



Bir döner kanata arıza toleranslı uçuş kontrol sistemi tasarımı

Emre Kıyak*, Ahmet Ermeydan

Anadolu Üniversitesi, 2 Eylül Kampüsü, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, 26470, Eskişehir, Türkiye

Ö N E Ç I K A N L A R

- Döner kanat için modelleme
- Modellemesi yapılmış döner kanata kontrol sistemi tasarımı
- Arızanın tespiti ve ayrımı

Makale Bilgileri

Geliş: 08.08.2015

Kabul: 09.01.2016

DOI:

10.17341/gazimmfd.300591

Anahtar Kelimeler:

Döner kanat,
arıza toleranslı kontrol,
doğrusal model,
doğrusal olmayan model,
geliştirilmiş oransal-integral-
türevsel denetleyici

ÖZET

Bu çalışmada bir döner kanatın farklı motor arıza senaryolarının geliştirilmiş PID denetleyici yaklaşımıyla arıza toleranslı kontrolü yapılmıştır. Denklemleri verilen hava aracının motor dinamikleri de modellenerek gerçekçi bir benzetim elde edilmiştir. Doğrusal olmayan model doğrusallaştırılarak uygun denetleyici yapıları oluşturulmuş, sonrasında bu yapı doğrusal olmayan modelde kullanılmıştır. Son olarak farklı motor arıza senaryoları üzerinden tasarlanan kontrol yapısının gürbüz bir yapı oluşturup oluşturmadığı sınanmıştır. Benzetim sonuçları incelendiğinde, tasarlanan kontrol sisteminin değişik şartlar altında gürbüz bir davranış sergilediği görülmüştür.

Fault tolerant flight control system design to a rotary wing aircraft

H I G H L I G H T S

- Model for the rotary wing aircraft
- Control of the modelled rotary wing aircraft
- Fault detection and isolation

Article Info

Received: 08.08.2015

Accepted: 09.01.2016

DOI:

10.17341/gazimmfd.300591

Keywords:

Rotary wing aircraft,
fault tolerant control,
linear model,
nonlinear model,
enhanced proportional-
integral-derivative controller

ABSTRACT

In this study, fault tolerant control is made using improved PID controller approach with different motor fault scenarios in a quadrotor. A realistic simulation was set up by obtaining dynamics equations of aircraft and modeling motor dynamics. By linearizing nonlinear model suitable controller is formed and this controller scheme is used in nonlinear models. Finally, designed control structure over different motor fault scenarios is tested whether a robust control structure is built. When the simulation results are analyzed, the performance of the designed control system shows a robust behavior under various conditions.

* Sorumlu Yazar/Corresponding author: ekiyak@anadolu.edu.tr / Tel: +90 222 321 35 50-6879

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Üniversitede araştırmacılar, savunma sanayiinde mühendisler ve amatör olarak birçok kişi tarafından yapılmış döner kanatlı ve sabit kanatlı İHA (İnsansız Hava Aracı)'larla ilgili birçok çalışma mevcuttur. Son yıllarda İHA pazarı dünya çapında önemli ölçüde büyümüştür. Ayrıca bir önceki son on yıla göre İHA çalışmaları için yapılan harcamalar bu son on yılda üçe katlanmıştır [1]. Bu bilgi son zamanlarda İHA teknolojisinin dünyada önemli bir yer tuttuğunun göstergesidir. Bu yüzden bu bölümde döner kanatın yanı sıra genel olarak İHA'larla ilgili çalışmalara da yer verilmiştir. Utah State Üniversitesi'nde yapılan bir yüksek lisans tezinde karşılıklı etkileşimli amaçlı bir algılama sistemine dayalı kol uçuşu yapılabilmesi tasarlanmış ve tasarlanan sistemin pratikte uygulaması yapılmıştır. Birden fazla İHA'nın kooperatif olarak kontrolü için düşük maliyetli bir İHA test düzeneği geliştirilmiştir. Çalışmada uçak iskeleti, ana donanım bileşenleri, tek bir İHA sisteminin yazılımsal yapısı verilmiş olup genel test prosedürleri her bir uçuş testi için ortaya konulmuştur. Sonuç olarak kol uçuşu için bir denetleyici kazancını ayarlama yöntemi kontrol mimarisi, deneysel düzenekler ve uçuş testlerinden yararlanılarak belirlenmiştir [2]. Bologna Üniversitesi'nde yapılan bir araştırmada, düşük maliyetli atalet ölçüm birimi kullanılarak uçan bir robot için durum ve uçuş baş açısı referans sistemi tasarlanmış ve deneysel olarak doğrulaması yapılmıştır. İki farklı algılayıcı füzyonu algoritmasıyla ivmeölçer, jiroskop ve manyetik algılayıcı çıkışları tek bir çıkış haline getirilerek robotun durum bilgisi elde edilmiştir. Bu algoritmaların performansları görüntü tabanlı izleme sistemi vasıtasıyla gerçeği bir senaryoda doğrulanmıştır [3]. Nanyang Teknik Üniversitesi'nde yapılan bir araştırmada, kontrol girdisi sınırlamaları olan sabit kanatlı bir İHA ile yerdeki bir hedefin takibi problemi ele alınmıştır. Doygunluk seviyesine ulaşmış uçuş baş açısı denetleyicisiyle arka rüzgâr varlığında kararlı hedef takibi yapılabilmemiştir. Uyarlanabilir gözleyici hareketli hedefin hızını tahmin etmede kullanılmıştır. Benzetim sonuçlarıyla da bu yaklaşımın etkili olduğu doğrulanmıştır [4]. Massachusetts Teknoloji Enstitüsü'nde, Dydek vd. [5] iki farklı model referans uyarlamalı kontrol tekniğini döner kanat üzerinde kıyaslamışlardır. Çalışmada itki kaybında bile birleşik model referans uyarlamalı kontrolün yörünge izleme hatasında ve aşma değerlerinde daha iyi sonuçlar elde etmişlerdir. Belirsiz parametrelerin doğru değerini öğrenmede birleşik model referans uyarlamalı kontrolün daha verimli olduğu sonucuna varmışlardır. Raffo vd. [6] Sevilla Üniversitesi'nde yaptıkları bir çalışmada, integral öngörölü ve doğrusal olmayan gürbüz kontrol ile yörünge izleme problemini ele almışlardır. Önerilen yapıda referans yolu takip etmesi için model öngörölü denetleyici ve doğrusal olmayan H_∞ denetleyici kullanılmışlardır. Sonuç olarak bu yapının kütle ve eylemsizlik momenti belirsizliklerinde çok iyi yörünge takibi yaptığını göstermişlerdir. Hoffman vd. [7] bir döner kanatın mekanik

tasarımı, modellemesi, eyleyici dinamikleri ve durum kontrolü üzerine çalışmışlardır. İvmeölçer ve dönüölçer sinyallerini Kalman Filtresi'yle birleştirip hava aracının durumunu tahmin etmişlerdir. Gerçek sistem üzerinde PID ve geri adımlamalı kontrol tekniklerini kıyaslayarak geri adımlamalı tekniğin daha yumuşak hareketler sergilediği ve daha iyi yörünge izleme performansı ortaya koyduğu sonucuna varmışlardır. Gautam ve Ha yaptıkları çalışmada, döner kanatın modellemesi, benzetim tabanlı denetleyici tasarımı ve yörünge planlaması konularını ele almışlardır. Hava aracının durum ve konum kontrolü için genişletilmiş Kalman Filtre tabanlı kendini ayarlayabilen bulanık PID kullanılmışlardır. Bu PID yapısıyla, klasik PID yapısına göre, rüzgâr ve bozucu etkilere karşı daha çabuk uyum sağladığı ve önemli ölçüde daha performanslı olduğunu ortaya koymuşlardır [8]. Chee ve Zhong doğrusal olmayan tamamlayıcı filtre ve oransal-integral hız denetleyicileri ile durum tahmini ve kararlılığını sağladıkları bir insansız hava aracı geliştirmişlerdir. Kızılötesi ve ultrasonik algılayıcılarla çarpma önleyici sistemi hava aracına entegre etmişlerdir. İrtifa kontrolü, otonom seyrüsefer ve çarpma önleyici sistemlerin gerçek uygulaması yapılmıştır [9]. Sadeghzadeh vd. [10] Qball-X4 hava aracının yükseklik kontrolü için kazanç ayarlamalı PID kullanarak bir aktif arıza toleranslı kontrol tekniği ileri sürmüşlerdir. Yapılan çalışmada kazanç ayarlamalı PID denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre eyleyici arızası durumunda daha az irtifa kaybı yaşadığını gözlemlemişlerdir. Yu vd. [11] bir döner kanatın eyleyici arızası durumunda LQR ve model öngörölü kontrol tekniklerini kıyaslamışlardır. Model öngörölü kontrolün daha küçük öngörölü kontrolcü kullanıldığında eyleyici arızasını daha hızlı telafi ettiği sonucuna ulaşmışlardır. Lanzon vd. [12] bir motoru tamamen çalışmaz durumda olan döner kanatın uçabilmesi için bir kontrol kuralı oluşturmuşlardır. Bunun için iç döngüde gürbüz geri besleme doğrusallaştırma yöntemini, dış döngüde ise doğrusal H_∞ döngü şekillendirme tekniği kullanılmıştır. Sonuçta hava aracının bir motoru tamamen arızalı olsa bile üç eksenle doğru konumu başarılı bir şekilde kontrol etmişlerdir. Sadeghzadeh vd. [13] tarafından farklı motor arızası senaryolarında model referans uyarlamalı kontrol tekniği kullanılarak döner kanatın performansı ölçülmüştür. Geliştirilen arıza toleranslı kontrol tekniği ile askı durumunda ve farklı yörünge takibi durumlarında motor arızasını başarılı bir şekilde tolere edebildiği görülmüştür. Sharifi vd. [14] döner kanatın motor arızası ve bozucu etki varlığında kayma kipli kontrol yaklaşımıyla hava aracını kontrol etmişlerdir. Bir durum kestirici kullanarak motor arızasını doğru bir şekilde tespit etmişlerdir. Tespit edilen arızaya uygun olarak denetleyici yapısında uygun değişikliği yapabilmemişlerdir. Bulanık mantık temelli PID denetleyici ile eyleyici arızası durumunda döner kanat kontrolü Amoozgar vd. [15] tarafından yapılmıştır. Çalışmada bozucu etki ve belirsizlik varlığında bulanık PID denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre az miktarda da olsa daha az aşma ve daha hızlı yükselme zamanına sahip olduğu sonucuna varılmıştır. Çalışmanın bundan sonra gelen ikinci

