

DÖRT ROTORLU İHA İÇİN H_∞ LOOP SHAPE YÖNTEMİ İLE DENGLEYİCİ OTOPİLOT TASARIMI

Övünç Elbir¹, Hüseyin Yıldız^{1,2}, Coşku Kasnakoğlu¹

¹Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara
{oelbir,hyildiz,kasnakoğlu}@etu.edu.tr

²Elektronik Mühendisliği Bölümü
Kara Harp Okulu, Ankara

Özetçe

Günümüzde dört rotorlu araçlar birçok alanda kullanılmalarından dolayı insansız hava araçları içinde sıklıkla kullanılan platformlar durumuna gelmişlerdir. Aynı zamanda 3 boyutlu uzaydaki uçuş kabiliyetleri sayesinde (dikey kalkış-iniş, bulundukları yerde havada asılı kalabilme, agresif manevra yetenekleri vb.) özellikle kontrol alanında büyük bir akademik potansiyel oluşturmaktadırlar. Bu çalışmada da MATLAB/Simulink ortamında her türlü dört rotorlu aracın dinamik modellenmesi ve kontrolüne imkân sağlayan yazılımsal bir paketten faydalanılmıştır.(Quad-Sim) Elde bulunan mevcut bir platform dinamik olarak modellenmiş ve dengeleyici bir otopilot tasarımı için, fiziksel sistem hem yazılım paketinde mevcut olan PID kontrolcü ile simüle edilmiş hem de H_∞ Loop Shape yöntemi ile tasarlanan yeni kontrolcü uygulanarak sonuçlar karşılaştırılmıştır.

1. Giriş

Son yıllarda insansız hava araçları birçok araştırma şirketinin dahil olduğu bir alan haline gelmiştir ve bu alanda birçok başarılı çalışma ortaya konmuştur. [1,2]Bu araçlar özellikle askeri alanda keşif, gözetleme ve takip faaliyetlerinde olmakla birlikte zirai ilaçlama, hava fotoğrafçılığı, taşımacılık, film sektörü, haritalama gibi birçok değişik alanda kullanılmaktadırlar[2-4]. Kullanım alanları ve amaçlarının artmasıyla birlikte, özellikle insan faktörünün sınırlarını zorlayacak esneklikte ve riskli görevlerde kullanılabilmesi için, oto pilot sistemleri geliştirme çabaları da artmaktadır. [1] Özellikle dört rotorlu insansız hava araçları (quadrotors) diğer insansız hava araçlarına göre sahip oldukları avantajları nedeniyle; (agresif manevra, bulunduğu yerden dikey olarak iniş ve kalkış yapabilme, havada asılı kalma, 4 rotor sayesinde fazla yük taşıyabilme, vb.) sıkça tercih edilmektedirler[5]. Quadrotorlar uzaktan kumanda ile kontrol edilebildikleri gibi, donanımlarına ve yazılımlarına eklenen otomatik pilot sayesinde otonom uçuşlar da gerçekleştirebilmektedirler. [6-7].

Piyasada dört rotorluların yaygınlaşması ve ticari anlamda da önemli bir paya sahip olması ile birlikte bu alanda birçok farklı algılayıcı ve işlemcilerle donatılmış oto pilot sistemleri bulunmaktadır. Çalışmalar sayesinde Geliştirmeye tamamen

kapalı modellerin yanında değişikliklere izin veren açık kaynak kontrol uygulamaları da bulunabilir hale gelmiştir. Birçok firma ve araştırmacı geliştirmeye açık ürünler ortaya koyarak bu alanda çalışmaları desteklemektedirler.[[2,8-13,14,15,16,17,18].

Mevcut oto-pilot sistemlerinin büyük bölümünde PID tabanlı kontrolcüler kullanılsa da, bulanık mantık (Fuzzy Logic), sinir ağları (Neural Network), LQG (Linear Quadratic Gaussian) tabanlı kontrolcü algoritmaları da sıklıkla kullanılmaya başlanmıştır [19-21].

