

YATAR ROTORLU ÜÇ PERVANELİ İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE KONTROLÜ

Abdurrahim Muratoğlu¹ ve Ozan Tekinalp²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

İnsansız hava araçlarının sivil ve askeri kullanım alanları ve kabiliyetleri her geçen gün artmaktadır. Farklı tür hava araçlarının artılarını tek bir konfigürasyon üzerinde birleştirebilen dikine iniş kalkış yapabilen bir insansız hava aracı tasarlanmıştır. Araç kanatlı ve iki ön yatar pervaneli trikopter şeklinde tasarlanmış, matematiksel modeli türetilmiş, doğrusal kontrolcüler ile konum ve irtifa kontrolü, simülasyon ortamında gerçekleştirilmiştir.

TERİMLENDİRME

F	:Kuvvet
T	:Tork
b	:Ön pervaneler ve ağırlık merkezi doğrultusu arasındaki mesafe
l_f	:Ön pervane çizgisi ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe
l_r	:Arka pervane ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe
γ	:Ön rotorların eğilme açısı
R	:Pervane yarıçapı
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	:Atalet momentleri
x, y, z	:Atalet çerçevesinde pozisyonlar
ϕ, θ, ψ	:Yuvarlanma, yunuslama ve yalpa momentleri
g	:Yerçekimi ivmesi
m	:Kütle

GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA), algılayıcı teknolojilerindeki gelişme nedeni ile, özellikle geçtiğimiz son birkaç onyılıda yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır. Bilhassa, elektronik ve sensör teknolojilerinde kaydedilen ilerlemeler sayesinde, İHA'lar bir devrim geçirmiş, farklı boy ve konfigürasyonlarda, çok çeşitli alanlarda görev ve sorumlulukları başarıyla yerine getirebilen araçlar konumuna yükselmiştir. Hava araçlarında insan faktörünün devre dışı bırakılması, ölüm ve yaralanma risklerinin azaltılması, üretim, işletme ve bakım masraflarının azaltılması, boyutların

¹Araştırma görevlisi, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: moglu@metu.edu.tr

² Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: tekinalp@metu.edu.tr

küçültülebilmesi ve kullanım alanlarının çeşitlendirilmesi gibi faydalar sağlamaktadır. İHA'lar, haritacılık, meteoroloji, arama-kurtarma, görüntüleme, iletişim, tarım ve ulaştırma gibi sivil alanlarda; gözetleme, keşif, işaretleme, bombalama, gibi askeri alanlarda uygulama imkanı sunmaktadır. [Nonami, 2012] Sektörde yaşanan gelişmeler, ilerlemeler ve üretim maliyetlerin düşmesi hobi amaçlı İHA'ların yaygınlaşmasına da zemin hazırlamıştır.

Her İHA her görev için uygun değildir, dolayısıyla yerine getirilmesi gereken görev tanımına göre İHA'nın yapısı değişmektedir. İHA'lar, sabit kanatlı, döner kanatlı, çırpınır kanatlı, havadan hafif hava aracı (HHHA) ve hibrit araçlar şeklinde genel olarak sınıflandırılabilir. [Nonami, 2012] Bahsedilen sınıflandırmalara uymayan farklı konfigürasyonlara sahip İHA türleri de mevcuttur.

