

Yeni Bir İnsansız Hava Aracının Dikey Uçuş Kipi İçin Dinamik Modeli ve Yörünge Kontrolü

Kaan Taha Öner¹, Ertuğrul Çetinsoy², Mustafa Ünel³, İlyas Kandemir⁴, M. F. Akşit⁵, K. Gülez⁶

¹Sabancı Üniversitesi, Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi,
Orhanlı-Tuzla, 34956, İstanbul

^{1,2}{kaanoner, cetinsoy}@su.sabanciuniv.edu
^{3,5}{munel, aksit}@sabanciuniv.edu

⁴Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Mühendislik Fakültesi,
Çayırova-Gebze, 41400, Kocaeli

⁴kandemir@gyte.edu.tr

⁶Yıldız Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi,
Barbaros Bulvarı-Yıldız, 34349, İstanbul

⁶gulez@yildiz.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada dikey ve yatay uçuş gerçekleştirebilen yeni bir dört rotorlu insansız hava aracının, dikey uçuş kipi için dinamik modellemesi ve bu dinamik modelin yörünge kontrolü yapılmıştır. Aracın Newton-Euler denklemleri kullanılarak çıkarılan dinamik modeli, kontrolör tasarımı için çeşitli çalışma noktaları etrafında doğrusallaştırılmıştır. Elde edilen doğrusal model üzerinden tasarlanan “LQR” kontrolörün performansı daha sonra benzetim çalışmalarında doğrusal olmayan dinamik model üzerinde incelenmiştir.

1. Giriş

Günümüzde ülkeler; sınır güvenliği, çevresel felaketler ve trafik gibi etkin ve kesintisiz gözetleme gerektiren konularda ekonomik ve kalıcı bir çözüm bulmak için kendi milli insansız hava araçlarının tasarım ve üretimine yönelmektedir. Bu bağlamda çeşitli görevlerde kullanılabilen, kompakt yapılı ve düşük maliyetli insansız otonom hava araçlarının geliştirilmesinde son yıllarda önemli ilerlemeler sağlanmıştır.

Bu insansız hava araçları arasında dikey uçuş yapan araçlar; havada asılı kalabilme yetenekleri, manevra kabiliyetleri ve çeşitli görevlere adapte edilebilme özellikleri ile ön plana çıkmaktadırlar. Bu görevler insanlar için tehlike arz eden sel, deprem, yangın gibi gözlem görevleri olabileceği gibi, aynı zamanda trafik kontrolü, sınır kontrolü ve keşif uçuşları gibi güvenlik görevlerinden, film çekimleri gibi eğlence sektörüne kadar uzanan geniş bir yelpazeye yayılmaktadırlar. Fiziksel boyutları gerçek bir uçak boyutundan, model uçak boyutlarına kadar değişmekte olan bu araçların en önemli ortak özelliği “otonom” olmaları ve bu sayede bir uçak pilotunun sınırlarını zorlayacak fiziksel koşullarda dahi uzun süre güvenilir şekilde çalışabilmeleridir.

Dikey uçuş yapan araçlar arasından dört rotorlu araçlar, gerek kontrol edilebilirlik, gerekse çeşitli görevlere adapte edilebilen basit mekanik yapılarından dolayı helikopter gibi araçlara

üstünlük sağlamaktadırlar. Bu sebepten çalışmalarını dört rotorlu araçlar üzerine yapan birçok endüstriyel ve akademik araştırma grubu bulunmaktadır. Bu çalışmalarda araştırma grupları genel olarak mekanik ve aerodinamik tasarımdan çok aracın dinamik modellemesi ve uçuş kontrolü üzerine yoğunlaşmaktadır. Bu çalışmalar arasında Cranfield Üniversitesi’nden bir araştırma grubunun tasarladığı LQR tabanlı kontrolör [1], İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü’nden bir araştırma grubunun tasarladığı PID ve LQ tabanlı kontrolörler [2] ve Lakehead Üniversitesi’nden başka bir grubun tasarladığı PD² [3] tabanlı kontrolör bulunmaktadır. Araçların doğrusallaştırılmış dinamik modelleri üzerinden geliştirilen bu kontrolörlerin performansı daha sonra doğrusal olmayan modellere uygulanarak incelenmiştir. CNRS ve Grenoble Üniversiteleri’nden bir araştırma grubunun tasarladığı “Global Stabilization” [4], İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü’nden bir araştırma grubunun tasarladığı “Full Control of a Quadrotor” [5] ve Versailles Mühendislik Laboratuvarı’ndan bir başka araştırma grubunun tasarladığı “Backstepping” [6] tabanlı kontrolörler ise araçların doğrusal olmayan dinamik modelleri üzerinden geliştirilmiş diğer çalışmalara örneklerdir.

