theta(t) \\ e_\alpha(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_{ref}(t) - \theta_{measured}(t) \\ \alpha_{ref}(t) - \alpha_{measured}(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\text{Zaman Farkı: } \Delta t = t_n - t_{n-1}$$

Bu kapsamda oransal terim P, mevcut hataya doğrudan tepki verirken; integral terimi I, hatanın zaman boyunca birikimini ifade eden  $I_{sum}$  üzerinden Denklem 6'da yer aldığı gibi güncellenmektedir. Türev terimi D ise hatanın değişim hızını temsil ederek sistemin dinamik davranışına hızlı yanıt sağlamaktadır. Son kontrol sinyali  $u_t$ , Denklem 7'de gösterildiği üzere tüm bu bileşenlerin toplamı olarak elde edilmiştir.

Oransal Etki:  $P = K_p e_t$

İntegral Etkisi:  $I = K_i I_{sum}$

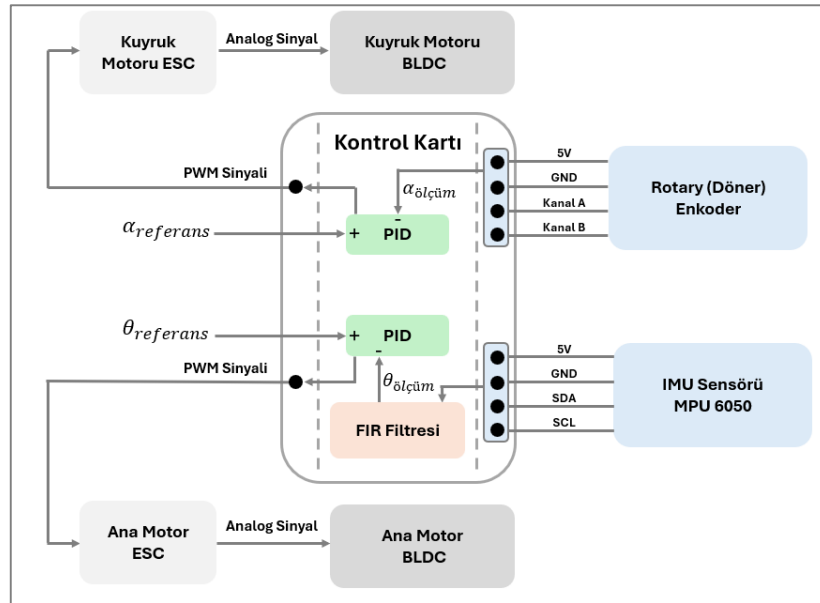
İntegral Güncellemesi:  $I_{sum} = I_{sum_{prev}} + e_t \Delta t$

(6)

Türev Etkisi:  $D = K_d \frac{e_t - e_{t-1}}{\Delta t}$

Kontrol Sinyali:  $u_t = P + I + D$

(7)



Şekil 3. Kontrol sistemi blok şeması

Bu hesaplamalar, kontrolör tarafından anlık olarak gerçekleştirildikten sonra, elde edilen çıkış sinyalleri motor sürücülerine iletilmektedir. Motor sürücüler, bu sinyalleri referans olarak motorların hızını orantılı bir şekilde ayarlamakta ve böylece sistemin, kontrol algoritmasında tanımlanan hedef açığa ulaşması sağlanmaktadır. Sistem, hedef açığa ulaştığında ise bu konumda sabit kalabilmesi için gerekli geri besleme denetimini sürdürerek denge durumunu korumaktadır.

### 3.1. Sensörlerden gelen verilerin işlenmesi

IMU sensörü, Arduino kartına toplam dört bağlantı ile entegre edilmiştir. Bu bağlantıların ikisi güç beslemesi için kullanılan +5V ve GND hatlarıdır. Diğer iki bağlantı ise I<sup>2</sup>C haberleşme protokolüne ait SCL (clock) ve SDA (data) hatlarıdır; bu hatlar üzerinden sensör ile mikrodenetleyici arasında veri aktarımı gerçekleştirilir. Sensörden Arduino'ya üç eksenli ivmeölçer (ax, ay, az) ve üç eksenli jiroskop (gx, gy, gz) olmak üzere toplam altı farklı veri akışı sağlanmaktadır. Bu veriler, belirli matematiksel işlemlerden geçirilerek sistemin açışal konumu, özellikle

pitch eksenindeki açı, hesaplanmaktadır. İlgili hesaplama yöntemi, çalışmanın ilerleyen bölümünde Denklem 8’de sunulmuştur. Sistemin pitch açısı  $\theta$ , ivmeölçerden elde edilen  $a_x$ ,  $a_y$  ve  $a_z$  bileşenleri kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\text{Pitch } (\theta) = \text{atan} \left( \frac{-a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \right) \quad (8)$$