Bu çalışmada MATLAB/Simulink üzerinde açık kaynak olarak oluşturulmuş bir dört rotorlu insansız hava aracı modelinden [14] faydalanılarak bir yeni bir modelleme yapılmış ve açık kaynak çalışmanın PID kontrolcü kullanılarak elde ettiği sonuçları tasarlanan bir H_∞ kontrolcü ile değiştirilerek daha etkin bir kontrol sağlanmıştır.

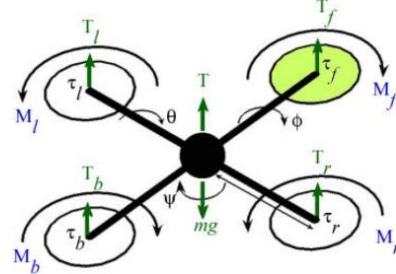
2. Uygulama ve Yöntem

Dört rotorlu İHA modeli Şekil 1'de görülmektedir.

M_L, M_R, M_F, M_B momentleri pervanelerin dönüşünden oluşan momentlerdir ve yaw kontrolü için kullanılır. Karşılıklı pervaneler aynı dönüş yönüne ve hatveye sahip oldukları için aynı tarafa doğru moment uygularlar. Motorların dönüşüyle oluşan, τ_L, τ_R kuvvetleri ile yalpa kontrolü ve son olarak τ_F, τ_B kuvvetleri ile yunuslama kontrolü sağlanır.

$$T = T_L + T_R + T_F + T_B(1)$$

olduğu şekilden açıkça görülebilmektedir.



Şekil 2.2: Dört Rotor İHA temel kontrol

2.1. Matematiksel Model

Kullanılan modelin[14] durum denklemlerini elde etmek için ilk önce açısız hız durum denklemlerini Denklem-2'deki gibi yazabiliriz.

$${}^b\dot{\omega}_{b|i} = (J^b)^{-1} [M_{A,T}^b - \Omega_{b|i}^b J^b \omega_{b|i}^b] = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Bu denklem yalpa(P), yunuslama(Q) ve sapma(R) değişimlerini eylemsizlik momenti, açısız hızlar ve motor ve pervaneler tarafından ortaya çıkan momentler ile ifade etmektedir.

Açısız hızlar;

$$\Omega_{b|i}^b = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Euler açılarındaki değişim oranı matrisi;

$$\Phi = H(\Phi) \omega_{b|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4)$$

olacak şekilde gösterilebilir.

$$\begin{aligned} C_{11} &= \begin{bmatrix} c(\theta) c(\psi) \\ (-c(\phi) s(\psi) + s(\phi) s(\theta) c(\psi)) \\ (s(\phi) s(\psi) + c(\phi) s(\theta) c(\psi)) \end{bmatrix}, \\ C_{12} &= \begin{bmatrix} c(\theta) s(\psi) \\ (c(\phi) c(\psi) + s(\phi) s(\theta) s(\psi)) \\ (-s(\phi) c(\psi) + c(\phi) s(\theta) s(\psi)) \end{bmatrix}, \\ C_{13} &= \begin{bmatrix} -s(\theta) \\ s(\phi) c(\theta) \\ c(\phi) c(\theta) \end{bmatrix}, \text{ olacak şekilde;} \\ C_{b|i} &= [C_{11}, C_{12}, C_{13}] \end{aligned} \quad (5)$$

Denklem-5 ile gösterilen ZYX dönüşüm matrisi hız ve konum durum denklemlerinin çözülebilmesi açısından önem arz etmektedir.(s, c sırası ile $\sin$ ve $\cos$ fonksiyonlarını göstermektedir)

Son olarak hız durum denklemi;

$${}^b\dot{v}_{CM|i}^b = \left(\frac{1}{m}\right) F_{A,T}^b + g^b - \Omega_{b|i}^b \omega_{CM|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Pozisyon durum denklemi;

$${}^i\dot{P}_{CM|i}^i = C_{i|b} v_{CM|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

olacak şekilde gösterilebilir.