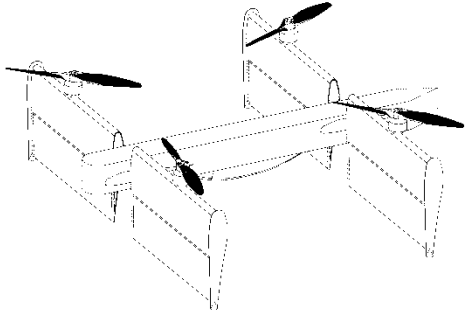
Bu çalışma 1001 bilimsel araştırma Tübitak projesi kapsamında tasarlanan; kanatlarının ürettiği kaldırma kuvvetiyle bir uçak gibi yatay uçuş gerçekleştirebilen ve aynı zamanda sadece motorlarının ürettiği itki kuvvetleri ile bir dört rotor hava aracı gibi dikey uçuş gerçekleştirebilen, döner kanatlı yeni bir insansız hava aracının dinamik modelini ve bu dinamik model için yörünge kontrolörü tasarımı içermetedir. Elde edilen model hava aracının dikey uçuş kipi için elde edilmiş bir alt dinamik model olup, yatay uçuş ve geçiş kipleri için dinamik modeller bu çalışmada yer almamaktadır.

Bu bildiri şu şekilde düzenlenmiştir: ikinci bölümde aracın doğrusal olmayan dinamik modeli elde edilmiş, üçüncü bölümde doğrusallaştırılan model üzerinden geliştirilen LQR tabanlı kontrolör tasarımı yapılmış, dördüncü bölümde ise tasarlanan kontrolörün performansı doğrusal olmayan model

üzerinde benzetimlerle değerlendirilmiştir. Beşinci bölümde sonuçlar yer almaktadır.

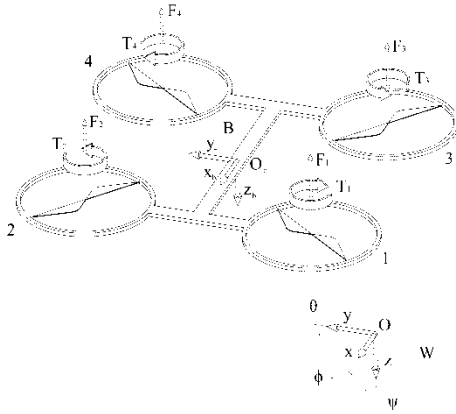
2. Dinamik Model

Tasarlanan insansız hava aracı, temel olarak dört adet kanada sahip bir gövdeden oluşmaktadır. Uçağın sağında ve solunda olmak üzere, iki kanat gövdenin ön kısmında bulunmakta iken diğer iki kanat ise gövdenin arka kısmında yer almaktadır. Hava aracı, itki gücünü, kanatların önüne yerleştirilmiş ve kanatlarla birlikte yatay konumdan dikey konuma getirilebilen dört adet elektrikli motor ile üretmektedir.



Şekil 1: Hava aracının CAD çizimi

Kanatların gövdeye dik durduğu konumda araç dikey uçuş kipinde çalışmakta olup, dört rotorlu bir hava aracına benzer bir mekanik yapıya sahip olmaktadır. Bu sayede dikey uçuş kipi için aracın modeli basitleştirilerek aşağıda verilen Şekil 2'deki mekanik yapı elde edilmektedir:



Şekil 2: Hava aracının dikey uçuş kipi için basitleştirilmiş modeli ve tanımlanan koordinat sistemleri

Dikey uçuş kipi için basitleştirilmiş bu modelde, aracın yönelimi ve konumunu veren denklemler, aracın altı serbestlik dereceli kinematik denklemlerinin, Newton-Euler formülasyonuna göre çıkarılmış dinamik denklemlerle ilişkilendirilmesi ile elde edilmektedir. Aracın ağırlık merkezine yerleştirilmiş koordinat sistemi $B:(O_b, x_b, y_b, z_b)$, eylemsiz (sabit) dünya koordinat sistemi $W:(O, x, y, z)$ şeklinde ifade edilmiş olup, aracın ağırlık merkezinin dünya koordinat

sistemine göre konumu ve doğrusal hızı aşağıdaki (1) numaralı denklemle belirtilmektedir.