bölümünde, teorik metot başlığı altında, döner kanatın matematiksel modellenmesi ve döner kanatın geliştirilmiş PID yapısı kullanılarak kontrol edilmesi ve üçüncü bölümünde ise farklı motor arıza durumları için önerilen kontrol yaklaşımı kullanılarak sistemin kararlılığının başarıyla sağlandığını gösteren benzetimler, bulgular ve tartışmalar başlığı ile gösterilmektedir.

2. TEORİK METOT (TEORICAL METHOD)

2.1. Döner Kanat Modeli (Model of the Rotary Wing Aircraft)

Döner kanatın arıza toleranslı benzetiminin yapılabilmesi için öncelikle matematiksel modele ihtiyaç vardır. Bu model, denetleyicinin tasarlanabilmesi ve hava aracının farklı durumları için performansının irdelenmesi için önem arz etmektedir. Döner kanatın hareket denklemleri elde edilirken aşağıdaki kabuller yapılmıştır:

- Döner kanat rijit bir yapıdadır.
- Döner kanat, x ve y eksenleri boyunca simetriktir.
- Hava aracının ağırlık merkezi ile hava aracına bağlı eksen takımının merkezi çakışıktır.
- Yer etkisi ihmal edilmiştir.
- Pervaneler rijit bir yapıdadır.
- Yere bağlı eksen takımının merkezi mutlak noktadır.

Yukarıda verilen kabuller altında, Eş. 1, döner kanatın üç eksen üzerindeki ivmelenme hareketi için kullanılan ifadedir. Eş. 2 ise, üç eksen etrafındaki açısız ivmeleri ifade etmektedir [16].

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\psi\sin\phi) \\ (\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) \\ (\cos\phi\cos\theta) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_z - I_y) QR \\ I_x RP \\ (I_y - I_x) PQ \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -J_{TP} Q \Omega \\ I_x \\ I_y \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_\phi \\ I_x \\ u_\theta \\ I_y \\ u_\psi \\ I_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

Eş. 1’de; u_z , irtifa girdisine; m , döner kanatın kütlesine; ϕ , yatış açısına; θ , yunuslama açısına; ψ , sapma açısına ve g yerçekimi ivmesine karşılık gelmektedir. Eş. 2’de I_x , I_y ve I_z , her bir eksen etrafındaki eylemsizlik momentine; J_{TP} , motorun dönüşünden kaynaklanan dönme eylemsizlik momentine; u_ϕ , yatış açısı girdisine; u_θ , yunuslama açısı girdisine; u_ψ , sapma açısı girdisine karşılık gelmektedir. $\Omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4$ olacak şekilde tanımlı olup, burada ω_i , her bir rotora ait devir sayısını ifade etmektedir [17]. Motor dinamiklerinin modellenmesi gerçekçi bir benzetim için mutlaka yapılması gereken bir adımdır. Gerçek yaşamda eyleyicilerin belirli sınırları vardır. Bu sınırların testlerle belirlenip matematiksel ifadelerle ortaya konulması denetleyicinin gerçek koşullara dayanıklı olup olmadığını göstermesi açısından önemlidir [18].

Benzetimde yer alan dört motorun birbirinin aynı olduğu kabul edilmiştir. Bir motor için yapılan test dört motorun dinamiklerinin modellenmesinde kullanılmıştır. Motor modellenmesi üç temel parametreye bağlı olarak yapılmıştır. Birincisi 0-100 aralığında yüzde (%) olarak ifade edilen gaz kolu parametresini devir sayısına dönüştürecek bir doğrusal denklem uydurulmasıdır. Burada 0 ile 100 arasında gelen değere göre devir sayısını veren denklem olarak Eş. 3 kullanılmıştır [19].

$$\omega = (GazKolu\%)k + n \quad (3)$$

Eş. 3’de yer alan ω motorun hesaplanan devir sayısı, $GazKolu\%$ yüzde gaz kolu girdisi, k ve n ise doğrusal ilişkiyi oluşturan katsayılarıdır.

Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi’nde bulunan Model Uçak Atölyesi’ndeki itki test düzeneği kullanılarak motor testleri yapılmıştır. Burada motorlara yüzde cinsinden gaz kolu girdisi uygulanarak ne kadarlık itki oluşturduğuna dair testler gerçekleştirilmiştir. Motor test sonuçlarına doğrusal bir denklem uydurmanın yanı sıra ikinci olarak minimum ve maksimum çalışma koşulları da motor modeline dâhil edilmiştir. Motorun yüzde olarak belirli bir gaz kolu miktarından sonra çalışmaya başladığı bu nokta $GazKolu_{min}$ olarak tanımlanmıştır. %0 ile $GazKolu_{min}$ arasındaki bu bölgeye ölü bölge denir. Yine motorun ulaşabileceği bir maksimum sınır vardır. Bu da $GazKolu_{maks}$ olarak ifade edilmiştir. Eş. 4’de motor devrinin nasıl hesaplandığı özet olarak verilmiştir.

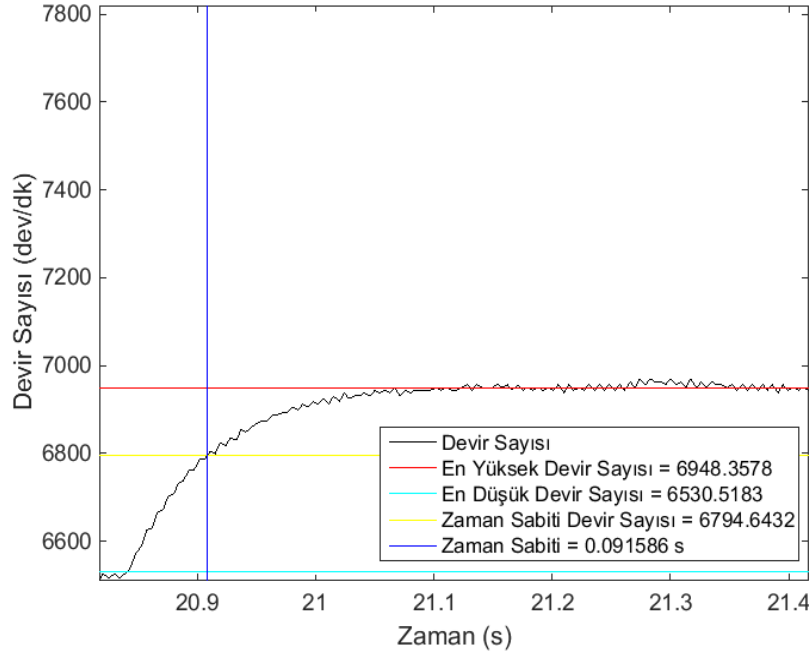
$$\begin{aligned} (\text{Devir Sayısı}) = & \\ \begin{cases} 0, (GazKolu\%) \leq GazKolu_{min} \\ \text{Devir Sayısı}, (GazKolu\%) > GazKolu_{min} \\ \text{Devir Sayısı}_{maks}, (GazKolu\%) > GazKolu_{maks} \end{cases} & \quad (4) \end{aligned}$$

Son olarak motor dinamiklerine motor gecikmesi dâhil edilmiştir. Bunun için Eş. 5’de bulunan birinci derece bir transfer fonksiyonu kullanılmıştır. Eşitlikten de anlaşılacağı üzere bilinmeyen parametre τ zaman sabitinin hesaplanması gerekmektedir [20].

$$G(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (5)$$

Zaman sabitini hesaplamak için motorun birim basamak girdisine karşılık gelen cevabına bakılmıştır. Şekil 1’de döner kanatın askı gaz koluna yakın bir noktada motora birim basamak girdi uygulanmıştır. Alt ve üst sınırlar belirlendikten sonra devir sayısı %63,2 kadar yükseldiği nokta τ olarak hesaplanmıştır. Böylece bir motorun benzetimi için gerekli tüm parametreler hesaplanmıştır. Kontrol döngülerini oluşturmadan önce belirli koşullar için denklemleri doğrusallaştırarak bu doğrusal yapı üzerinden denetleyici kazançlarını ayarlamak genel bir kontrol yaklaşımıdır [21].