2.2 Modelin Lineerleştirilmesi ve Kontrolcü Tasarımı

H_∞ çevrim şekillendirme yöntemi önce stabil-minimum-phase bir loop-shaping hesaplar, ardından biçimlendirilmiş sistem $G_s = GW$ kare bir denklemdir (squaring-down prefilter W), ayrıca istenilen biçim G_d 'yi hasasiyeti iyi, frekans aralığı $\{w_{min}, w_{max}\}$ olarak başarır. Buna ek olarak aşağıdaki denklem 8 sağlanmalıdır.

$$\sigma(G_d) \approx \sigma(G_s), \quad \forall w \quad (8)$$

Bu metodoloji GCD formülleri kullanılarak oluşturulur. Diğer yandan, normalleştirilmiş göreceli asal faktör teorisi, biçimlendirilmiş sistem için bir optimal çevrim şekillendiren kontrolcü hesaplamak için kullanılır. Göreceli asal faktörizasyonu için, bazı gerekli tanımlar verilmiştir;

$$G = M^{-1}N \quad (9)$$

Herhangi bir pertürbe edilmiş sistem aşağıdaki gibi yazılabilir

$$G_\Delta = (M + \Delta_M)^{-1}(N + \Delta_N) \quad (10)$$

Δ_M ve Δ_N , nominal sistemdeki kararsızlıkları belirten stabil, bilinmeyen transfer fonksiyonlardır. Gürbüz kontrolcü tasarımının amacı, sadece nominal sistemin değil ayrıca denklem 11'de verilen pertürbe edilmiş sistemin ailesinin de K kontrolcüsü tarafından kararlı hale getirilmesidir.

$$G_\varepsilon = \left\{ (M + \Delta_M)^{-1} (N + \Delta_N) : \|\Delta_M, \Delta_N\|_\infty < \varepsilon \right\} \quad (11)$$

Gürbüz kararlılık için, dahili kararlılık nominal ve pertürbe sistem için sağlanmak zorundadır. Dahası, eğer (M, N, K, ε) gürbüzce stabil olan bir K mevcutsa, o zaman (M, N, ε) kararlılık marjini ε olan gürbüzce kararlı hale getirilebilir, denir. Gürbüz kararlılık için denklem 12 ve 13 sağlanmalıdır.

$$(I - GK)^{-1}, K(I - GK)^{-1},$$

$$(I - GK)^{-1}G, (I - KG)^{-1} \in RH_\infty$$

$$\det(I - GK)(\infty) \neq 0(12)$$

$$\inf_K \left\| \begin{bmatrix} K(I - GK)^{-1}M^{-1} \\ (I - GK)^{-1}M^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (13)$$

Burada infimum, kararlaştıran tüm K kontrolcülerini için seçilmiştir. H_∞ optimizasyon problemi, ε^{-1} 'in olabildiğince küçük seçilmesine izin verir. Gürbüz kararlaştırma problemi Doyle formülizasyonuna dönüştürülebilir:

$$P \triangleq \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ M^{-1} & G \\ M^{-1} & G \end{bmatrix} \quad (14)$$

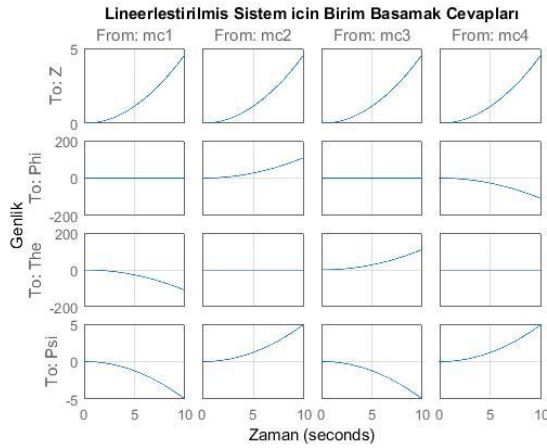
olsun. O zaman denklem 10, şu denkleme denktir:

$$\inf_K \|F_L(P, K)\|_\infty \leq \varepsilon^{-1} \quad (15)$$

K tüm kararlılaştıran kontrolcü olarak ve H_∞ optimizasyon problemi için standart sistem olarak seçilmiştir. Bunlara ek olarak, tasarlanan kontrolcü için son ifade denklem 13'te verilmiştir.

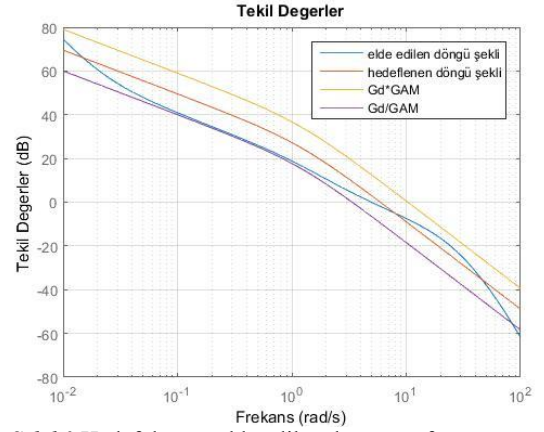
$$K_{\text{final}} = WK \quad (16)$$

Çözüm olarak verilen sistemin, hassasiyeti, tamamlayıcı hassasiyeti, istenen biçimi ve başarılı biçimli diyagramları Şekil 3'ta verilmiştir. Çok giriş – çok çıkış sistemin basamak cevapları Şekil 2'de verilmiştir.

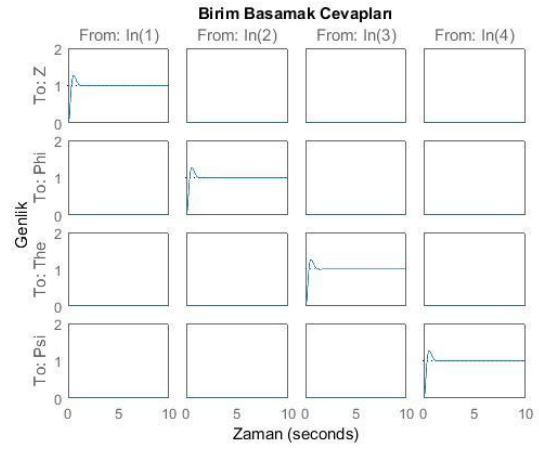


Şekil 2: Lineerleştirilmiş sistemin birim basamak cevabı

H_∞ optimal kontrol sistemleri bozucu etkilerini en aza indirerek dayanıklı kararlılık sağladığından günümüzde bir çok uygulamada tercih edilmektedir. Gürbüz kararlılık için hedef döngünün yüksek frekanslarda düşük kazancı olması, modelin iyi olduğu frekanslarda yüksek kazançlı olması ve son olarak 0dB değerinde kırılmanın olmasına dikkat edilerek hedef döngü deneysel olarak bulunmuştur. Elde edilen sonuçlar Şekil 3 ve Şekil 4'te görüldüğü gibidir.