$$P = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, V = \dot{P} = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (1)$$

Aracın dünya koordinat sistemine göre yönelimi ve açısal hızları ise (2) numaralı denklemde verilmiştir.

$$\alpha = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \omega = \dot{\alpha} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Aracın yönelimini belirleyen açılar, yuvarlanma (ϕ), yunuslama (θ), ve sapma (ψ) açıları şeklinde isimlendirilmektedir. Dünya koordinat sistemine göre tanımlanan doğrusal ve açısal hızları aracın koordinat sistemine göre ifade edecek dönüşümler (3-6) numaralı denklemlerde verilmiştir.

$$V_b = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = T_{bw}(\phi, \theta, \psi) \cdot V \quad (3)$$

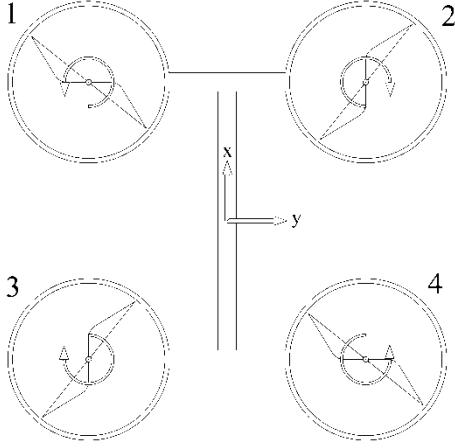
$$T_{bw}(\phi, \theta, \psi) = R_x(\phi)R_y(\theta)R_z(\psi) =$$

$$\begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\omega_b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E(\phi, \theta) \cdot \omega \quad (5)$$

$$E(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\theta) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\theta) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (6)$$

Dört adet motora sahip araç, eksik eyleyicili bir sistem olup pozisyon ve yönelim hareketlerini şu şekilde gerçekleştirmektedir: 1 ve 4 numaralı pervaneler saatin tersi yönünde dönerek dönme eksenlerine dik bir kaldırma kuvveti (F) ve dönme yönüne zıt yönde bir tork (T) üretmekte iken, 2 ve 3 numaralı pervaneler saat yönünde dönerek dönme eksenlerine dik bir kaldırma kuvveti ve dönme yönüne zıt yönde bir tork üretmektedir (Şekil 2,3). Böylece her bir motorun eşit itki ürettiği durumda araç üzerinde hiçbir dönme momenti oluşmadığından aracın yönelimi değişmemektedir.



Şekil 3: Motorlar ve dönme eksenleri

Koordinat sistemi literatürdeki diğer dört rotor araçlardan farklı konumlandırılmış bu araç için pozisyon ve yönelim değiştiren hareketler şu şekilde gerçekleşmektedir: aracın x ekseninde ilerlemesi yunuslama hareketine bağlı olarak gerçekleşmekte olup, 1 ve 2 numaralı motor itkilerinin eşit miktarda azaltılması, ya da 3 ve 4 numaralı motorların itkilerinin eşit miktarda artırılması ile gerçekleştirilmektedir. Aracın y ekseninde ilerlemesi yuvarlanma hareketine bağlı olarak gerçekleşmekte olup, 2 ve 4 numaralı motorların itkilerinin eşit miktarda azaltılması, ya da 1 ve 3 numaralı motorların itkilerinin eşit miktarda artırılması ile gerçekleştirilmektedir. Aracın sapma açısı, saat yönünde dönen motor çiftinin itkisinin artırılıp, saatin tersi yönünde dönen motor çiftinin itkisinin azaltılması ve üretilen toplam itkinin sabit tutulması ile kontrol edilmektedir. Motorların dördünün birden itkileri eşit miktarda azaltılıp çoğaltılarak aracın z ekseninde olan yüksekliği, yönelimi bozulmadan kontrol edilebilmektedir.