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (6)$$



Şekil 1. Motorun birim basamak cevabı (Step response of motor)

Genel olarak doğrusal olmayan durum uzayı modeli Eş. 6'daki gibi ifade edilebilir. Hava aracının küçük açı değişimleri için $[P \ Q \ R] = [\phi \ \theta \ \psi]$ olarak kabul edilebilir. Bu şartlar altında durum vektörü Eş. 7'de aşağıdaki gibi seçilir ve girdiler Eş. 8-Eş. 11'de yeniden tanımlanır.

$$x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}]$$

$$= [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}] \quad (7)$$

$$u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (8)$$

$$u_2 = l(F_2 - F_4) \quad (9)$$

$$u_3 = l(F_1 - F_3) \quad (10)$$

$$u_4 = \frac{d}{b}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (11)$$

Doğrusallaştırma işleminde birinci mertebeden Taylor serisi açılımı uygulanmıştır. Denge noktası (\bar{x}, \bar{u}) alınarak Eş. 12 uygulanırsa durum uzayı modelindeki katsayı matrisleri Eş.13-Eş. 15'deki gibi elde edilir.

$$\dot{x} = \frac{\partial f(x,u)}{\partial x}(x - \bar{x}) + \frac{\partial f(x,u)}{\partial u}(u - \bar{u}) \quad (12)$$

$$A = \frac{\partial f(x,u)}{\partial x} \quad (13)$$

$$B = \frac{\partial f(x,u)}{\partial u} \quad (14)$$

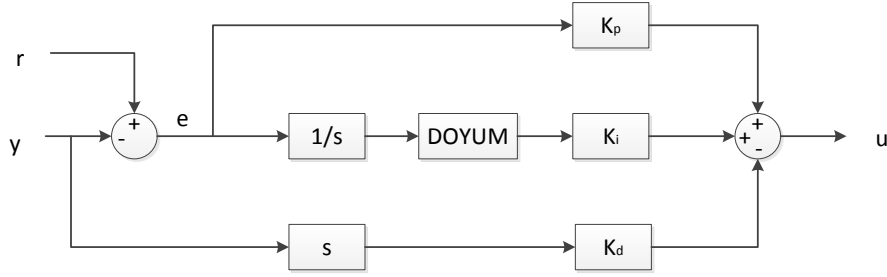
$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (15)$$

Eş. 15'de yer alan A ve B matrisleri türev alındıktan sonra ilgili parametreler yerinde yazılırsa doğrusal sisteme ait katsayı matrisleri elde edilmiş olur.

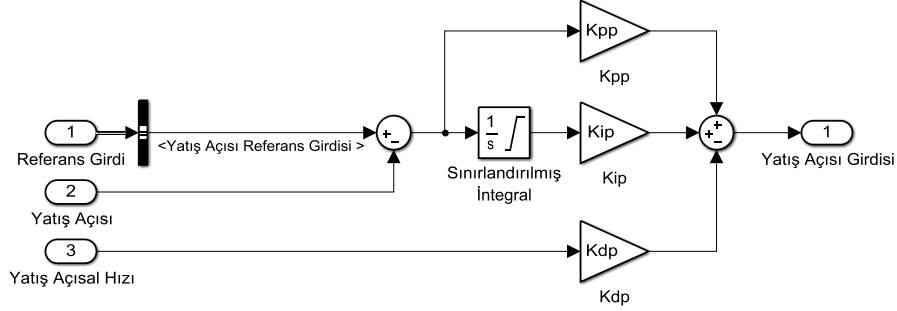
2.2. Döner Kanat Kontrolü (Control of the Rotary Wing Aircraft)

Bu bölümde denklemleri verilen, motor dinamikleri ve doğrusal modeli oluşturulan sistemin kararlılığını sağlayacak bir kontrol yapısı oluşturulmuştur. Denetleyiciler içerisinde yaygın kullanıma sahip olan geleneksel PID denetleyici yerine geliştirilmiş PID denetleyici yapısı bu çalışmada kullanılmıştır.

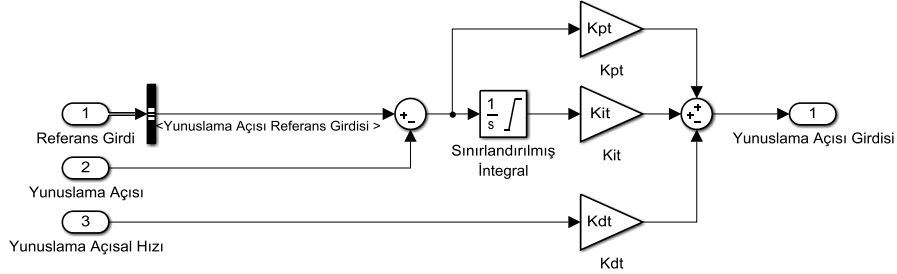
Geleneksel PID denetleyicinin iki temel olumsuz tarafı vardır: Türevsel etki hatadan hesaplandığından dolayı sisteme bir basamak girdi uygulandığında türevin çıkışı dürtü fonksiyonu olacaktır. Bu da eyleyicileri doyuma ulaştırarak sistemi doğrusal bölgeden uzaklaştırabilir. İntegral etkisi eyleyici doyumuyla da birleşerek doğrusal olmayan bir etkiye sebep olabilir. Bu da denetleyici performansında düşüşe neden olabilir. Eğer integral değeri büyükse ve bu sırada hata işaret değiştirirse integralin de işaret değiştirmesi zaman alır. Bu duruma integral sarması denir. Sistemin tepkisini olumsuz yönde etkilediğinden istenmeyen bir durumdur. Bu yüzden bu durumu önlemek için integral etkisi minimum ve maksimum değerlerle sınırlanmalıdır. Bu olumsuz etkileri ortadan kaldırmak için Şekil 2'de yer alan geliştirilmiş PID yapısı kullanılmıştır [22]. Diğer yapıdan farklı olarak türev hata ile çarpılarak değil doğrudan algılayıcı ile çarpılarak denetleyici çıkışına eksi olarak eklenmiştir [23]. Şekil 3'de yatış açısı kontrolü için tasarlanan denetleyici gösterilmektedir. Burada referans yatış açısı girdisi ve algılayıcıdan gelen açı bilgisi



Şekil 2. Geliştirilmiş PID yapısı (Enhanced PID scheme)



Şekil 3. Yatış açısı için PID denetleyicisi (PID controller for roll angle)

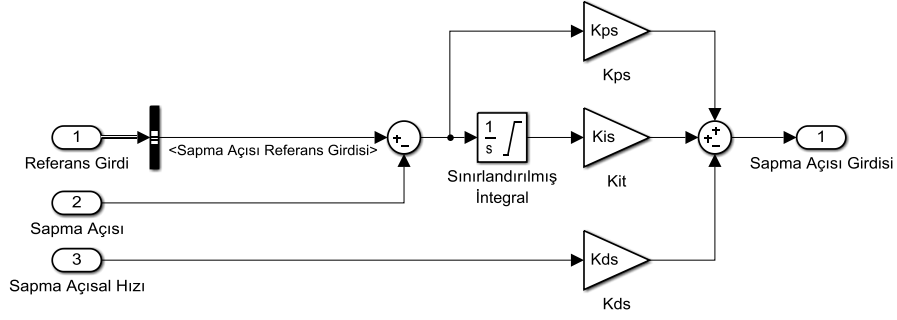


Şekil 4. Yunuslama açısı için PID denetleyicisi (PID controller for pitch angle)