IMU sensöründen elde edilen açısal veriler, matematiksel hesaplamalar sonucunda radyan cinsinden elde edilmektedir. Bu verilerin dereceye dönüştürülmesi için standart dönüşüm oranı olan  $180/\pi$  katsayısı kullanılmaktadır. Sistemin yaw eksenindeki konum bilgisinin elde edilmesi amacıyla da enkoder sensörü kullanılmıştır. Enkoder, Arduino kartına dört hat üzerinden bağlanmaktadır. Bu bağlantıların ikisi +5V ve GND hatları ile güç beslemesini sağlarken, diğer iki bağlantı A ve B kanallarıdır. A ve B kanalları üzerinden iletilen dijital sinyaller sayesinde enkoderin dönüş yönü ve dönüş hızı hakkında bilgi elde edilmektedir. Enkoderden alınan sinyaller, Arduino mikrodenetleyicisi üzerinde kesme (interrupt) yapıları aracılığıyla işlenmektedir. Kod içerisinde tanımlanan sayaç (counter) değişkeni, sinyallerin yönüne bağlı olarak artmakta veya azalmaktadır. Elde edilen sayaç değeri, enkoderin çözünürlüğüne ve dönüş oranına göre ölçeklendirilerek sistemin anlık açı bilgisi hesaplanmaktadır. Bu yapı, özellikle yaw eksenini için yüksek çözünürlükte ve düşük gecikmeli konum geri beslemesi sağlayarak kontrol sisteminin hassasiyetini artırmaktadır.

$$\alpha_{\text{enkoder}} = (\text{sayaç mod } 2500) * \left( \frac{360}{2500} \right) \quad (9)$$

Elde edilen sayaç değeri, enkoderin çözünürlüğüne bağlı olarak mod 2500 işlemine tabi tutulmuş ve bu sayede değer 0 ile 2499 arasında sınırlandırılmıştır (Denklem 9). Daha sonra, bir adımın kaç dereceye karşılık geldiği hesaplanarak bu değer, mod işleminden elde edilen sayaç değeriyle çarpılmaktadır. Böylece sistemin anlık açısal konumu derece cinsinden elde edilmiştir.

### 3.2. IMU sensör filtresi

Bu çalışmanın literatürdeki benzerlerinden önemli farkı, pitch eksenini kontrolünde geleneksel artımsal enkoder yerine IMU (MPU6050) sensörünün kullanılmış olmasıdır. Genel olarak her iki ekseninde de enkoder tabanlı ölçüm sistemleri tercih edilmekteyken, bu çalışmada pitch eksenine özgü olarak IMU entegrasyonu sağlanmıştır. Bu tercih, sistemin hareketli ve dinamik yapısını daha gerçekçi biçimde temsil etmektedir. Zira gerçek aerodinamik platformlarda – özellikle insansız hava araçları ve helikopter sistemlerinde – yönelim ölçümleri çoğunlukla IMU sensörleri aracılığıyla yapılmakta; açısal ivme ve hız bilgisi doğrudan bu sensörlerden elde edilmektedir. Bu yönüyle, çalışma yalnızca deneysel düzeyde değil, aynı zamanda uygulamaya yakınlık açısından da özgün bir katkı sunmaktadır. Pitch ekseninde IMU kullanımı, sistemin ani yunuslama hareketlerine verdiği tepkileri daha hassas biçimde ölçebilme ve kontrol edebilme olanağı sunarak, geliştirilen kontrol algoritmalarının gerçek dünya koşullarına uygun biçimde test edilmesine imkân tanımaktadır.

Yaw ekseninde ise geleneksel artımsal rotary enkoder tercih edilmiştir. Bu tercihin temel gerekçesi, IMU ile enkoder performansını karşılaştırmalı olarak değerlendirme imkânı sunması ve aynı zamanda sistemin yapısal özelliklerine daha uygun, kararlı bir konum geri beslemesi sağlamasıdır. Yaw eksenindeki dairesel hareketlerin yerçekimi etkisinden daha az etkilenmesi nedeniyle, enkoder tabanlı ölçümler bu ekseninde daha stabil ve düşük gürültülü veri üretmektedir. Ayrıca mekanik bağlantıya dayalı konum tespiti, özellikle yön sınırlaması olan sistemlerde daha güvenilir ölçüm imkânı sunmaktadır. Bu yönüyle yaw ekseninde enkoder kullanımı, hem kontrol kararlılığı hem de hassasiyet açısından avantaj sağlarken, IMU ile yapılan ölçümlerle karşılaştırmalı analiz olanağı tanıyarak çalışmanın deneysel katkı değerini artırmaktadır.

IMU sensörüyle birlikte, gelen verilerin işlenmesinde FIR (Finite Impulse Response) tipi bir filtre kullanılmıştır. FIR filtresinin tercih edilme sebebi, özellikle ivmeölçer (accelerometer) kaynaklı oluşan yüksek frekanslı gürültülerin ve ani ölçüm dalgalanmalarının bastırılmasıdır. IMU sensörleri; sistemdeki küçük titreşimlerden, ani ivme değişimlerinden veya çevresel etkenlerden etkilenerek hatalı ve kararsız ölçümler üretebilmektedir. Bu durum, doğrudan kontrol algoritmasına iletilen verilerde sapmalara ve kararsızlıklara yol açabilmektedir. FIR filtre sayesinde, ölçüm sinyali üzerindeki yüksek frekanslı bileşenler etkin şekilde süzülerek daha düzgün ve güvenilir bir açı bilgisi elde edilmiştir. Aynı zamanda FIR filtrelerin lineer faz karakteristiği sayesinde sinyal şekli korunmuş, bu da PID kontrol algoritmasının kararlılığını artırarak motorlara gönderilen kontrol sinyallerinin daha tutarlı hale gelmesini sağlamıştır. FIR filtreleme işlemi, zaman uzayında konvolüsyon temelli olarak tanımlanmakta olup, çıkış sinyali  $y[n]$ , giriş sinyali  $x[n]$  ile filtre katsayıları  $h[k]$  arasındaki toplamla Denklem 10'da görüldüğü gibi elde edilmektedir.