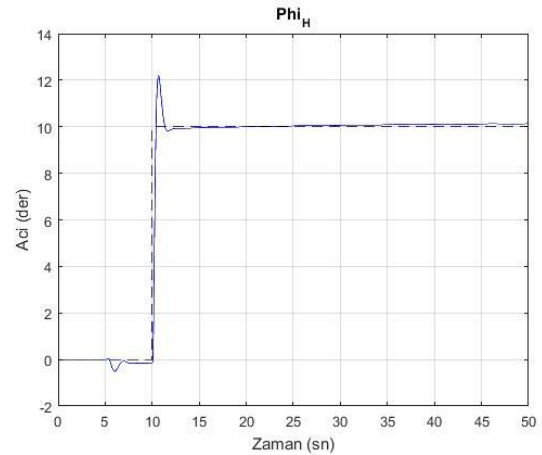


Şekil 3: Hedef döngü, elde edilen döngü performans ve gürbüzlük karşılaştırması

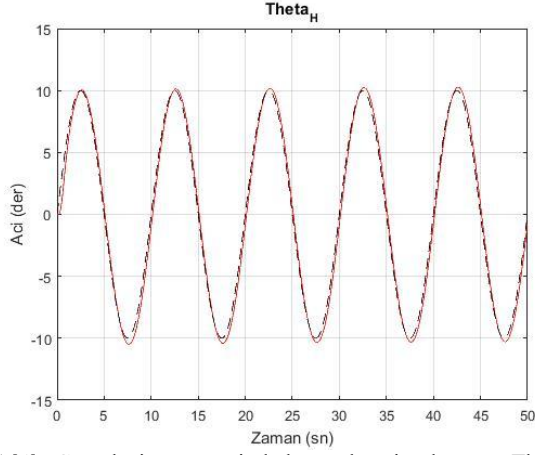


Şekil 4: Lineerleştirilmiş sistem için tasarlanan H_∞ kontrolcü altındaki sistem için birim basamak cevapları

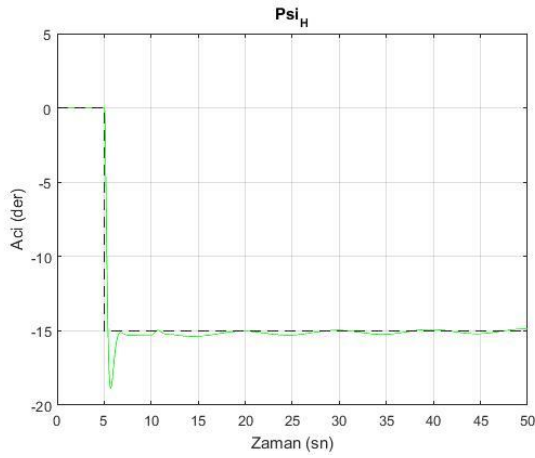
Şekil 4'te elde edilen sonuçların, kontrolcünün performansının değerlendirilmesi adına gerçek sistem üzerinde (lineer olmayan) denenmesi gerekmektedir.



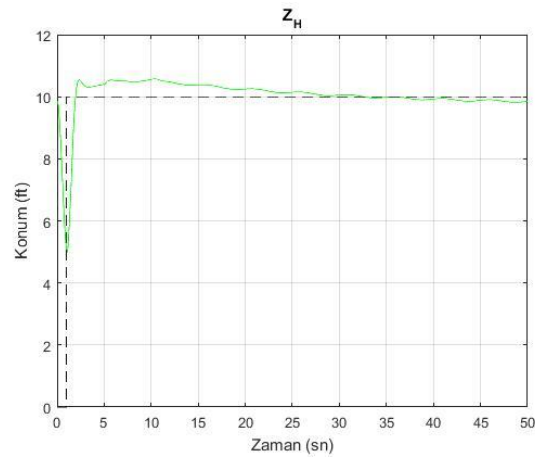
Şekil 5: Gerçek sistem üzerinde kontrolcü simülasyonu Φ açısı- Φ referansı



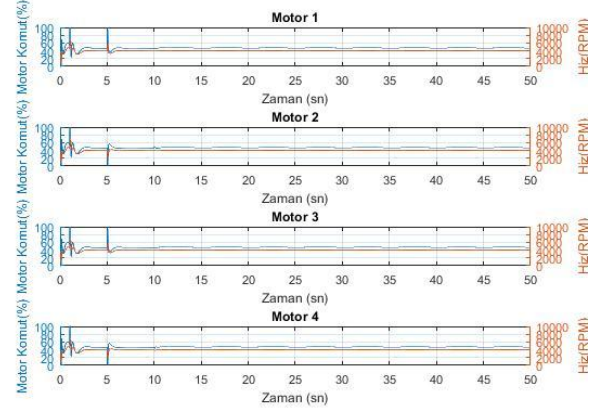
Şekil 6: Gerçek sistem üzerinde kontrolcü simülasyonu Theta acisi-Theta referansı