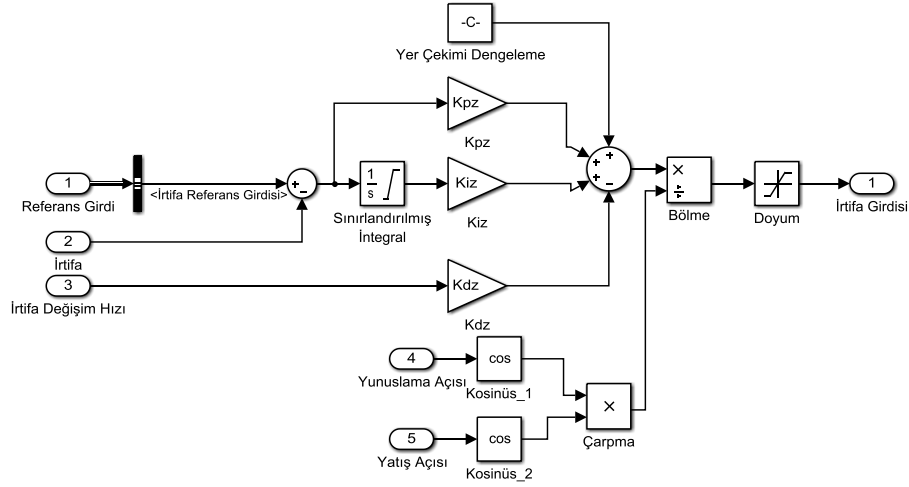
çıkartılarak hata sinyali elde edilmiştir. Bu hata sinyali integral ve oransal katsayılar ile çarpılarak denetleyici çıkışına eklenmiştir. Yatış açısal hızı ise doğrudan türevsel etki ile çarpılarak çıkışa negatif olarak verilmiştir. Yunuslama açısı için kullanılan PID denetleyici Şekil 4'de verilmektedir. Sapma açısı kontrolünü sağlayan denetleyici yapısı ise Şekil 5'de yer almaktadır. İrtifa kontrolünde ise temel olarak aynı geliştirilmiş PID yapısı kullanılmıştır. Ancak denetleyicinin performansını iyileştirmeye dönük birtakım eklemeler yapılmıştır. Şekil 6'da yapılan değişiklikler görülmektedir. Önceki denetleyicilerden farklı olarak yer çekimi etkisinin denetleyici üzerindeki yükü kaldırmak için denetleyici çıkışına askı gaz kolu kadar bir eklemeye yapılmıştır. Diğer bir iyileştirme ise döner kanat yatış ya da yunuslama hareketi yaptığında irtifasını koruması için dönüşüm matrisi ile bölünmüştür. Son olarak denetleyicinin çıkışı sınırlandırılarak eyleyicilerin kapasitesinden fazla doyuma ulaşması önlenmiştir. Açık ve yükseklik kontrol yapıları verildikten sonra konum kontrolü için denetleyici yapıları da kullanılmaktadır. Şekil 7'de döner kanatın X eksenindeki hareketini kontrol etmek için kullanılan denetleyici yapısı verilmektedir. Temelde

geliştirilmiş PID yapısına da bağlı kalınarak, integral etkisi kararlı hal hatası bulunmadığı için denetleyiciye dâhil edilmemiştir. Hava aracının X ekseninde hareket edebilmesi için bu eksen üzerinde yunuslama hareketi yapması gerekir. Bu yüzden denetleyicinin çıkışı, yunuslama açısının referans girdisidir ve belirli bir değerle sınırlandırılmıştır. Y ekseninde kullanılan denetleyicinin X ekseninde oluşturulandan farkı iki şekildedir. Birincisi, döner kanatın Y ekseninde hareket edebilmesi için önce yatması gerekir. Bu yüzden çıkışı, yatış açısının referans girdisidir. İkincisi ise pozitif yatış açısı Y ekseninde negatif bir hareketi doğurduğu için denetleyici çıkışı -1 ile çarpılmıştır (Şekil 8).

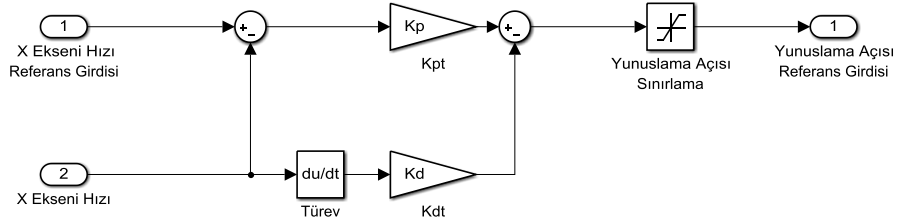
Denetleyici yapıları yanında bunların sisteme nasıl verileceği de önemli bir konudur. Denetleyici çıkışları olarak yatış (u_ϕ), yunuslama (u_θ), sapma (u_ψ) ve irtifa (u_z) olarak tanımlanmıştır. Bu çıkışların motorlara uygun şekilde paylaşılması gerekir. Kontrol karıştırıcısı olarak isimlendirilen bu yapı Şekil 9'da gösterilmektedir. Burada irtifa girdisi model de görüldüğü üzere tüm motorlara eşit olarak dağıtılmıştır.



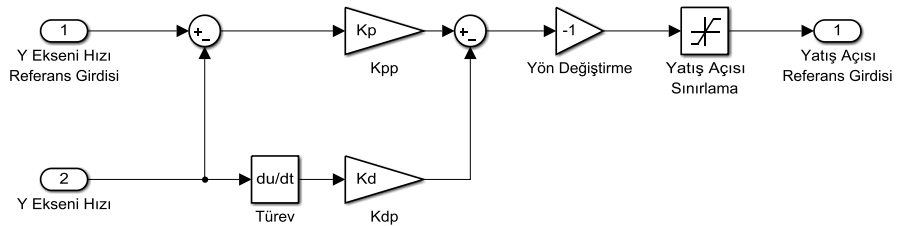
Şekil 5. Sapma açısı için PID denetleyicisi (PID controller for yaw angle)



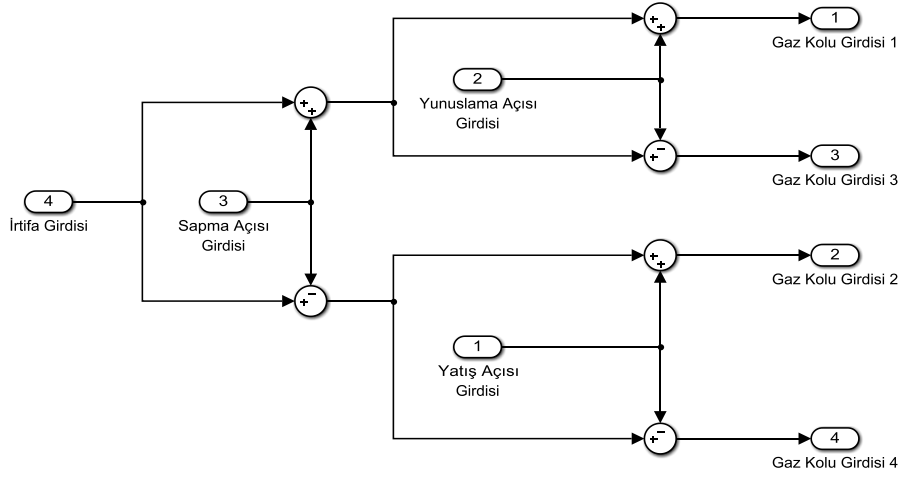
Şekil 6. İrtifa için PID denetleyicisi (PID controller for altitude)



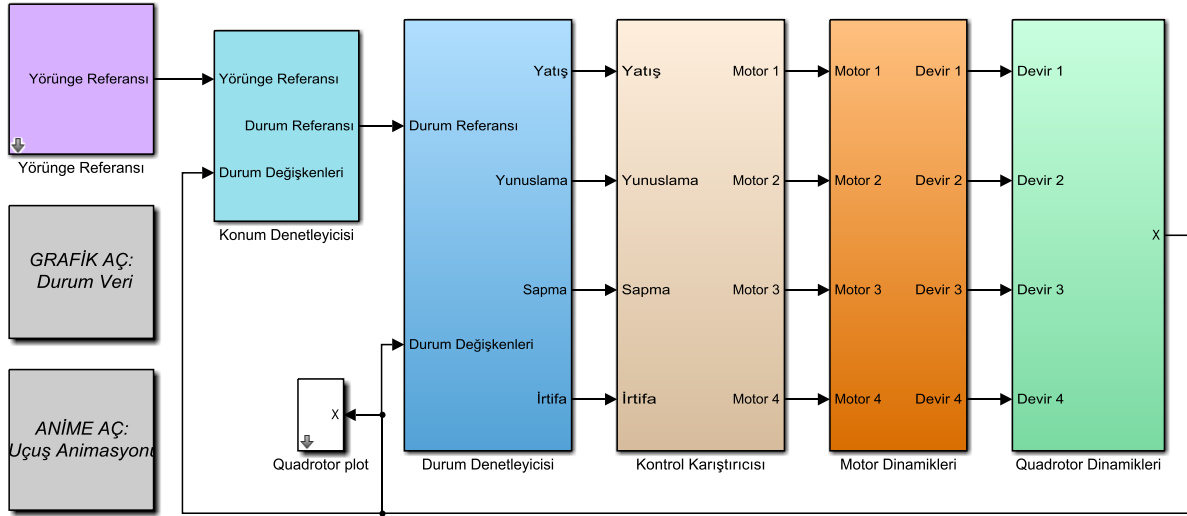
Şekil 7. X eksenli PD denetleyicisi (PD controller for X axis)