$$y[n] = \sum_{k=0}^{N-1} h[k] x[n - k] \quad (10)$$

Filtre katsayıları  $h[n]$ , ideal bir düşük geçiren filtre karakteristiği gösteren sinc fonksiyonu temel alınarak belirlenmektedir. İdeal impulse cevabı, kesim frekansı  $f_c$ , örnekleme frekansı  $F_s$  ve filtre uzunluğuna bağlı olarak tanımlanmaktadır. Burada  $f_c$ , geçiş frekansının örnekleme frekansına oranıdır ve  $M$  değeri filtre simetrisinin merkezini ifade etmektedir (Denklem 11).

$$\begin{aligned} h_i[n] &= 2f_c \text{sinc}(2f_c(n - M)) \\ f_c &= \frac{F_{\text{pass}}}{F_s} \\ M &= \frac{N - 1}{2} \\ \text{sinc}(x) &= \frac{\sin(\pi x)}{\pi x} \end{aligned} \quad (11)$$

Sinc fonksiyonu, ideal teorik filtreyi temsil etse de pratikte sınırlı uzunlukta olduğundan dolayı, pencereleme yöntemi ile stabilize edilmesi gerekir. Bu çalışmada, pencereleme işlemi için Hamming penceresi kullanılmış ve pencere katsayıları Denklem 12'de yer aldığı gibi  $\omega[n]$  ile ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned} \omega[n] &= 0.54 - 0.46 \cos(2\pi \rho[n]) \\ \rho[n] &= \frac{n}{N - 1}, \quad 0 \leq n < m = \frac{N + 1}{2} \end{aligned} \quad (12)$$

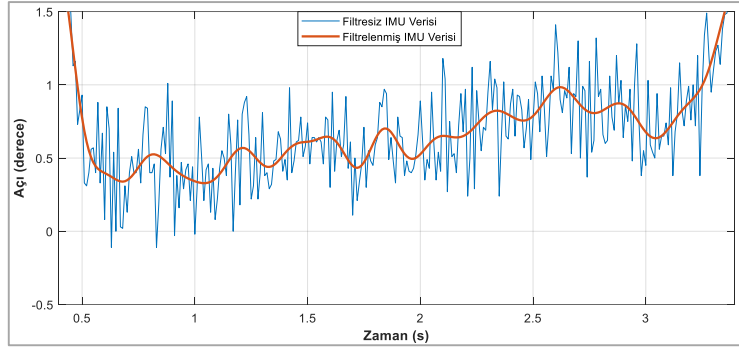
Bu pencere, simetrik olarak oluşturulmuş ve yalnızca pencerenin yarısı hesaplanarak kalan kısmı terslenerek tamamlanmıştır. Bu işlem Denklem 13'te  $\omega_{\text{all}}[n]$  ile gösterilmiştir. Buna göre dizinin ilk yarısı doğrudan  $\omega[n]$  değerlerinden, ikinci yarısı ise bu değerlerin ters çevrilmiş hâlinde meydana gelmektedir. Böylece filtre tasarımında kullanılan pencere fonksiyonu tam uzunlukta ve simetrik bir yapı kazanmıştır.

$$\omega_{\text{all}}[n] = \begin{cases} \omega[n], & 0 \leq n < m \\ \omega[N - n - 1], & m \leq n < N \end{cases} \quad (13)$$

Son olarak, Denklem 14'te filtre katsayıları  $h[n]$ , ideal impulse cevabının pencere ile çarpımı sonucu elde edilmiştir. Bu yöntem sayesinde, hem geçiş bandında istenen frekans bileşenlerinin korunması hem de stopband bölgesinde yüksek frekanslı bileşenlerin bastırılması sağlanmıştır.