Şekil 7: Gerçek sistem üzerinde kontrolcü simülasyonu Psi acisi-Psi referansı



Şekil 8: Gerçek sistem üzerinde kontrolcü simülasyonu Yükseklik-Yükseklik referansı



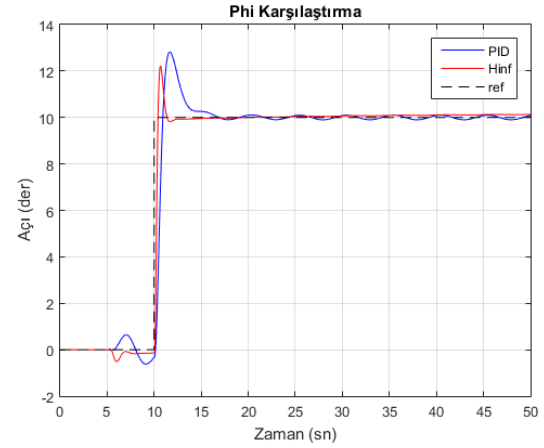
Şekil 9: Gerçek sistem üzerinde kontrolcü simülasyonu Kontrolcü Motor Çıkışı-Motorun Dönme Hızı

Şekil 5-6-7-8 'de görüldüğü gibi tasarlanan kontrolcü istenen referans değerlerini başarı ile takip etmektedir.

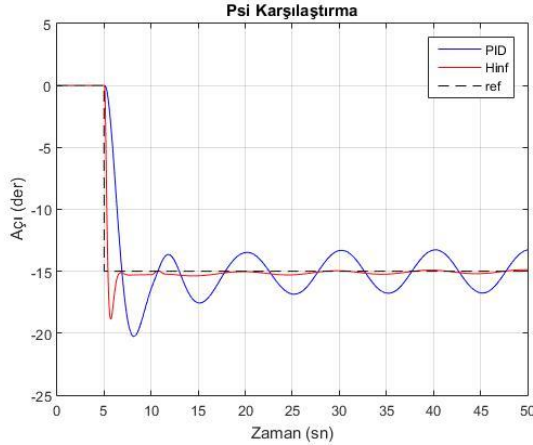
Kontrolcü tasarımı yapılırken dikkat edilmesi gereken hususlardan bir tanesi de eyleyici girişleridir. Şekil 9'da kontrolcünün oluşturduğu motor girişleri ve motorun gerçek hızları görülmektedir. Kontrolcü tasarımı yapılırken maksimum giriş sature edilmiştir.

3. Tartışma, Sonuçlar ve Gelecek Çalışmalar

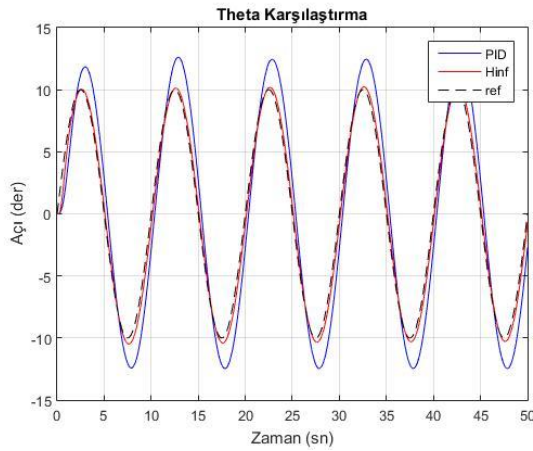
Yapılan simülasyonlarda elde edilen dört rotor İHA duruş verileri aşağıda sırasıyla gösterilmiştir. Dört rotorlunun davranışsal verileri gerçek sistem için PID kontrolcü ile elde edilen veriler ile yeni tasarlanan H_∞ kontrolcü verileri karşılaştırılmıştır.