Şekil 8. Y eksenli PD denetleyicisi (PD controller for Y axis)



Şekil 9. Kontrol karıştırıcısı (Control mixer)



Şekil 10. Doğrusal olmayan model için simülink blok diyagramı (Block diagram for nonlinear simülink model)

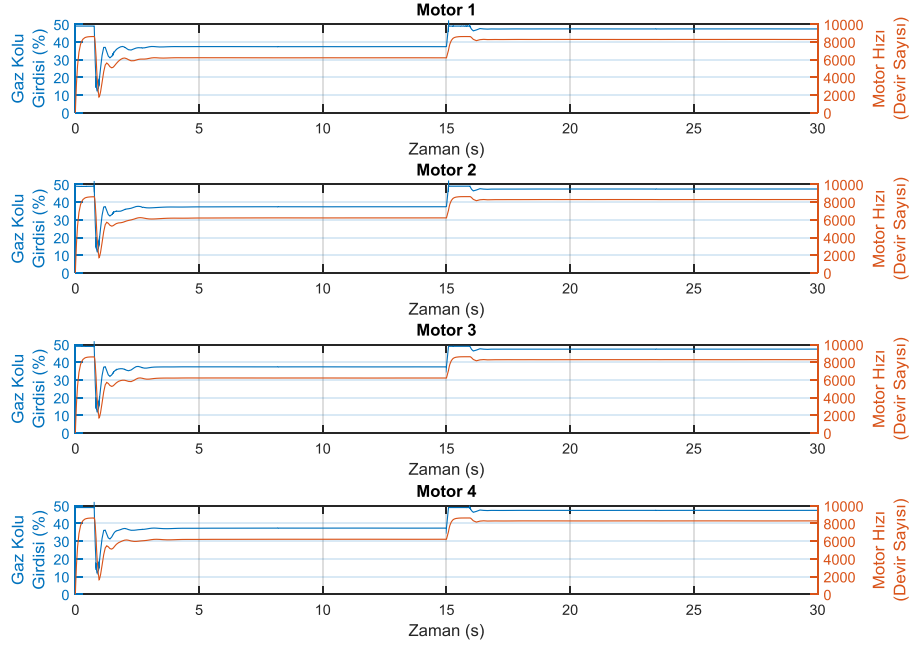
1 ve 3 numaralı motorlar yunuslama için kullanıldığından bu motorlara yunuslama girdisi verilmiştir. Benzer şekilde 2 ve 4 numaralı motorlara yatış açısı girdisi uygulanmıştır. Sapmada 2 ve 4 numaralı motorların girişleri negatif olacak şekilde tüm motorlara dâhil edilmiştir. Şekil 10'da, yukarıda bahsedilen kontrol tertibatları kullanarak, doğrusal olmayan modelin blok diyagramı gösterilmektedir.

3. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR (RESULTS AND DISCUSSIONS)

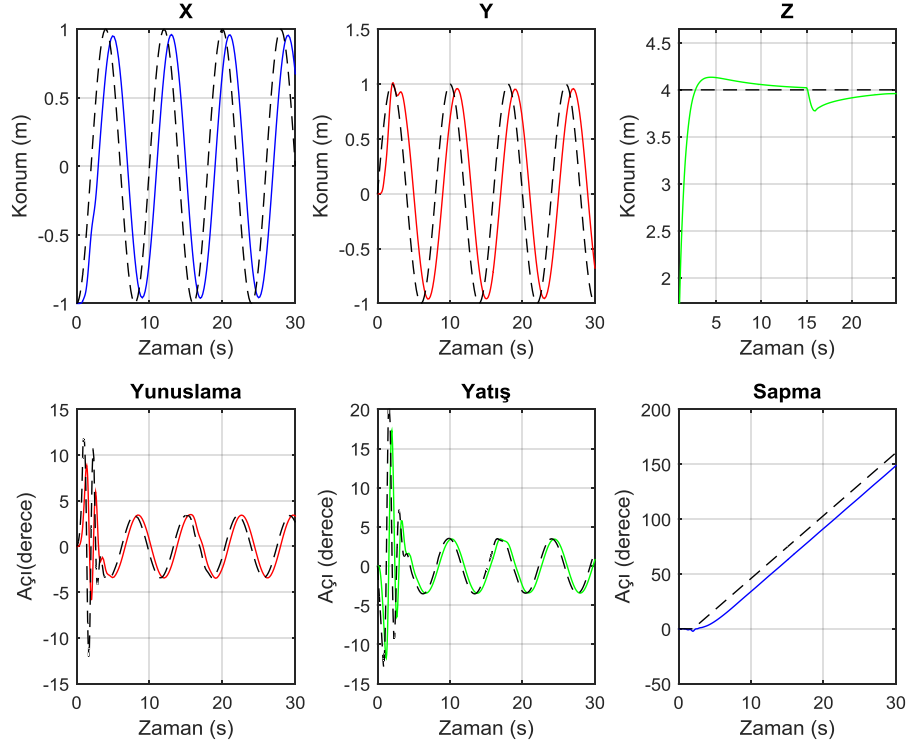
Bu bölümde farklı motor arızaları ile ilgili senaryolara yer verilmiştir. İlk senaryoda, dört motorun aynı anda %25 güç kaybındaki motor ve durum değişkenlerinin tepkisi incelenmiştir. Bu durumun gerçek hayattaki fiziki karşılığı, döner kanatın uçuş esnasında herhangi bir engele çarparak dört pervanesinin de aynı oranda zarar görmesi ve bu durumda da elde edilecek itkinin azalması şeklinde düşünülebilir. Benzetimin 15. saniyesinde, Şekil 11'de de

görüldüğü üzere, dört motora bu yönde bir arıza etkisi verilmiştir. Şekil 12'de tepkisi verilen sisteme X ve Y durum değişkenlerine girdi olarak sinüzoidal bir referans verilmiştir. İrtifa girdisi olarak 4 m basamak girdi ve sapma girdisi olarak da 0,1 radyan eğimde rampa girdi uygulanmıştır. Burada döner kanatın 0,2 m irtifa kaybindan sonra tekrar eski irtifasını yakaladığı görülebilir.

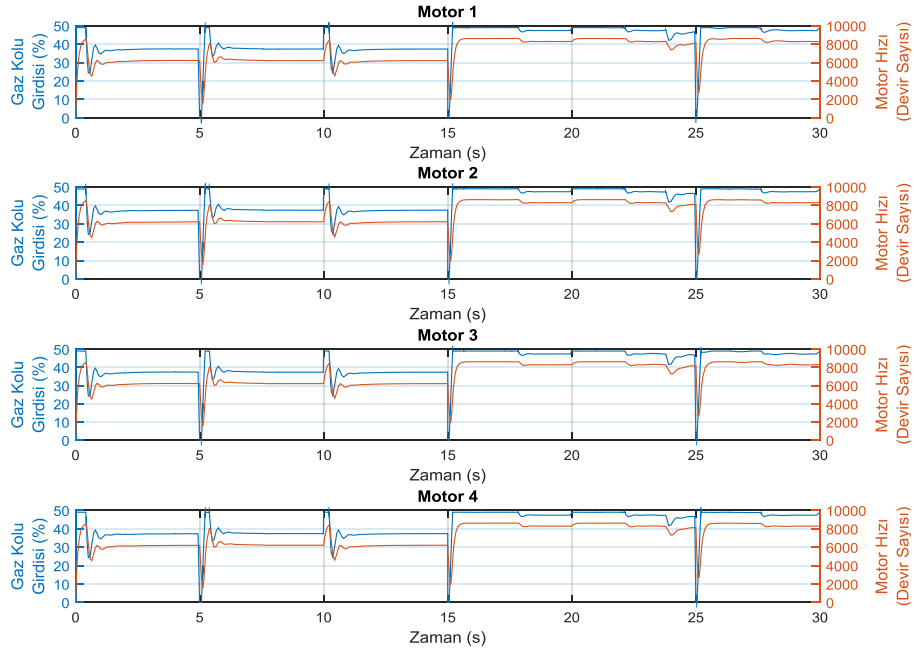
Dikkat çeken diğer bir husus ise arızadan sonra motorlar doyum seviyesine yakın bir yerde çalışmaktadır. Bu durum ise, her bir motora %25'den daha fazla olacak şekilde arıza senaryosu üretildiğinde, kontrol sisteminin mevcut motorları maksimumda çalıştıracak olmasına rağmen istenen referans değerinde döner kanatın tutunamayacağı şeklinde yorumlanabilir. Her bir motorun %25'den fazla güç kaybına uğradığı durumda döner kanatı havada istenen seviyede tutabilmek için gerekli itki sağlanamayacaktır. Elbette daha güçlü motorlar kullanılarak daha büyük arızalara karşı dayanabilen bir sistemde tasarlanabilir.