$$h[n] = h_i[n] \omega_{all}[n] \quad (14)$$

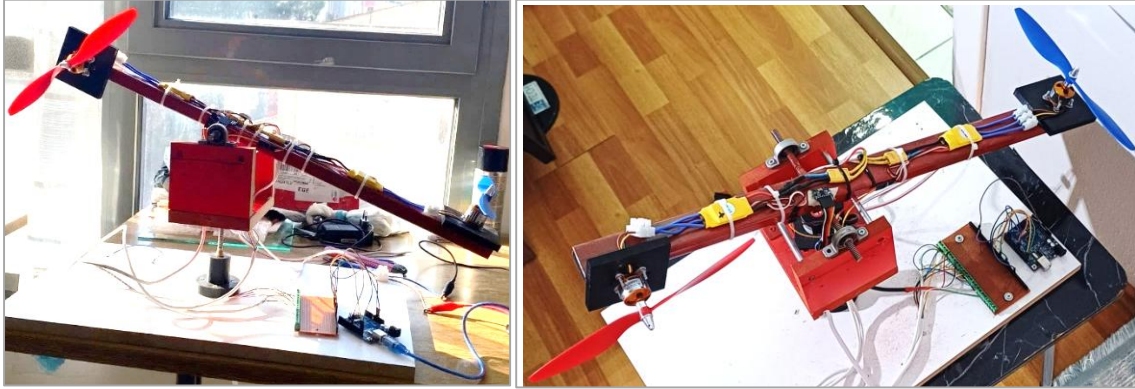
Şekil 4'te  $\theta$  (pitch) açısından toplanmış yaklaşık 3.5 saniyelik veri üzerinde filtre uzunluğu  $N=41$  olarak belirlenen FIR filtresi uygulanmış sonuçlar yer almaktadır. Filtrelenmiş IMU verisinin, ham IMU verisine kıyasla sürekli bir sinyal yapısı sunduğu gözlemlenmiştir. Bu durum, özellikle sistemin kontrol algoritmalarına giriş olarak kullanılan verinin gürültüden arındırılması ve daha kararlı hale getirilmesi açısından önemli bir avantaj sağlamaktadır. Böylece, FIR filtreleme işlemi sayesinde yönelim açısının daha doğru ve kararlı bir biçimde izlenmesi mümkün hale gelmiştir.



Şekil 4. IMU verisinde filtreleme etkisi

#### 4. Deneysel Çalışmalar

Çalışmanın bu bölümünde ise, geliştirilen sistemin performansını değerlendirmek amacıyla gerçekleştirilen deneysel çalışmaların bulgularına yer verilmektedir. Deneysel düzenek, belirlenen kontrol algoritmalarının doğruluğunu ve sistemin dinamik davranışını gözlemlemek üzere yapılandırılmıştır. Ölçümler sırasında elde edilen IMU verileri, enkoder geri beslemeleri ve motorlara uygulanan kontrol sinyalleri analiz edilerek sistemin yanıt karakteristikleri ayrıntılı şekilde incelenmiştir.



Şekil 5. Çift rotorlu aerodinamik sistemin deneysel kurulumu

Şekil 5'te görülen çift rotorlu aerodinamik sistem üzerinde, itki üretimi ve rotor dinamiklerinin modellenmesi amacıyla yaygın olarak kullanılan A2212/13T 1000KV fırçasız doğru akım (FDA) motoru ile birlikte bu motorun sürülmesi için gerekli olan 30A BLDC elektronik hız kontrolcüsü (ESC) birlikte kullanılmıştır. Motorun gerilim–hız sabiti, tork sabiti, iç direnci, boşta akım değeri ve diğer temel teknik özellikleri Tablo 2'de sunulmuştur.

**Tablo 2.** A2212/13T 1000KV FDA motor parametreleri

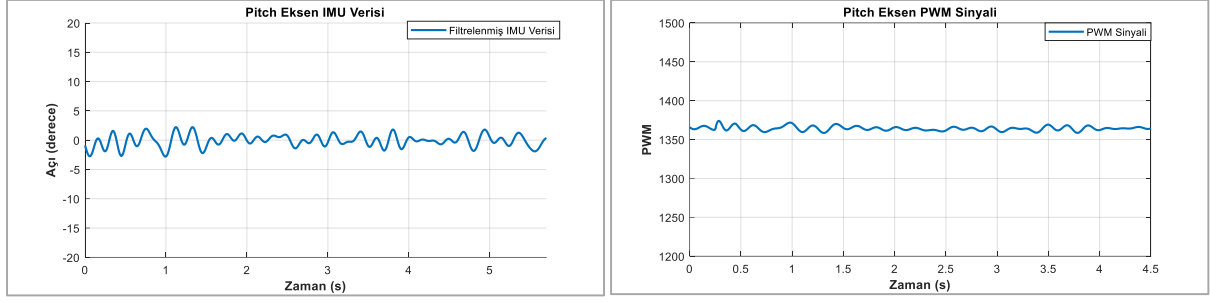
| Parametre               | Değer                                       |
|-------------------------|---------------------------------------------|
| Hücre Sayısı (Batarya)  | 2–3 Li-Po / 6–10 NiCd–NiMH                  |
| KV Değeri               | 1000 rpm/V                                  |
| İç Direnç               | 0.090 $\Omega$                              |
| Maksimum Akım           | 13 A (60 saniye boyunca)                    |
| Maksimum Güç            | 150 W                                       |
| Ağırlık                 | 52.7 g                                      |
| Boyutlar                | 28 mm çap $\times$ 28 mm dış gövde uzunluğu |
| Mil Çapı                | 3.2 mm                                      |
| Kutup Sayısı            | 14                                          |
| Önerilen Model Ağırlığı | 300–800 g                                   |

Yapılan deneysel çalışmalar kapsamında sistemin Pitch (IMU) eksenini ve Yaw (Enkoder) eksenini için PID kontrol parametreleri, Ziegler–Nichols yöntemi kullanılarak deneysel olarak belirlenmiştir. Bu yöntemde sistem, yalnızca oransal (P) kazançla kararlı sınırdaki salınım elde edecek şekilde test edilmiştir. Elde edilen kritik kazanç ve salınım periyodu değerleri esas alınarak, Ziegler–Nichols tablosu yardımıyla oransal, integral ve türev kazançları hesaplanmıştır. Yapılan çalışmalar sonucunda Pitch eksenini için  $P = 2.00$ ,  $I = 1.18$ ,  $D = 0.85$ ; Yaw eksenini için ise  $P = 2.01$ ,  $I = 1.67$ ,  $D = 0.60$  değerleri en uygun performansı sağlamıştır. Elde edilen PID katsayıları Tablo 3’te görülmektedir. Bu parametrelerle gerçekleştirilen testlerde sistemin kararlı bir şekilde hedef açıları izlediği, aşma miktarının azaldığı ve oturma süresinin iyileştiği deneysel sonuçlarla doğrulanmıştır.