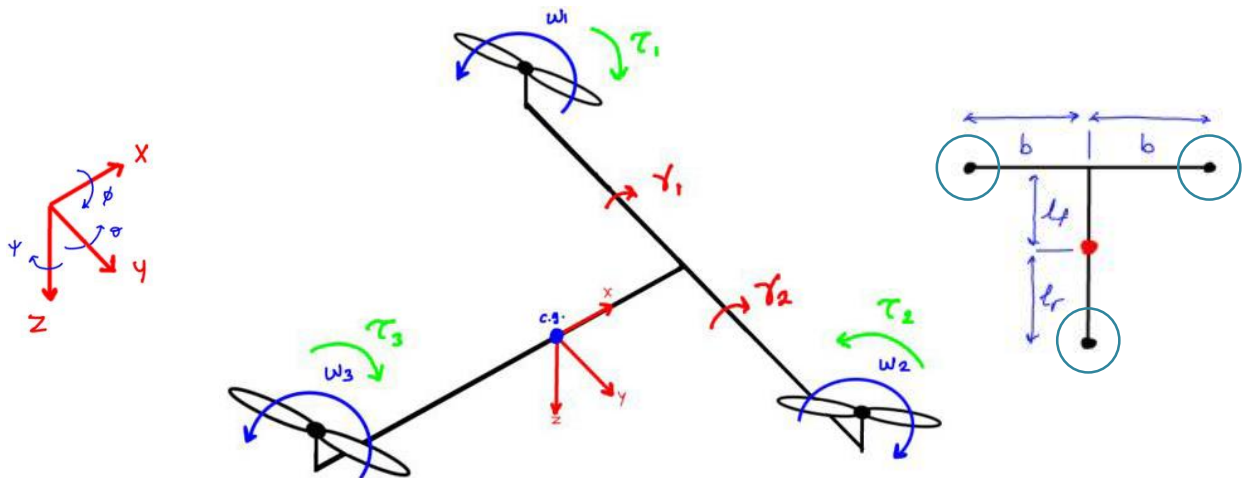
İHA'nın sahip olduğu konfigürasyon İHA'ya avantajlar veya dezavantajlar getirmektedir ve İHA'lardan beklenen misyonlarına göre konfigürasyonlar değişmektedir. [Hassanalian, 2017] Sabit kanatlı hava araçları, yüksek menzil, uzun uçuş süresi, yüksek hız, gibi avantajlara sahipken, düşük manevra kabiliyeti, askıda duramama, ve iniş-kalkış için piste ihtiyaç duyma gibi dezavantajlara sahiptir. Aksine, döner kanatlı hava araçları, kısa menzil, kısa uçuş süresi, düşük hız, gibi dezavantajlara sahipken, yüksek manevra kabiliyeti, askıda durabilme ve iniş-kalkış için bir piste ihtiyaç duymaması gibi avantajlara sahiptir. Hibrit hava araçlarında ise, farklı konfigürasyonların sahip olduğu avantajlar bir modelde biraraya getirilebilir.

Hibrit hava araçlarının farklı konfigürasyonlardaki avantajları biraraya getirebilmesi, hibrit hava araçlarının misyon ve kabiliyet yelpazesinin genişlemesi, işletme masraflarının azalması, gibi artılardan dolayı, hibrit araçlar geçmişten günümüze, ilgileri üzerine çekmiş ve bu alanda bir çok çalışma yapılmıştır. Halihazırda, üretilmiş ve kullanılan hibrit hava araçları mevcuttur. Amerika Birleşik Devletleri ordusunda aktif olarak kullanılan, dikine iniş-kalkış yapabilen (DİK), Bell-Boeing V-22 Osprey, DİK hava araçlarının en güzel örneklerinden biridir. Benzer iki pervaneli tasarımlar daha önce gerçekleştirilmiştir. [Okan, 2002], [Armutcuoglu, 2004]

DİK İHA'lar da çeşitli konfigürasyonlara sahiptirler ve itki ve kanat sistemlerinin sayısı, konum ve pozisyon durumlarına göre sınıflandırılmaktadırlar. [Saeed, 2015] Bu çalışmada, ikisi yatar üç pervaneli konfigürasyon seçilmesinin sebebi, bu konfigürasyonun DİK İHA'larda kullanılması durumunda diğer konfigürasyonlara göre avantajlara sahip olmasıdır. Yatar pervaneler, ikili sistemlerde bulunan, sabit ve tek yönlü itki sağlayan birden fazla pervanenin yerini almakta, yönlendirilebilme özelliği sayesinde, tek pervane ile farklı istikametlerde itki sağlayabilmekte, İHA'yı gereksiz motor yükünden kurtararak enerji sarfiyatını da azaltmaktadır. Üç pervaneli konfigürasyonun tercih edilmesinin sebebi ise, iki pervaneli sistemlerin kontrolünün zor olması ve hava aracının ileri uçuş aşamasında yüksek hızlara ulaşamamasıdır. [Nonami, 2012]

YÖNTEM

Matematiksel Model ve Uçuş Dinamiği



Şekil 1: Trikopter Konfigürasyonu

Tasarlanan konfigürasyon Şekil 1’de gösterilmiştir. Üç adet pervane T şeklindeki gövde uçlarına yerleştirilmiştir. 1 numaralı pervane 3 numaralı pervane ile aynı, 2 numaralı pervane farklı yönde dönmektedir. Önde konumlandırılan 2 rotor birbirinden bağımsız olarak ileri ve geri yatabilir, 3 numaralı rotor ise sabit olarak belirlenmiştir. Uçuş sırasında, farklı yönlerde dönen pervane sayısının eşit olmamasından dolayı ortaya çıkacak olan yalpa momenti, 1 ve 2 numaralı rotorların tamçevrik olarak açılanması ile dengelenecektir. İleri uçuş için gerekli itki kuvveti, ön pervanelerin, x eksenı doğrultusunda yatması ile sağlanacaktır.