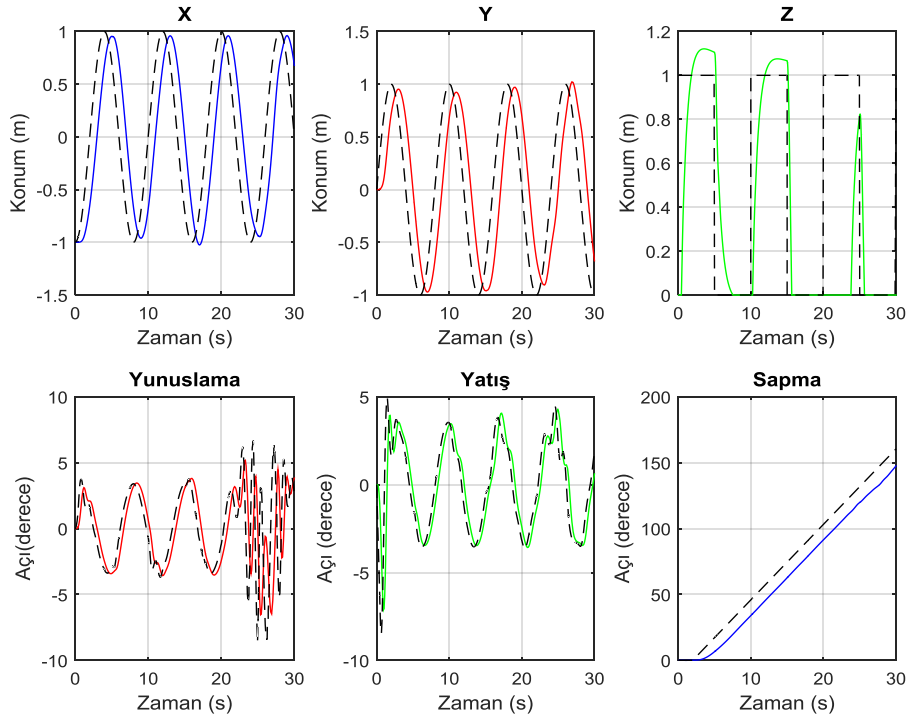
Şekil 11. Tüm motorlarda %25 güç kaybında motor tepkisi
(Motor responses with a simulated fault of 25% loss in the all motors)



Şekil 12. Tüm motorlarda %25 güç kaybında durum değişkenlerinin tepkisi
(System behavior with a simulated fault of 25% in the all motors)



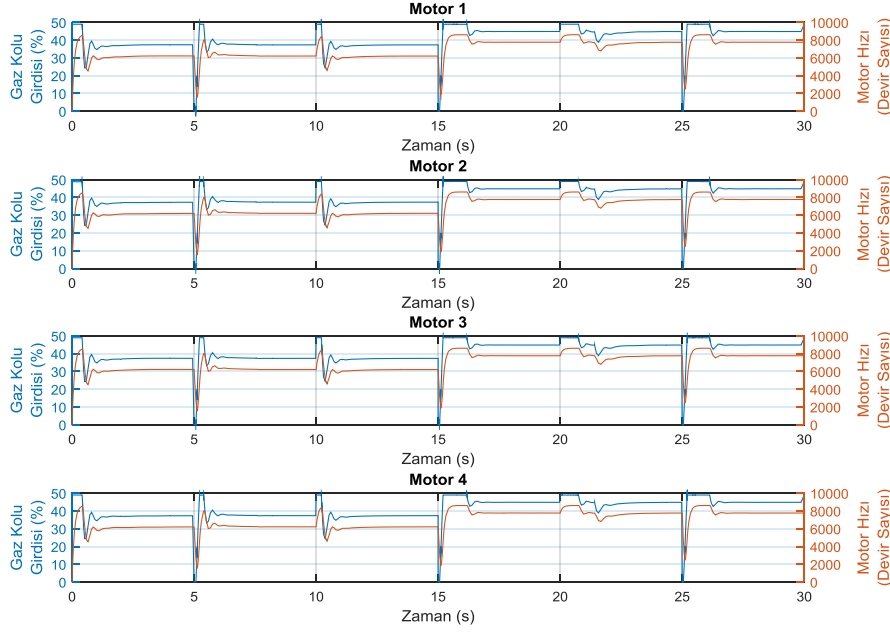
Şekil 13. Dört motorda %25 güç kaybında darbe girişi için motor tepkisi
(Motor responses with a simulated fault of 25% loss in the all motors for impulse input)



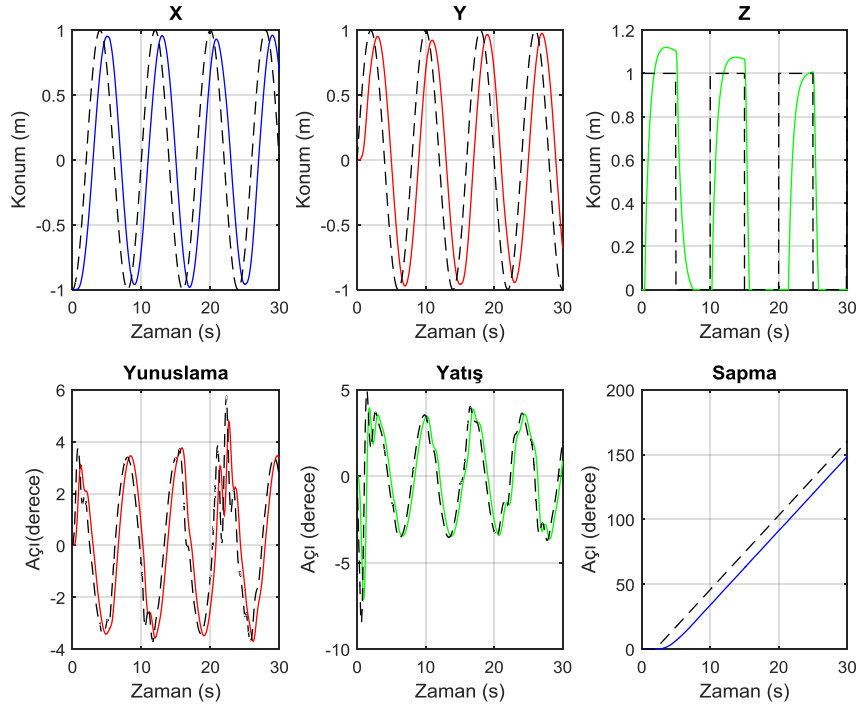
Şekil 14. Dört motorda %25 güç kaybında darbe girişi için durum değişkenlerinin tepkisi
(System behavior with a simulated fault of 25% in the all motors for impulse input)

İkinci senaryo olarak, önceki senaryodan farklı olarak irtifa girdisi olarak periyodu 10 saniye olan bir darbe girdi uygulanmıştır. Diğer tüm durumlar ise aynıdır. Bu senaryo, döner kanatın uçuş esnasında periyodik olarak irtifasının belli bir değere getirilmesi (1 m) ve diğer yarı periyotta ise sıfıra getirilmesi durumudur. Bu durumun fiziki karşılığı,

bataryada bazı zaman aralıklarında yaşanan temassızlıklar sonucu, döner kanatın bir an istenen irtifa değerine gelmesi ve yine bir anda tekrar temassızlık sonucu irtifanın kaybedilmesi şeklinde yorumlanabilir. 15. saniyeden sonra her bir motorun %25 güç kaybına uğradığı durum ele alınmıştır. Burada amaç, sistemin arızadan sonra ne kadar



Şekil 15. Dört motorda %20 güç kaybında motor tepkisi (Motor responses with a simulated fault of 20% loss in the all motors)