**Tablo 3.** Pitch ve Yaw Eksenleri için PID Katsayıları

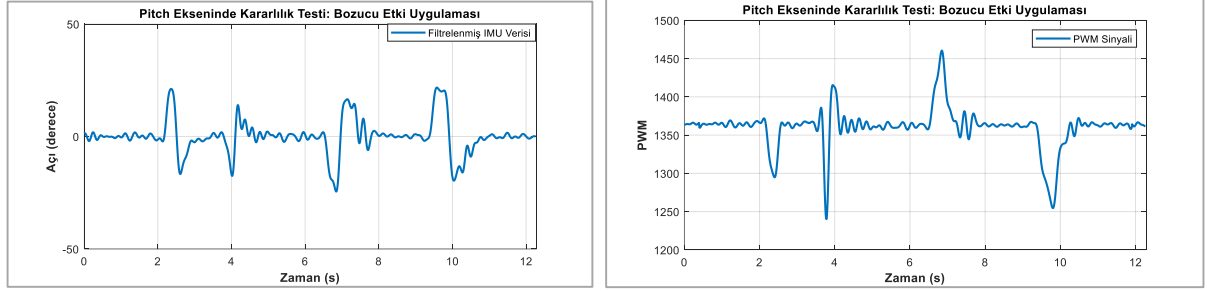
|                               | $K_p$ | $K_i$ | $K_d$ |
|-------------------------------|-------|-------|-------|
| <b>Pitch (IMU) Eksenini</b>   | 2.00  | 1.18  | 0.85  |
| <b>Yaw (Enkoder) Eksenini</b> | 2.01  | 1.67  | 0.6   |

Elde edilen veriler grafiksel olarak sunulmuş ve sistemin hedeflenen kontrol performansını sağlayıp sağlamadığı değerlendirilmiştir. Şekil 6-a’da, IMU sensöründen elde edilen açı verisinin düşük geçiren filtre uygulandıktan sonraki zaman uzayındaki davranışı gösterilmiştir. Filtre uygulanmadan önce ölçümlerde gözlemlenen yüksek frekanslı gürültüler, filtreleme işlemi sonrasında büyük oranda bastırılmıştır. Elde edilen veri, sistemin küçük titreşimler ve çevresel etkilerden kaynaklı ani değişimlere karşı daha kararlı bir tepki verdiğini göstermektedir. Grafikte görüldüğü üzere, yaklaşık  $\pm 2$  derece aralığında küçük salınımlar mevcut olmakla birlikte, bu dalgalanmalar sistemin genel denge durumuna olan etkisinin sınırlı kaldığını göstermektedir. Bu durum, filtreleme sürecinin IMU verisinin izlenebilirliğini ve kontrol algoritmaları açısından güvenilirliğini artırdığını ortaya koymaktadır. Ayrıca, sistemin kontrol altında tutulduğu süreçte kararlı bir şekilde çalıştığı, herhangi bir aşırı sapma ya da kararsızlık gözlenmediği tespit edilmiştir.



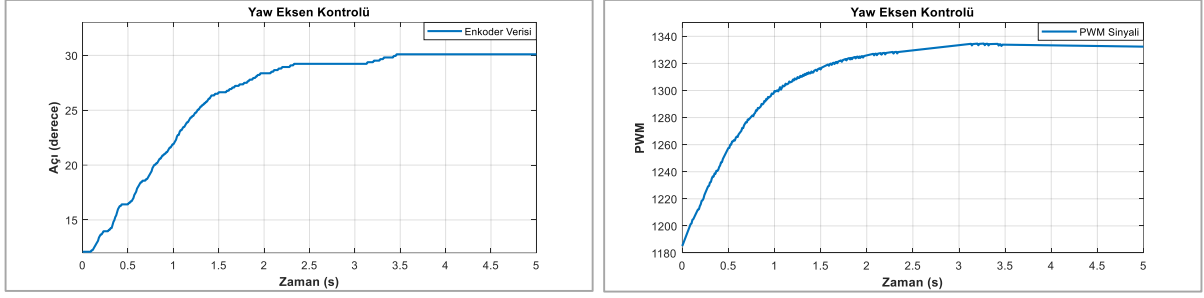
**Şekil 6.** Pitch eksen a) IMU açı verisi b) kontrol sinyalinin zamana göre değişimi