Aracın ağırlık merkezine etkileyen kuvvet ve torkların kinematik değişkenlerle ilişkilendirilmesi (7-10) numaralı dinamik denklemler ile gerçekleştirilmiştir.

$$F_{tot} = M_b \mathcal{J}_b + \omega_b \times (M_b \cdot V_b) \quad (7)$$

$$M_{tot} = I_n \mathcal{I}_b + \omega_b \times (I_n \cdot \omega_b) \quad (8)$$

$$M_b = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & m \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$I_n = \begin{bmatrix} I_u & 0 & I_{uw} \\ 0 & I_v & 0 \\ I_{uw} & 0 & I_w \end{bmatrix} \quad (10)$$

Aracın ağırlık merkezine etkileyen toplam kuvvet F_{tot} ; motorların ürettiği toplam itki kuvveti F_{cg} , yerçekimi kuvveti F_g ve toplam aerodinamik kuvvet F_a 'dan oluşmaktadır.

$$F_{tot} = F_{cg} + F_g + F_a \quad (11)$$

$$F_{cg} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$F_g = \begin{bmatrix} -\sin(\theta) \\ \sin(\phi) \cos(\theta) \\ \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot mg \quad (13)$$

Aracın ağırlık merkezine etkileyen toplam döndürme momenti M_{tot} ; motorların ürettiği toplam moment M_{cg} , ve araca etkileyen toplam aerodinamik moment M_a 'dan oluşmaktadır.

$$M_{tot} = M_{cg} + M_a \quad (14)$$

$$M_{cg} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_s & -l_s & l_s & -l_s \\ l_l & l_l & -l_l & -l_l \\ \lambda_1 & \lambda_2 & \lambda_3 & \lambda_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{bmatrix} \quad (15)$$

Aracın kinematik ve dinamik denklemlerinde kullanılan fiziksel parametreler Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Hava Aracının Fiziksel Parametreleri

m	Aracının Ağırlığı	4 kg
$l_{s,1}$	Motorların Ağırlık Merkezine Uzaklığı (x,y)	0.5 m
I_u I_v I_w I_{uw}	Aracın Atalet Değerleri	0.195 kg m ² 0.135 kg m ² 0.3 kg m ² 0 kg m ²
$\lambda_{1,4}$ $\lambda_{2,3}$	Motorların Tork Katsayıları	0.01 Nm/N -0.01 Nm/N

3. Kontrolör Tasarımı

Kontrolör tasarımı için öncelikle aracın dinamik model denklemleri durum uzayı formuna sokulup girdiler ve çıktılar tanımlanmıştır. Durum uzayı için tanımlanan durum vektörü $X(t)$, aracın dünya koordinat sistemine göre ifade edilmiş konum (P), yönelim (α) ve araç koordinat sistemine göre tanımlanmış doğrusal (V_b) ve açısız (ω_b) hızlardan oluşmaktadır.

$$X = \begin{bmatrix} P \\ V_b \\ \omega_b \\ \alpha \end{bmatrix}_{12 \times 1} \quad (16)$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_e \\ \dot{\omega}_b \\ \dot{\omega}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{be}^{-1}(\alpha_e) \cdot V_b \\ M_b^{-1} \cdot [F_{ext} - \omega_b \times (M_b \cdot V_b)] \\ I_n^{-1} \cdot [M_{ext} - \omega_b \times (I_n \cdot \omega_b)] \\ E^{-1}(\alpha_e) \cdot \omega_b \end{bmatrix} \quad (17)$$

Modellenen dinamik sistemin durum vektörü X , 12 durum değişkeninden oluşmaktadır. Ancak hava aracı eksik eyleyicili bir sistem olup, kontrol edilebilir serbestlik derecesi dörttür. Bu sebepten kontrolör tasarımı, dünya koordinat sistemine göre konum $P(X, Y, Z)$ ve sapma açısı (ψ) sistemin kontrol edilebilir değişkenleri olarak belirlenmiştir.

Kontrolör tasarımı sadeleştirmek adına, hava aracının eyleyicileri olan dört adet motor, aracın ağırlık merkezi üzerine konumlandırılmış koordinat sistemine göre z eksenini yönünde doğrusal ivme ve üç eksen etrafında açısız ivmeyi belirleyen dört sanal kontrol girdisine ayrıştırılmıştır:

$$u(t) = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \\ I_s \cdot [(F_1 + F_3) - (F_2 + F_4)] \\ I_l \cdot [(F_1 + F_2) - (F_3 + F_4)] \\ \lambda_1 \cdot F_1 + \lambda_2 \cdot F_2 + \lambda_3 \cdot F_3 + \lambda_4 \cdot F_4 \end{bmatrix} \quad (18)$$