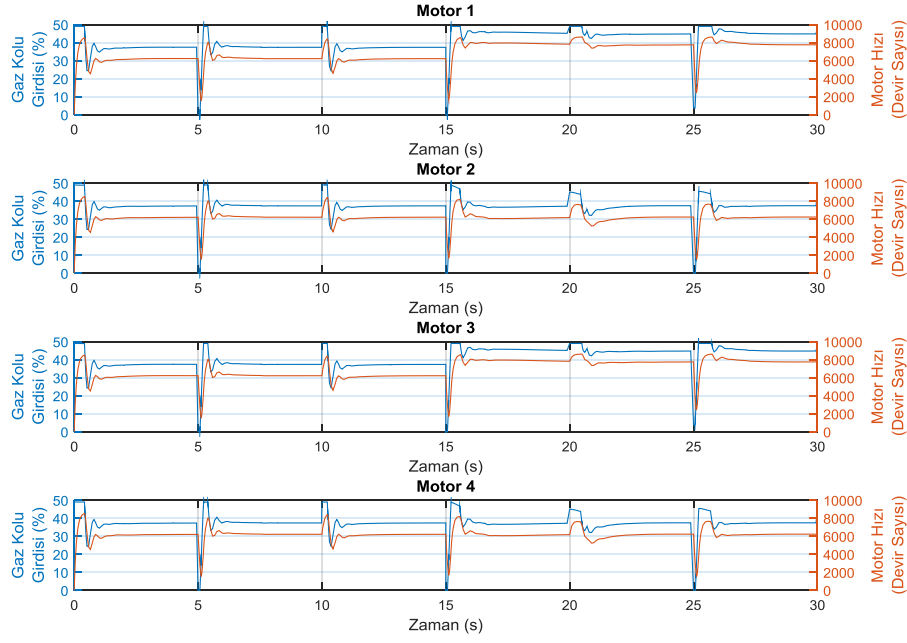


Şekil 16. Dört motorda %20 güç kaybında durum değişkenlerinin tepkisi (System behavior with a simulated fault of 20% in the all motors)

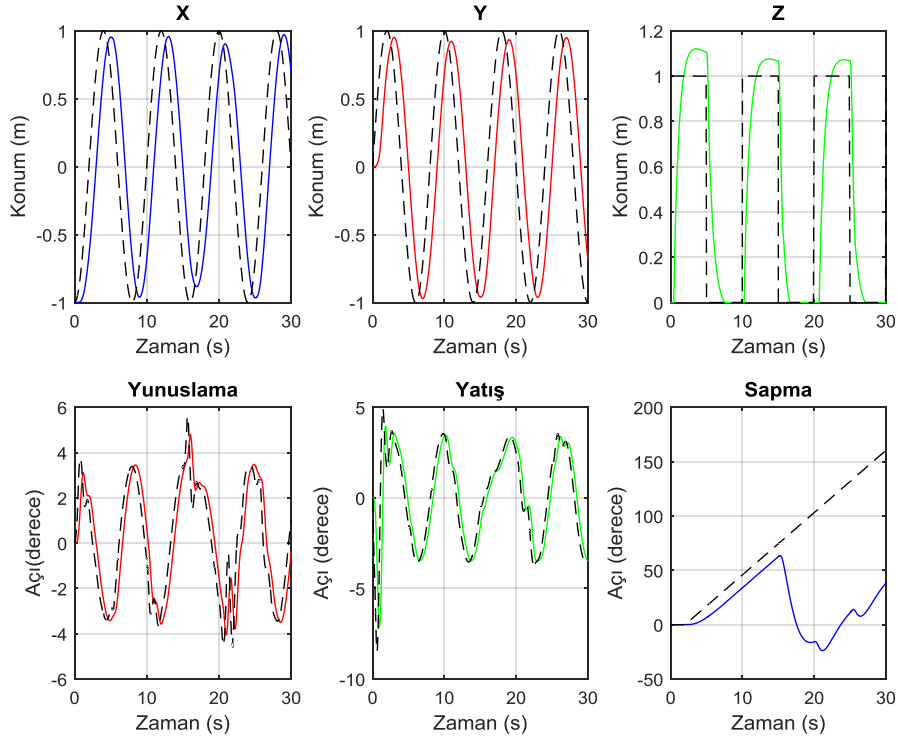
performanslı çalıştığını ölçmektir. Şekilden de görüldüğü üzere irtifa referansı arızadan önce takip edilebilirken arızadan sonra motorlar neredeyse doyum noktasında çalıştığından referans irtifaya bile ulaşamamaktadır.

Bununla beraber X ve Y pozisyonları için verilen referanslar belirli bir gecikmeyle izlenebilmektedir (Şekil 13, Şekil 14). Üçüncü senaryo, ikinci senaryodan farklı

olarak, motorlardaki güç kaybının %20 ile sınırlandırıldığı durumun incelenmesidir. Şekil 15 ve 16'dan da görüleceği üzere gecikmeli de olsa motorlar irtifa referansını yakalamaya başlamıştır. Buradan çıkarılabilecek sonuç, arıza miktarı sistem referansını takip edebilecek yükselme zamanını karşılıyorsa ilgili motor arızası gerçekleştiğinde pasif arıza toleranslı kontrol yeterli olacaktır. Aksi takdirde kontrol yapı modifikasyonuna ihtiyaç var demektir.



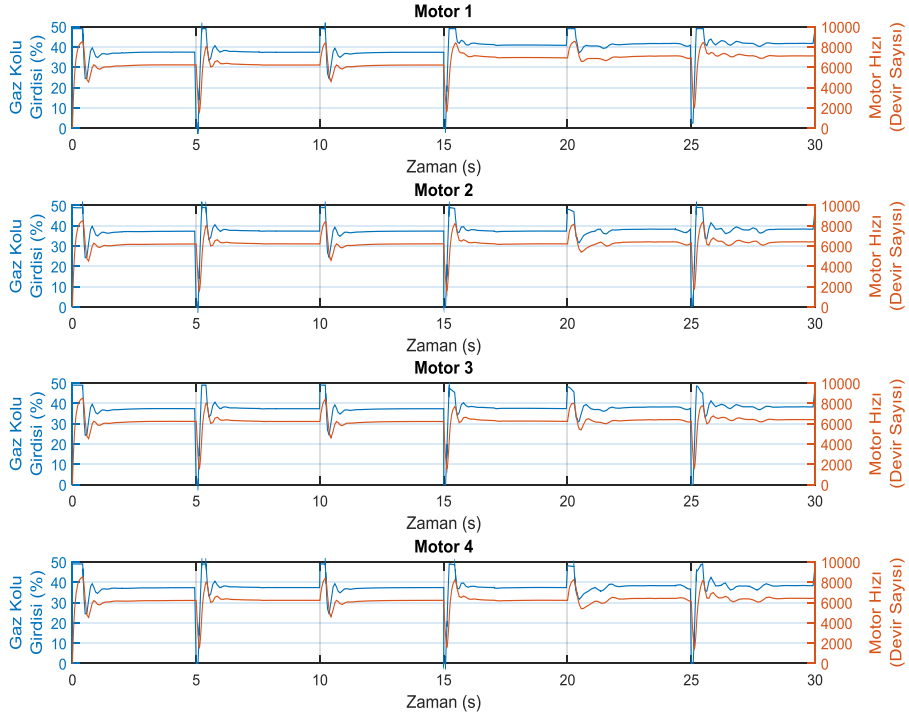
Şekil 17. 1 ve 3 numaralı motorlarda %20 güç kaybında motor tepkisi
(Motor responses with a simulated fault of 20% loss in the first and third motors)



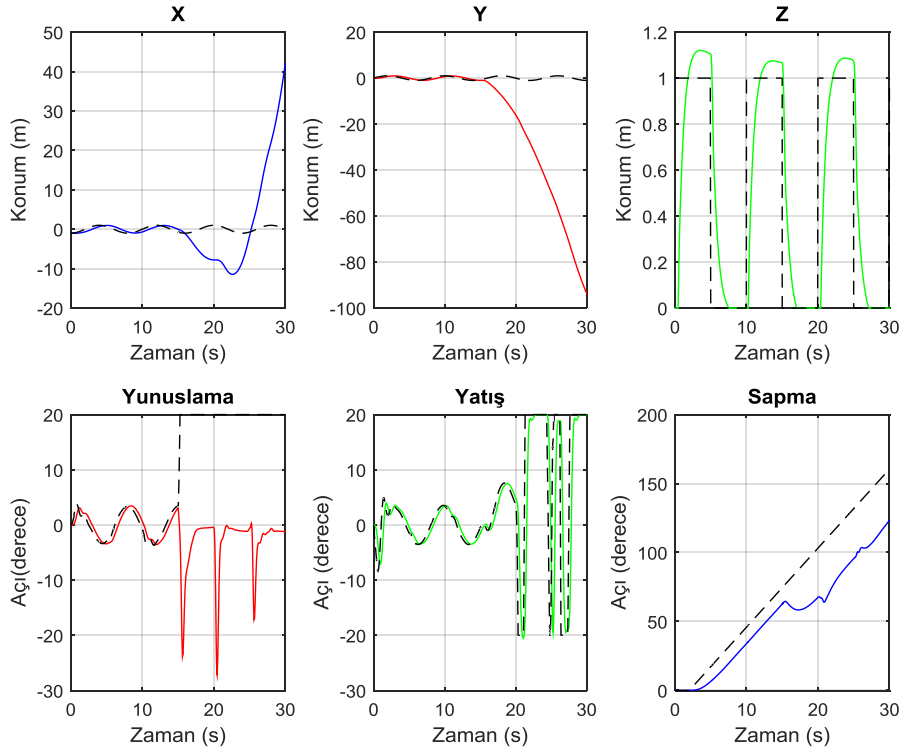
Şekil 18. 1 ve 3 numaralı motorlarda %20 güç kaybında durum değişkenlerinin tepkisi
(System behavior with a simulated fault of 20% in the first and third motors)

Dördüncü senaryoda, sadece 1 ve 3 numaralı motorlara, benzetimin 15. saniyesinde %20 güç kaybı etkisi durumu ele alınmıştır. Bu durumun gerçek hayattaki fiziki karşılığı, döner kanatın uçuş esnasında herhangi bir engele çarparak karşılıklı iki pervanesinin de aynı oranda zarar görmesi ve bu durumda da elde edilecek itkinin azalması şeklinde

düşünülebilir. Şekil 17'de, 15. saniyeden sonra 1 ve 3 numaralı motorlarda gaz kolu girdisi ve motor hızının arttığı görülmektedir. Şekil 18'de sapma hariç tüm durum değişkenlerinin referansı takip ettikleri görülmektedir. Sapma açısı ise kararlılığını kaybetmemekte ve sadece belirli bir hatayla referansı takip etmektedir.