Şekil 6-b'de, sistemin denge durumuna yakın bir bölgede çalıştığı esnada PID kontrol algoritması tarafından üretilen PWM (Pulse Width Modulation) sinyalinin zaman uzayındaki değişimi gösterilmektedir. Grafikte görülen PWM değerleri, gömülü sistem yazılımında PWM çıkışının darbe genişliğini (doluluk oranını) ayarlayan kontrol değişkenini temsil etmektedir. Bu değişken, PID denetleyicinin ürettiği kontrol çıktısına bağlı olarak güncellenmekte ve motor sürücüsüne gönderilen PWM sinyalinin görev döngüsünü belirlemektedir. Geliştirilen yazılımda, minimum 1000 ve maksimum 2500 arasında değişen Integer bir değer kullanılmakta olup, bu aralık PWM darbe genişliğinin mikro-saniye cinsinden karşılığı niteliğindedir. Böylece PID çıkışı doğrudan bu aralığa ölçeklendirilerek motor hızını veya konumunu kontrol eden PWM görev döngüsü elde edilmektedir. Şekil 6-b'de görüldüğü üzere kontrol sürecinde PWM sinyali, yaklaşık olarak 1360–1380 aralığında sınırlı bir salınım göstermekte olup, kontrolcü çıkışının kararlı bir düzeyde kaldığını ortaya koymaktadır. Bu durum, sistemin istenilen referans değerine başarılı bir şekilde ulaştığını ve sapma durumlarında yalnızca küçük düzeyde düzeltici eylemler gerektiğini göstermektedir. PWM sinyalindeki düşük genlikli dalgalanmalar, sistemdeki küçük bozulmalar veya IMU verisinden kaynaklanan anlık sapmalara karşı kontrolcünün tepki verdiğini işaret etmektedir. Elde edilen sonuçlar, kontrol algoritmasının sistemin nominal çalışma koşullarında yeterli düzeyde hassasiyet ve kararlılık sağladığını göstermesi bakımından önemlidir. Ayrıca bu sinyal davranışı, motor sürücüsüne uygulanan kontrol sinyalinin doygunluktan uzak ve lineer bölgede çalıştığını da desteklemektedir.



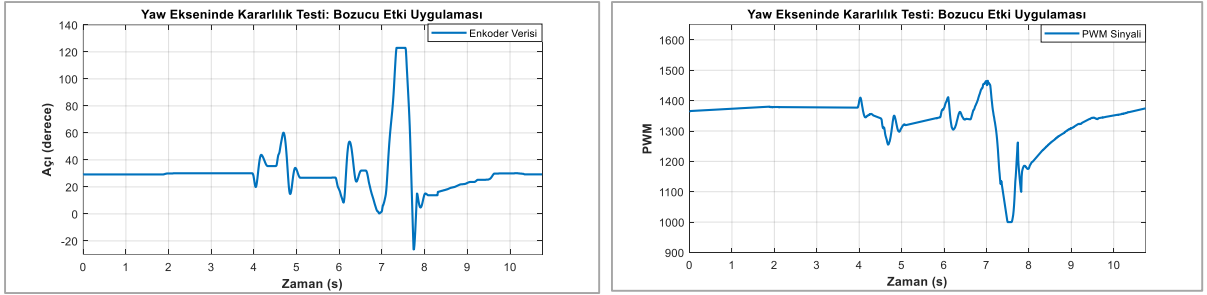
**Şekil 7.** Bozucu etki karşısında pitch eksen a) IMU sensörü açı verisi b) kontrol sinyalinin zamana göre değişimi

Şekil 7-a'da, pitch eksenine uygulanan bozucu etkiler karşısında kontrol sisteminin dinamik tepkisi incelenmiştir. Şekil 7-b'de ise, pitch eksenine uygulanan bozucu etkilere karşılık olarak kontrolcünün ürettiği PWM sinyalinde ani değişimler gözlemlenmiştir. Her bir bozucu etki sonrası, sistemin kısa sürede kararlı duruma geri dönmesi, kontrol algoritmasının bozucu etkilere karşı etkin bir geri besleme sağladığını ve sistemin kararlılığını koruduğunu ortaya koymaktadır. Özellikle  $\pm 40$  dereceye kadar çıkan açı sapmaları, sistemin geniş bir çalışma aralığında başarılı bir şekilde izleme ve düzeltme gerçekleştirdiğini göstermektedir. Bu sonuçlar, kontrol sisteminin dinamik performansının hem hassasiyet hem de kararlılık açısından yeterli olduğunu ve dışsal bozucu etkilere karşı uyarlanabilir bir yanıt mekanizması geliştirebildiğini ortaya koymaktadır. Yaw eksenine ilişkin değerlendirmede, bu ekseninde sistemin konum bilgisi enkoder sensörü aracılığıyla elde edilmiştir. Enkoderden alınan veriler doğrultusunda sistemin dinamik davranışı Şekil 8'de sunulmuş ve analiz edilmiştir.



Şekil 8. Yaw eksenini a) enkoder verisi b) kontrol sinyalinin zamana göre değişimi

Şekil 8-a'da, yaw eksenini boyunca sistemin açısal konum değişimi enkoder verisi üzerinden izlenmiştir. Grafik, sistemin kararlı bir şekilde yaklaşık 30 dereceye kadar yükseldiğini ve bu değerde dengelendiğini göstermektedir. Şekil 8-b'de ise, yaw eksenini hareketi sırasında kontrolcü tarafından üretilen PWM sinyalinin darbe genişlik komutunun zamanla değişimi verilmiştir. PWM çıkışı, sistemin harekete başladığı andan itibaren kademeli olarak artmakta ve sistem kararlılığa ulaştığında sabitlenmektedir. Sisteme uygulanan dışsal bir bozucu etki sonrasında, enkoder sensörünün açı verisinde meydana gelen değişim Şekil 9-a'da gösterilmiştir. Bu grafik, sistemin bozucu etkiye karşı verdiği açısal yanıtı ortaya koymaktadır.