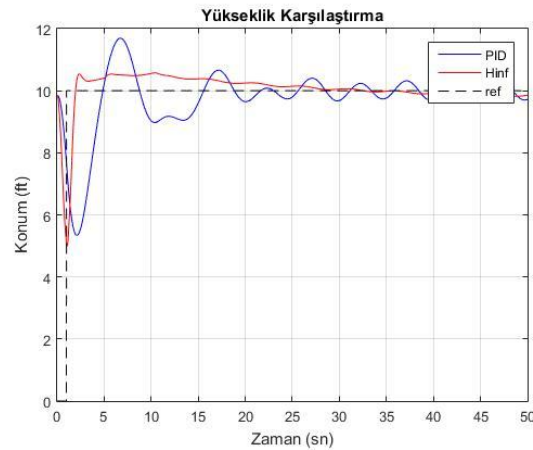
Şekil 10: Phi referansını PID kontrolcü ve Tasarlanan (H_∞) kontrolcünün takibi.



Şekil 11:Psi referansını PID kontrolcü ve Tasarlanan (H_{∞}) kontrolcünün takibi.



Şekil 12:Theta referansını PID kontrolcü ve Tasarlanan (H_{∞}) kontrolcünün takibi.



Şekil 13:Z referansını PID kontrolcü ve Tasarlanan kontrolcünün takibi.

Şekil 10, 11, 12 ve 13'de görüldüğü üzere tasarlanan kontrolcü PID kontrolcünden çok daha başarılı bir şekilde verilen referansı takip etmiştir. Dönüş açılarındaki oturma sürelerinin kısalmasının özellikle daha agresif

manevra hareketlerine imkan sağlayacağı değerlendirilmektedir.

Simülasyon sonuçlarında elde edilen verilerin karesel hata karşılaştırmaları tablo 1'de sunulmuştur.

Tablo 1: PID Kontrolcü ve Tasarlanan Kontrolcü Karesel Hata Farkları

	PID Kontrolcü	Tasarlanan Kontrolcü (Hinf)
Psi	124.2	50.7
Phi	51.9	33.2
Theta	123.8	30.3
Z	83.20	61.6

Tablo 1'den de görüldüğü üzere tasarlanan kontrolcü özellikle dönüş açılarında çok iyi bir performans sergilemiştir.

Çalışmanın geldiği bu noktadan sonra tasarlanan kontrolcünün gerçek sistem üzerinde denenmesi planlanmaktadır. Bu hedefte ilk olarak tasarım aşaması yeni tamamlanan 3 eksen tam tur serbest dönebilen test düzeneğinde sonrasında da uçuş testleri yapılarak kontrolcü denenecektir. Başarılı sonuçların alınmasıyla birlikte geleneksel otopilot sistemlerinde olduğu gibi iç döngü kontrolcüsüne (davranışsal dengeleme), dış döngü kontrolcüsü de eklenerek tam otonom olarak istenen rota ve irtifada istenilen hızda uçuş görevleri yapabilecek yeteneğe sahip bir otopilot tasarlanması planlanmaktadır.

4. Teşekkür

Bu çalışmayı kaynaklarını kullanarak destekleyen TOBB ETÜ'ye teşekkür ederiz.