Şekil 19. 1 numaralı motorda %10 güç kaybında motor tepkisi
(Motor responses with a simulated fault of 10% loss in the first motor)



Şekil 20. 1 numaralı motorda %10 güç kaybında durum değişkenlerinin tepkisi
(System behavior with a simulated fault of 10% in the first motor)

Son senaryoda ise, ilk motora 15. saniyede %10 güç kaybı durumu ele alınmıştır. Bu durumun gerçek hayattaki fiziki karşılığı, döner kanatın uçuş esnasında herhangi bir engele çarparak tek bir pervanesinin zarar görmesi ve bu durumda da elde edilecek itkinin azalması şeklinde düşünülebilir. Şekil 19'da, ilk motorun gaz kolu girdisinde ve motor hızındaki artış belirgin olarak görülmektedir. Şekil 20'de ise X ve Y durum değişkenleri kararlılığını kaybetmiştir. Buna rağmen irtifa referansı herhangi bir problem olmadan takip edilmektedir. Sapma açısında bir önceki senaryoya daha az olmakla birlikte kararlı hal hatası bulunmaktadır.

4. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmada doğrusal olmayan bir döner kanat için sistem tanılaması ve modellenmesi gerçekçi bir şekilde yapılmıştır. Tasarlanan kontrol sisteminin değişik şartlar altında performansı ölçülmüş ve belirli arıza koşullarında kontrol sisteminin gürbüz bir davranış sergilediği görülmüştür. İlk aşamada, döner kanatın belirli koşullar altında doğrusal olmayan model benzetiminin temelini oluşturan hareket denklemleri elde edilmiştir. İkinci aşamada, motor testi yapılmış motorun dinamikleri modellenerek benzetime dâhil edilmiştir. Üçüncü aşamada, klasik PID denetleyici yerine geliştirilmiş PID denetleyici kullanılarak kontrol döngüleri tasarlanmıştır. Kontrol yapısının kararlılığını göstermek adına farklı girdiler sisteme uygulanarak çıkışlar gözlemlenmiştir. Son olarak, oluşturulan yapının arıza durumlarında çalışması incelenmiştir. Sonuç olarak, belirli koşullar altında birtakım eyleyici arızalarının tolere edildiği görülmüştür. Daha güçlü motorlar kullanılarak daha büyük güç kayıplarının olduğu durumlarda bile gerekli itkinin sağlanması sağlanabilir.

5. SİMGELER (SYMBOLS)

A:	Durum katsayılar matrisi
B:	Girdi katsayılar matrisi
F:	Taşıma kuvveti (N)
G:	Yerçekimi ivmesi (m/s^2)
I:	Eylemsizlik momenti (kgm^2)
J_{TP} :	Motorun dönüşünden kaynaklanan dönme eylemsizlik momenti (kgm^2)
k:	katsayı
l:	Döner kanatın ağırlık merkezi ile pervane arasındaki mesafe (m)
m:	Döner kanat kütlesi (kg)
n:	katsayı
P:	x eksenine etrafındaki yatış hızı (rad/sec)
PD:	Proportional + Derivative
PID:	Proportional + Integral + Derivative
Q:	y eksenine etrafındaki yatış hızı (rad/sec)
R:	z eksenine etrafındaki yatış hızı (rad/sec)
u:	Kontrol girdisi
w:	Motorun devir sayısı (devir/min)
x:	x eksenindeki konumu (m)
y:	y eksenindeki konumu (m)
z:	z eksenindeki konumu (m)
b:	İtki katsayısı (Ns^2)

d:	Tork katsayısı (Nms^2)
θ :	Yunuslama açısı (rad)
ψ :	Sapma açısı (rad)
ϕ :	Yatış açısı (rad)

KAYNAKLAR (REFERENCES)

1. Nonami K., Kendoul F., Suzuki S., Wang W., Nakazawa D., Autonomous Flying Robots, Springer, Tokyo, 2010.
2. Di L., Cognitive formation flight in multi-unmanned aerial vehicle-based personal remote sensing systems, Master of Science, Utah State University, Electrical Engineering, Logan, Utah, USA, 2011.
3. Milosevic B., Naldi R., Farella E., Benini L., Marconi L., Design and Validation of an Attitude and Heading Reference System for an Aerial Robot Prototype, American Control Conference, Montreal, 2012.
4. VanKampen D.A., Simulator Centered Design: Abstracting the Operating Environment on Radio Controlled Airplane Autopilot Development, Master of Science, Marquette University, Computing, Milwaukee, Wisconsin, USA, 2012.
5. Dydek Z.T., Annaswamy A.M., Lavretsky, E., Adaptive Control of Quadrotor UAVs: A Design Trade Study With Flight Evaluations, IEEE Transactions on Control Systems Technology, 21 (4), 1400-1406, 2013.
6. Raffo G.V., Ortega M.G., Rubio F.R., An Integral Predictive/Nonlinear H Control Structure For a Quadrotor Helicopter, Automatica, 46, 29-39, 2010.
7. Hoffmann F., Goddemeier N., Bertram T., Attitude Estimation and Control of a Quadcopter, IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, Taipei, Taiwan, 2010.
8. Gautam D., Ha C., Control of a Quadrotor Using a Smart Self-Tuning Fuzzy PID Controller, International Journal of Advanced Robotic Systems, 10 (380), 1-9, 2013.
9. Chee K.Y., Zhong Z., Control, Navigation and Collision Avoidance for an Unmanned Aerial Vehicle, Sensors and Actuators A: Physical, 190, 66-76, 2013.
10. Sadeghzadeh I., Mehta A., Chamseddine A., Zhang Y., Active Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Based on Gain- Scheduled PID Control, 25. IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, 2012.
11. Yu B., Zhang Y., Minchala I., Qu Y., Fault-tolerant Control with Linear Quadratic and Model Predictive Control Techniques Against Actuator Faults in a Quadrotor UAV, Conference on Control and Fault-Tolerant Systems, Nice, Fransa, 2013.
12. Lanzon A., Freddi A., Longhi S., Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure, AIAA Journal of Guidance, Control and Navigation, 37 (2), 580-591, 2014.
13. Sadeghzadeh I., Mehta A., Zhang Y., Fault Tolerant Control of a Quadrotor Helicopter Using Model

- Reference Adaptive Control, ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference, Washington, USA, 2011.
14. Sharifi F., Mirzaei M., Gordon B.W., Zhang Y., Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Using Sliding Mode Control, Conference on Control and Fault Tolerant Systems, Nice, France, 2010.
 15. Amoozgar M.H., Chamseddine A., Zhang Y., Fault-Tolerant Fuzzy Gain-Scheduled PID for a Quadrotor Helicopter Testbed in the Presence of Actuator Faults, IFAC Conference on Advances in PID Control, Brescia, Italy, 2012.
 16. Pamadi B.N., Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes, AIAA Education Series, Reston, Virginia, ABD, 1998.
 17. Önkol M., Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Modellenmesi ve Kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Entitüsü, 2010.
 18. Corke P., Robotics, Vision and Control - Fundamental Algorithms in MATLAB, Springer-Verlag, Berlin, 2013.
 19. Bresciani, T., Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Yüksek Lisans Tezi, Lund Üniversitesi, 2008.
 20. Henriques B.S.M., Estimation and Control of a Quadrotor Attitude, Master of Science, Instituto Superior Técnico, Lisbon University, Portugal, 2011.
 21. Güçlü A., Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor, Yüksek Lisans Tezi, Atılım Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 2012.
 22. Salem F.A., Controllers and Control Algorithms: Selection and Time Domain Design Techniques Applied in Mechatronics Systems Design (Review and Research) Part I, International Journal of Engineering Sciences, 2 (5), 160-190, 2013.
 23. Számel L., Adaptive PF (PDF) Speed Control for Servo Drives, International Journal of Automation and Power Engineering (IJAPE), 2 (4), 65-73, 2013.