Şekil 9. Bozucu etkiye karşı yaw eksenini a) enkoder verisi b) kontrol sinyalinin zamana göre değişimi

Şekil 9-b'de ise, enkoder verisinde gözlemlenen sapmalara karşılık olarak kontrolcü tarafından üretilen PWM sinyalinin zamana bağlı darbe genişlik komutunun değişimi sunulmuştur. Bozucu etkilerin ardından PWM çıkışında hızlı ve geniş aralıklı düzeltici eylemler gözlemlenmiştir; sistemin kararlılığı yeniden sağlanıncaya kadar aktif şekilde müdahale edildiği görülmüştür. Ölçüm performanslarının daha sağlıklı bir şekilde karşılaştırılabilmesi amacıyla Şekil 7 ve Şekil 9'da sunulan bozucu etki altındaki ölçüm verileri için hata analizi gerçekleştirilmiş ve elde edilen ortalama karesel hata (MSE) ile karekök ortalama karesel hata (RMSE) değerleri referans açıya göre tanımlanan hata terimi  $e_t$  kullanılarak değerlendirilmiştir. Denklem 15'te verilen MSE hata değeri, tüm örnekler boyunca hata karelerinin ortalamasını temsil ederken; Denklem 16'da tanımlanan RMSE hata değeri, bu değer karekökü alınarak hatanın ölçülen büyüklükle aynı birimde ifade edilmesini sağlamaktadır. RMSE metriği, özellikle ölçüm performansının fiziksel olarak yorumlanabilmesi açısından tercih edilmiştir.

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{t=1}^n e_t^2 \quad (15)$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{t=1}^n e_t^2} \quad (16)$$

**Tablo 4.** Pitch ve yaw eksenini MSE ve RMSE hata değerleri

|                                             | RMSE   | MSE     |
|---------------------------------------------|--------|---------|
| Pitch Eksenini IMU ölçüm değeri (Şekil 7)   | 4.1700 | 17.3887 |
| Yaw Eksenini Enkoder ölçüm değeri (Şekil 9) | 8.4925 | 72.1226 |

Tablo 4'te görüldüğü üzere, pitch eksenini için IMU ölçümlerine ait RMSE ve MSE değerlerinin sırasıyla 4.1700° ve 17.3887° olduğu görülmektedir. Buna karşılık, yaw ekseninde enkoder verisi için hesaplanan RMSE ve MSE değerleri 8.4925° ve 72.1226° olarak elde edilmiştir. Sonuçlar, bozucu etki altında pitch eksenindeki IMU ölçümlerinin yaw eksenindeki enkoder ölçümlerine kıyasla daha düşük hata değerleri ürettiğini göstermektedir. Bu durum, ilgili test koşulları altında pitch ekseninin ölçüm kararlılığının daha yüksek olduğunu ve bozucu etkilere karşı daha dayanıklı bir davranış sergilediğini ortaya koymaktadır.

## 5. Sonuçlar

Bu çalışmada, PID kontrol algoritması kullanılarak çift rotorlu aerodinamik bir sistemin pitch ve yaw eksenlerinde hedef açığa ulaşma ve bu açılarda dengeyi koruma performansı incelenmiştir. Elde edilen deneysel bulgular, sistemin farklı çalışma koşullarında kararlı ve güvenilir bir yanıt verdiğini göstermiştir. Pitch eksenini kontrolünde kullanılan IMU sensörü (MPU6050), sistemin açısal konum bilgisinin sürekli ve güvenilir şekilde elde edilmesini sağlamış; ayrıca uygulanan düşük geçiren filtre ile sensör verilerindeki yüksek frekanslı gürültüler başarıyla bastırılmıştır. Bu sayede kontrol algoritmasının daha kararlı çalışması mümkün olmuştur. IMU verisinin filtrelenerek kullanılması, özellikle küçük ölçekli hava araçlarında olduğu gibi maliyet ve ağırlığın kritik olduğu uygulamalar açısından önemli bir yaklaşım sunmakta; bu yönüyle literatüre anlamlı bir katkı sağlamaktadır. Yaw ekseninde kullanılan enkoder ise yüksek çözünürlükte konum geri beslemesi ile daha hassas kontrol olanağı sunmuştur. Elde edilen grafiksel veriler, sistemin referans açığa ulaşma süresi, bozucu etkilere karşı tepkisi ve denge durumundaki davranışı hakkında ayrıntılı bilgiler sağlamıştır. PID parametrelerinin sistem tepkisine olan etkisi açık biçimde gözlemlenmiş; oransal kazanç (Kp) artışının hızlı tepki sağladığı ancak salınıma neden olduğu, integral (Ki) ve türev (Kd) kazançlarının ise sistemin dengeye oturmasında önemli rol oynadığı belirlenmiştir. Çalışmada kullanılan Arduino-Excel tabanlı veri toplama ve analiz altyapısı, sistem performansının anlık izlenmesini ve kontrol parametrelerinin optimize edilmesini mümkün kılmıştır. Bu yöntem, gerçek zamanlı gözlem ve değerlendirme açısından etkili bir çözüm sunmuştur. Ayrıca, günümüzde pek çok hava aracında yönelim ve konum takibi amacıyla IMU tabanlı sensörlerin yaygın olarak kullanıldığı göz önüne alındığında, bu çalışma gerçek sistemlere benzer yapıda bir kontrol modelinin başarıyla uygulanabileceğini göstermektedir. Bu yönüyle çalışma hem eğitim hem de araştırma amaçlı olarak gerçekçi bir test platformu sunmakta; farklı kontrol algoritmalarının geliştirilmesi ve test edilmesi için güçlü bir altyapı oluşturmaktadır.