Tablo 1: Semboller ve karşılıkları

Sembol	Açıklama	Değer
m	Kütle	4 kg
b	Ağırlık merkezi ve ön rotor arası mesafe	0.5 m
l_f	Ağırlık merkezi ve ön rotor eksenı arası mesafe	0.5 m
l_r	Ağırlık merkezi ve arka rotor arası mesafe	0.5 m
R	Pervane yarıçapı	0.2 m
I_{xx}	Gövdenin x eksenindeki ataleti	0.0804 kg*m ²
I_{yy}	Gövdenin y eksenindeki ataleti	0.0846 kg*m ²
I_{zz}	Gövdenin z eksenindeki ataleti	0.1468 kg*m ²
k_f	Pervanenin kuvvet katsayısı	4.7819*10 ⁻⁷
k_t	Pervanenin tork katsayısı	9.1997*10 ⁻⁹

Küçük açı yaklaşıklığı, pervane kaynaklı pervane göbeği kuvvetinin ve yuvarlanma momentinin ihmal edildiği varsayılarak ve Newton – Euler metodu kullanılarak, İHA’nın doğrusaldışı ötelenme ve dönme hareket denklemleri, atalet çerçevesinde aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\ddot{x} = \frac{F_x}{m} (\cos \psi \cos \theta) + \frac{F_z}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \quad (1)$$

$$\ddot{y} = \frac{F_x}{m} (\sin \psi \cos \theta) + \frac{F_z}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \quad (2)$$

$$\ddot{z} = \frac{F_x}{m} (-\sin \theta) + \frac{F_z}{m} (\cos \theta \cos \phi) + g \quad (3)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{T_x}{I_{xx}} \quad (4)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{T_y}{I_{yy}} \quad (5)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{T_z}{I_{zz}} \quad (6)$$

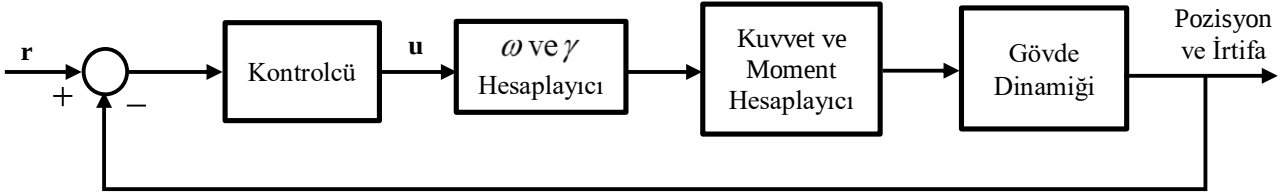
1-6 numaralı hareket denklemlerde kullanılan kuvvet ve tork denklemleri de şu şekildedir.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_z \\ T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_f \sin \gamma_1 & k_f \sin \gamma_2 & 0 \\ -k_f \cos \gamma_1 & -k_f \cos \gamma_2 & -k_f \\ bk_f \cos \gamma_1 - k_t \sin \gamma_1 & -bk_f \cos \gamma_2 + k_t \sin \gamma_2 & 0 \\ l_f k_f \cos \gamma_1 & l_f k_f \cos \gamma_2 & -l_r k_f \\ bk_f \sin \gamma_1 + k_t \cos \gamma_1 & -bk_f \sin \gamma_2 - k_t \cos \gamma_2 & k_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Bu denklemler elde edildikten sonra, trikopterin zaman ve mekan içerisindeki davranışları hesaplanabilir ve sisteme uygun bir kontrolcü entegre edilerek sistem kontrol edilebilir.