5. Kaynakça

- [1] Gupte, S., Mohandas, P. I. T., & Conrad, J. M. . "A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles," In Southeastcon, 2012 Proceedings of IEEE (pp. 1-6). Mart 2012
- [2] Gao, C., Yuan, Q., Shang, H., & Li, X., "Design and implementation of a quadrotor for indoor swarm research," In *Chinese Automation Congress (CAC)*, 2015 (pp. 390-394). Kasım 2015
- [3] Jodeh, N., Blue, P., Waldron, A., "Development of Small Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling and Simulating with Flight Test Validation", AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Washington DC, U.S.A, 2006.
- [4] Erdos, D., Watkins, S.E., "UAV Autopilot Integration and Testing," IEEE Region 5 Conference, Kansas City, U.S.A., Nisan 2008.
- [5] Erginer, Bora, and Erdinc Altug. "Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle," In Intelligent Vehicles Symposium, 2007 IEEE, pp. 894-899. 2007.

- [6] Stojcsics, D., Molnar, A., "Fixed-wing small-size UAV navigation methods with HIL simulation for AEROBot autopilot," IEEE 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics (SISY), 241-245, Eylül 2011.
- [7] J.M. Sullivan, Evolution or revolution? The rise of UAVs, IEEE Technology and Society Magazine, 25(3), 43-49, Eylül 2006
- [8] Ta-ming Shih, Ho-chung Chang, "FPGA based hardware in the loop test platform of small size UAV," IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA), 551-556, Aralık 2009.
- [9] Shatat, D., & Tutunji, T. A. (2014, February). "UAV quadrotor implementation: A case study," In *Systems, Signals & Devices (SSD), 11th International Multi-Conference on* (pp. 1-6). 2014
- [10] Dong, W., Gu, G. Y., Zhu, X., & Ding, H., "Development of a quadrotor test bed--modelling, parameter identification, controller design and trajectory generation," *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 12. 2015
- [11] Jun, J., Juntong, Q., Dalei, S., & Jianda, "H. Control platform design and experiment of a quadrotor," In *Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese* (pp. 2974-2979). IEEE, Temmuz 2013
- [12] Meier, L., Tanskanen, P., Fraundorfer, F., & Pollefeys, M., Pixhawk: "A system for autonomous flight using onboard computer vision," In *Robotics and automation (ICRA), 2011 IEEE international conference on* (pp. 2992-2997). Mayıs 2011
- [13] Pixhawk website [Online]. Available: <http://www.pixhawk.org>
- [14] D. Hartman, K. Landis, M. Mehrer, S. Moreno, J. Kim and B. C. Chang, Quadcopter Dynamic Modeling and Simulation (Quad-Sim), Senior Design Project, Drexel University, 2014.
- [15] O.Elbir, A.U.Batmaz, C.Kasnakoglu "Improving Quadrotor 3-Axes Stabilization Results Using Empirical Results and System Identification" Proceedings of the ASSC 2013, Istanbul, Turkey.
- [16] Elbir Ö., Kasnaoğlu C., *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı İçin Dengeleyici Otopilot Tasarımı*, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, Kocaeli, Eylül 2014.
- [17] A.U.Batmaz, O.Elbir, C.Kasnakoglu "Quadrotor Roll and Pitch Stabilization Using System Identification Based Redesign of Empirical Controllers" Proceedings of the MIC 2013, Innsbruck, Austria
- [18] A.U.Batmaz, O.Elbir, C.Kasnakoglu "Design of a Quadrotor Roll Controller Using System Identification to Improve Empirical Results" IJMMM 2013 Vol.1(4): 347-349.
- [19] M. Kumon, Y. Udo, H. Michihira, M. Nagata, I. Mizumoto, Z. Iwai, "Autopilot system for Kiteplane," "IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 11(5), 615-624, Ekim 2006.
- [20] Santoso, F., Liu, M., Egan, G.K., Linear quadratic optimal control synthesis for a uav, 12th Australian International Aerospace Congress (AIAC 12), Melbourne, Australia, Mart 2007.
- [21] Tang, Y., Zhang, H., & Gong, J., Adaptive-fuzzy sliding-mode control for the attitude system of a quadrotor. In *Chinese Automation Congress (CAC)*, 2015 (pp. 1075-1079). IEEE. Aralık 2015.