Sonuç olarak, bu çalışma PID algoritmasının aerodinamik sistemlerdeki etkinliğini ortaya koymakla kalmayıp, gelecekte makine öğrenimi tabanlı veya adaptif kontrol yöntemlerinin entegre edilmesiyle daha gelişmiş sistemlerin tasarlanabileceğine de işaret etmektedir.

## Kaynaklar

- [1] Ahmad U., Anjum W., Bukhari S. M. A. H<sub>2</sub> and H<sub>∞</sub> Controller Design of Twin Rotor System (TRS). Intelligent Control and Automation, 2023; 4(1), 55–62.
- [2] Chalupa P., Přikryl J., Novák J. Modelling of Twin Rotor MIMO System. Procedia Engineering, 2015; 100, 249–258.

- [3] Haruna A., Mohamed Z., Abdullahi A. M., Basri M. A. M. A Review of Control Algorithms for Twin Rotor Systems. Applications of Modelling and Simulation, 2023; 7, 93–99.
- [4] Kelekci E., Kizir S., Bingul Z. İki Serbestlik Dereceli Dört Rotor Sisteminin Tasarımı, Modellenmesi ve Kontrolü. International Symposium on Intelligent Technologies in Engineering and Science (ISITES), 2017; Baku – Azerbaijan, 1623–1631.
- [5] Doğruer T., Tan N. Real Time Control of Twin Rotor MIMO System with PID and Fractional Order PID Controller. Muğla Journal of Science and Technology, 2020; 6(1), 1–5.
- [6] Åström K. J., Hägglund T. PID Controllers: Theory, Design, and Tuning. Instrument Society of America, 1995.
- [7] Yücel A., Buğday Y., Efe M. Ö. Bir DC Motorun Gerçek Zamanlı Kontrolünde Üç Yöntem. Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK-2008), 1, 280–285.
- [8] Lee J., Kim H. Self-Tuning PID Control via a Hybrid Actor-Critic-Based Neural Structure for Quadcopter Control. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2019; 95(4), 1023–1037.
- [9] Arduino. MPU6050 Gyroscope and Accelerometer Tutorial. Arduino Documentation, 2022.
- [10] Bosch Sensortec. (2013). MPU6050 Six-Axis (Gyro + Accelerometer) MEMS Motion Tracking Devices. Datasheet.
- [11] Kuo T., Lin C. Dynamic Modeling and Control of a Quadrotor Using PID and Adaptive Algorithms. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020; 28(3), 455–468.
- [12] Arduino.cc. Serial Communication and Data Monitoring with Arduino. Arduino Documentation, 2025.
- [13] Dutta L., Das, D. K. A New Adaptive Explicit Nonlinear Model Predictive Control Design for a Nonlinear MIMO System: an Application to Twin Rotor MIMO System. International Journal of Control, Automation and Systems, 2021; 19(7), 2406–2419.
- [14] Moosapour S. S., Mehdipour H., Keramatzadeh M. Sliding Mode Disturbance Observer-Based Control of a Laboratory Twin Rotor Multi-Input Multi-Output System. IEEE Access, 2025; 13, 394–406.
- [15] Ebirim K. U., Horri N. M., Prempain E. A 2DoF Twin Rotor MIMO System for Teaching and Research. IFAC-PapersOnLine, 2024; 58(16), 6–11.
- [16] Dutta L., Das, D. K. Nonlinear Disturbance Observer-Based Adaptive Explicit Nonlinear Model Predictive Control Design for a Class of Nonlinear MIMO System. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023; 59(2), 1965–1979.
- [17] Kim H. S., Kim, D. H. Stabilization controller design of quadrotor robot under one actuator breakdown. 56th Annual Conference of the Society of Instrument and Control Engineers of Japan (SICE), 2017; 847–850.
- [18] Zhang T. G., Kang Y., Buss M. Autonomous hovering of a vision/IMU guided quadrotor. IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2009; 2870–2875.
- [19] Perez-Paina G., Pucheta M., Paz C. M. IMU- and exteroceptive sensor-based fusion for UAV control. 17th Workshop on Information Processing and Control (RPIC), 2017.
- [20] Ma Z. L., Li H. X., Li Q. Q. Flight and Hover Control System Design for a Mini-Quadrotor Based on Multi-Sensors. International Journal of Control, Automation and Systems, 2019; 17(2), 486–499.