Kontrolcü Tasarımı

1-6 denklemlerinde kullanılan kuvvet ve tork değişkenleri sistemimizin birer girdisi konumundadırlar. Yani trikopter, gövde çerçevesinde, pervaneler tarafından üretilen, x ve z yönlerinde oluşturulan kuvvetler ve x,y,z eksenleri etrafında oluşturulan momentler olan 5 girdi ile kontrol edilebilecektir. Pozisyon ve irtifa kontrolü için F_z , T_x , T_y ve T_z girdilerini kullanmak yeterli olacaktır. Sisteme doğrusal PD (oransal ve türevsel) ve LQR (doğrusal karesel düzenleyici) kontrolcü entegre edilerek, sistemin istenilen komutların gerçekleştirilmesi sağlanmıştır. Kontrolcünden çıkan sinyaller sisteme entegre edilerek İHA'nın kontrolü simülasyon ortamında sağlanmıştır. Simülasyonlar MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilmiştir.



Şekil 2: Sistem blok diyagramı

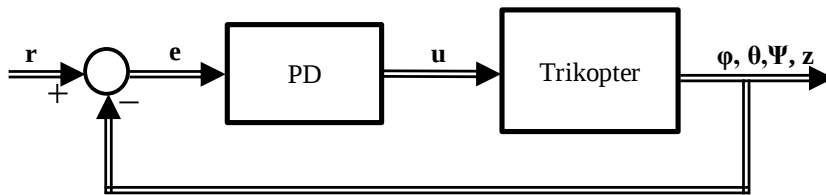
Doğrusal Oransal – Türevsel Kontrolcü

Trikopterin pozisyon – irtifa ve pervaneler tarafından üretilmesi gereken kuvvet – tork miktarı arasındaki ilişkiyi gösteren transfer fonksiyonu 8 numaralı denklemde gösterilmiştir.

$$\frac{\phi, \theta, \psi, z}{u} = \frac{c}{s^2} \quad (8)$$

Pozisyon – irtifa çıktıları bağılaşık olmadıkları için her bir çıktı için ayrı bir kontrolcü tasarlanması gerekmektedir. Bu yüzden irtifa, yuvarlanma, yunuslama ve yalpa hareketi kontrolü için 4 ayrı PD kontrolcü kullanılmıştır. Kontrolcünden çıkan kontrol sinyali 9 numaralı denklemde ve sistemin sinyal – blok diyagramı Şekil 3'te olduğu gibidir. Trikopterin pozisyon ve irtifa kontrolcülerinin her biri için K_p ve K_d kazançları akort edilerek belirlenmiştir.

$$u = K_p \times e + K_d \times \frac{de}{dt} \quad (9)$$



Şekil 3: PD Kontrolcü ile sistem diyagramı

Lineer Karesel Düzenleyici Kontrolcü

LQR kontrolcü tasarımı için doğrusal durum uzayı denklemlerinin elde edilmesi gerekir ve şu şekilde gösterilebilir:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (10)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (11)$$

Burada gösterilen x, A, B, C ve D sembolleri sırasıyla durum vektörü, durum, giriş, çıkış ve doğrudan geçiş matrislerini ifade etmektedir. Durum ve girdi vektörleri 12 numaralı denklemde gösterilmiştir.

$$\mathbf{x} = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \theta \quad \dot{\theta} \quad \psi \quad \dot{\psi} \quad z \quad \dot{z}]^T, \quad \mathbf{u} = [F_x \quad F_z \quad T_x \quad T_y \quad T_z]^T \quad (12)$$

Sistem matrisleri de aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

Denklemleri verilen sistem için (10) optimum kontrol vektörünü (14) oluşturacak bir $\mathbf{K}$ matrisi bulunmalıdır.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}\mathbf{x} \quad (14)$$

Optimum $\mathbf{K}$ matrisini bulmak için 15 numaralı denklemi minimize etmek gerekir. [Ogata, 2010] Burada gösterilen $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$, sistemde hata sinyali ve enerji harcanımının öneminin ayarlanmasını sağlayan pozitif tanımlı Hermit ya da gerçel simetrik matrislerdir. * Sembolü Hermit yani devrik eşlenik matrisi ifade etmektedir.

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^* \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^* \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (15)$$

Sonuç olarak 16 numaralı denklem optimum $\mathbf{K}$ matrisini vermektedir.

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^* \mathbf{P} \quad (16)$$

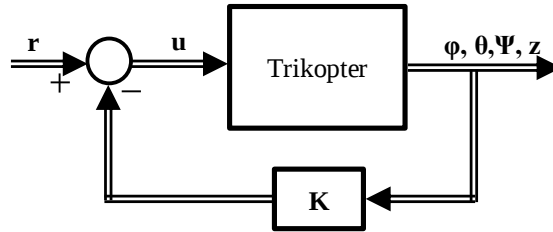
Denklemlerde verilen $\mathbf{P}$ matrisini bulmak için de cebirsel Ricatti denklemi olarak adlandırılan 17 numaralı eşitliği çözmek gerekir.

$$\mathbf{A}^* \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^* \mathbf{P} + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (17)$$

Bu uygulamada **Q** ve **R** matrisleri aşağıda (18) gösterildiği gibi seçilmiştir.

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.35 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

LQR kontrolcü entegre edilerek oluşan sistemin sinyal – blok diyagramı Şekil 4’te gösterilmiştir. Sistemin çıktı vektörü kazanç matrisi **K** ile çarpılarak sisteme geri beslenmektedir. Sisteme herhangi bir referans komutu girilmediği takdirde sistem olduğu pozisyon ve irtifada durmaya devam edecektir.



Şekil 4: LQR Kontrolcü ile sistem diyagramı

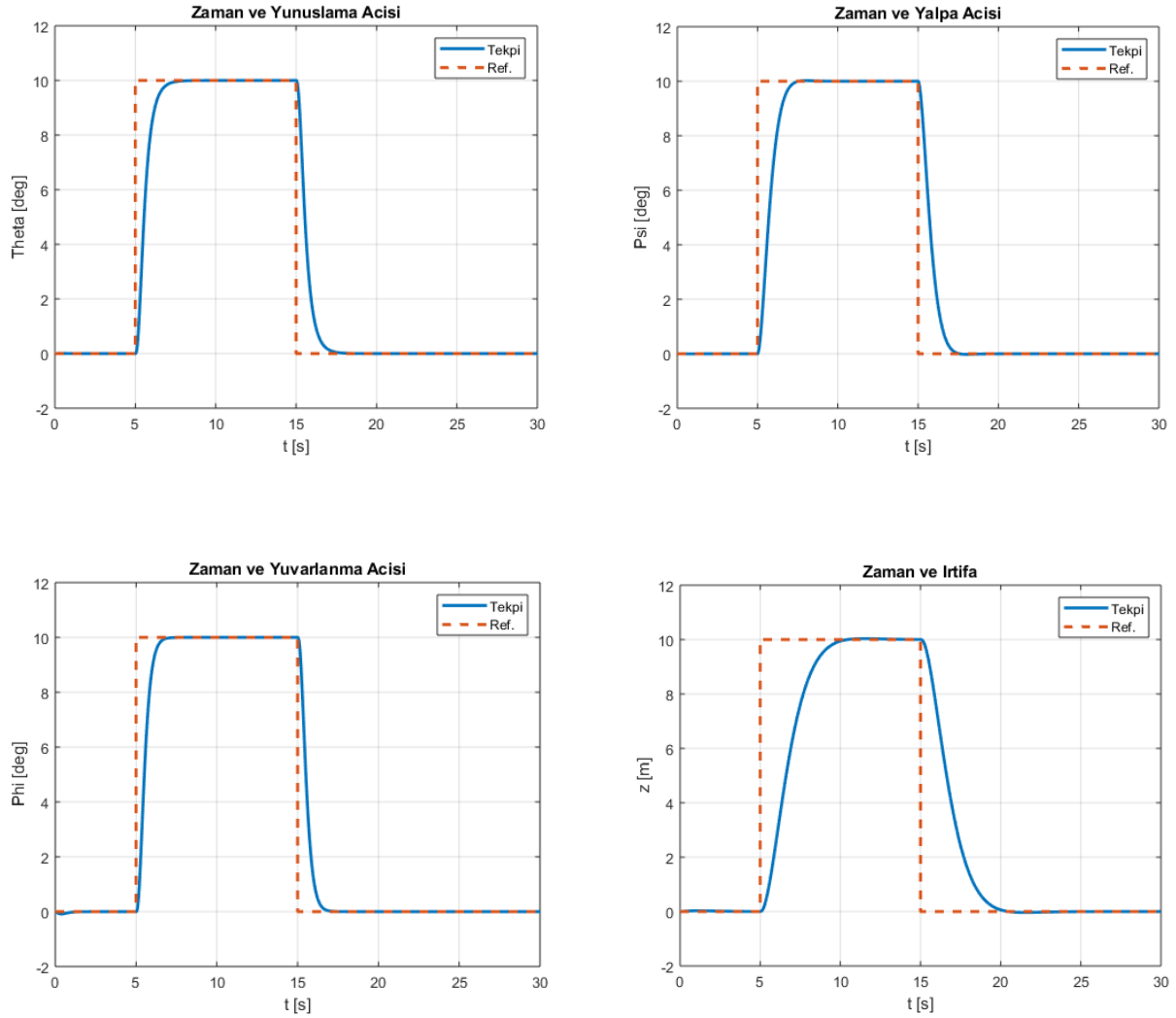
UYGULAMALAR

Matematiksel modeli türetilmiş trikopter konfigürasyonunun pozisyon ve irtifa simülasyonları Simulink ortamında başarıyla gerçekleştirilmiştir. Trikopter havada asılı konumda iken, 10’ar derece yuvarlanma, yunuslama, yalpa ve 10 metre irtifaya çıkma ve geri inme komutu verilmiş ve sistem PD ve LQR kontrolcüler sayesinde uygun bir şekilde bu referans komutlara cevaplar vermiştir. Bu komut ve tepki süreci zamana bağlı olarak şekil 5 ve 6’te gösterildiği gibi elde edilmiştir.

PD kontrolcü için seçilen kazanç parametreleri Tablo 2 de gösterildiği gibidir. K_p ve K_d kazanç parametreleri, komutlara makul bir süre ve üstten aşım olmayacak şekilde her bir komut için ayrı olarak akort edilmiştir. Bu parametreler sistemin hızlı ve düzgün çalışması için uygundur.

Tablo 2: PD kontrolcü kazanç parametreleri

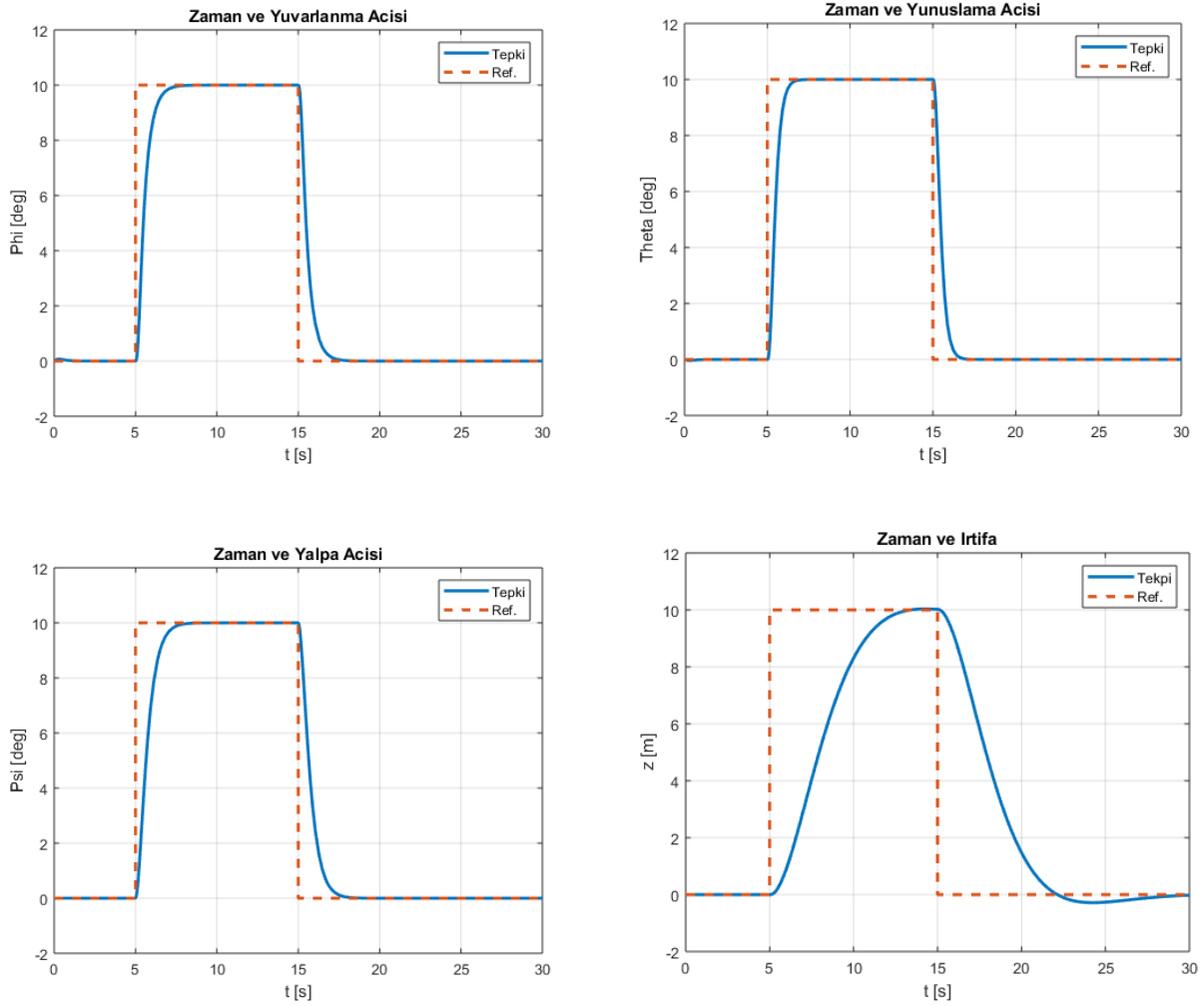
$Kd_{\phi} = 0.7$	$Kp_{\theta} = 0.7$	$Kp_{\psi} = 0.7$	$Kp_z = 3.5$
$Kd_{\phi} = 0.4$	$Kd_{\theta} = 0.45$	$Kd_{\psi} = 0.55$	$Kd_z = 6.3$



Şekil 4: Referans değerleri ve PD kontrolcüsü ile sistemin tepkisi

Cebirsel Ricatti denklemleri kullanılarak elde edilen K matrisi şu şekildedir. Sistem çıktı vektörü bu matrisle çarpılarak sisteme geri beslenmektedir. (Şekil 4) Sistemin bu kontrolcüye verdiği tepkiler Şekil 5 te gösterilmiştir. LQR kontrolcünün trikopteri kontrol etmek için yeterli ve uygun olduğu ama hız ve aşma performansı bakımından PD kontrolcünün gerisinde kaldığı gözlemlenmiştir.

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0247 & 3.0327 \\ 1 & 0.6007 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0.5188 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0.7705 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$



Şekil 5: Referans değerleri ve LQR kontrolcüsü ile sistemin tepkisi

SONUÇ

Bu çalışmada DİK İHA'lara uygulanabilecek verimli bir gövde ve itki sistemleri konfigürasyonu tasarlanmış ve üç boyutlu uzayda zamana bağlı olarak, pozisyon ve irtifa kontrolü, sisteme entegre edilen PD ve LQR kontrolcüler tarafından gerçekleştirilmiştir. İleriki çalışmalarda, konfigürasyonun sabit kanatlı bir gövde ile birleştirilip ileri uçuş çalışmaları yapılması planlanmaktadır. Böylece dikine iniş kalkış yapabilen, sabit kanatlı ve hibrit bir model çıkarılmış olacak ve böylece, sabit kanatlı hava araçları ile döner kanatlı hava araçlarının faydaları tek bir modelde elde edilmiş olacaktır.

Kaynaklar

Armutcuoglu, O., Kavsaoglu M.S., ve Tekinalp, O., 2004. *Tilt duct vertical takeoff and landing uninhabited aerial vehicle concept design study*, AIAA Journal of Aircraft, Vol.41, No.2, s.215-223.

Hassanaliam, M. ve Abdelkefi, A. 2017. *Classifications, applications, and design challenges of drones: A Review*, Progress in Aerospace Sciences.

Nonami, K., Kendoul, F., Suzuki, S., Wang, W., & Nakazawa, D., 2010. *Introduction in Autonomous Flying Robots*, Springer Japan, s.1-29

Ogata, K., 2010. *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, Baskı 5, s.793-795

Okan. A., Tekinalp, O. ve Kavsaoğlu M., 2002. *Flight control of a tilt-duct UAV*, 1st International Conference on Unmanned Aerospace Vehicles, AIAA-2002-3466, Virginia

Saeed, A. S., Younes, A. B., Islam, S., Dias, J., Seneviratne, L., & Cai, G., 2015. *A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs*, In Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015 International Conference on IEEE, s.806-815