3.1. LQR Tabanlı Kontrolör Tasarımı

Aracın dinamik denklemleri havada asılı kalma koşulu için tanımlanan durum vektörü X_n etrafında doğrusallaştırılarak dinamik modelin durum uzayı formu için A ve B matrisleri elde edilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + Bu(t) \\ Y(t) &= CX(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (19)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(X, u)_1}{\partial X_1} \Big|_{x=x_n} & \Lambda & \frac{\partial f(X, u)_1}{\partial X_{12}} \Big|_{x=x_n} \\ \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} \\ \frac{\partial f(X, u)_{12}}{\partial X_1} \Big|_{x=x_n} & \mathbf{K} & \frac{\partial f(X, u)_{12}}{\partial X_{12}} \Big|_{x=x_n} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(X, u)_1}{\partial u_1} \Big|_{u=u_n} & \Lambda & \frac{\partial f(X, u)_1}{\partial u_4} \Big|_{u=u_n} \\ \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} \\ \frac{\partial f(X, u)_{12}}{\partial u_1} \Big|_{u=u_n} & \mathbf{K} & \frac{\partial f(X, u)_{12}}{\partial u_4} \Big|_{u=u_n} \end{bmatrix} \quad (21)$$

Durum uzayı formundaki doğrusallaştırılmış dinamik model için

$$u(t) - u_{ref} = -K(X(t) - X_{ref}) \quad (22)$$

şeklinde tanımlanan bir kontrolör tasarımının, sistemi aşağıda verilen denklem formuna sokarak kararlı hale getirmesi amaçlanmaktadır.

$$\dot{X}(t) = [A - BK] \cdot X(t) + BKX_{ref} + Bu_{ref} \quad (23)$$

Girdilerin geri beslemesinde kullanılacak K matrisi, aşağıda (24) nolu denklemde verilen ceza fonksiyonunun minimize edilmesi sonucu elde edilen (25) nolu matris Riccati denkleminin çözülmesiyle elde edilen P matrisinin (26) nolu denklemde yerine konmasıyla hesaplanmaktadır:

$$J = \int_0^{\infty} (X(t) - X_{ref})^T Q (X(t) - X_{ref}) dt + \int_0^{\infty} (u(t) - u_{ref})^T R (u(t) - u_{ref}) dt \quad (24)$$

$$PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P = 0 \quad (25)$$

$$K = R^{-1}BP \quad (26)$$

Q ve R matrisleri sırasıyla durum ve girdi değişkenlerinin fonksiyon içindeki ağırlıklarını belirten pozitif tanımlı matrislerdir.

4. Benzetim Sonuçları

Tasarlanan LQR kontrolörün performansı MATLAB Simulink ortamına taşınan dinamik model üzerinde incelenmiştir. LQR kontrolörün performansı dinamik model üzerinde denenen araca başlangıç koordinatları olarak $P_i = (0, 0, -10)^T$ konumu, başlangıç yönelimi olarak $\alpha_i = (0, 0, 0)^T$ açıları verilmiştir. LQR kontrolörün referans olarak verilen $P_r = (3, 3, -12)^T$ konumu ve $\psi = 0$ sapma açısı ile doğrusal olmayan model üzerinde bozucu etkenlerin olmadığı koşullar altında Şekil 4 ve Şekil 5'te verilen benzetim çıktıları elde edilmiştir. LQR kontrolörün tasarımında kullanılan pozitif tanımlı Q ve R matrisleri şu şekilde seçilmiştir:

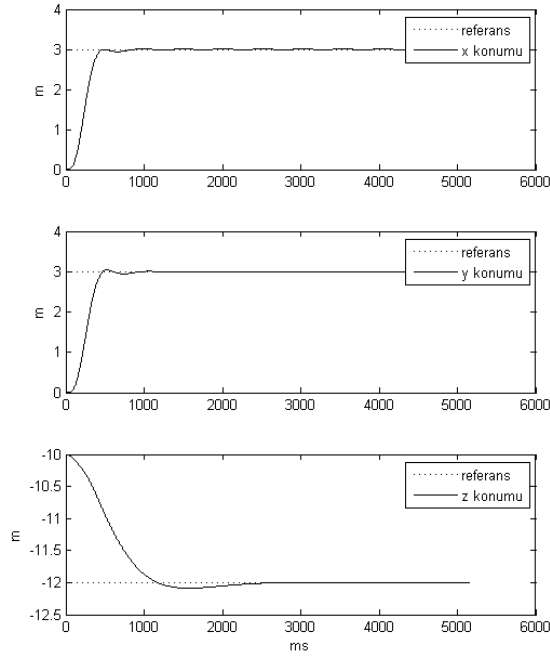
$$Q = 10^{-2} \cdot I_{12 \times 12}$$

$$R = \begin{bmatrix} 10^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

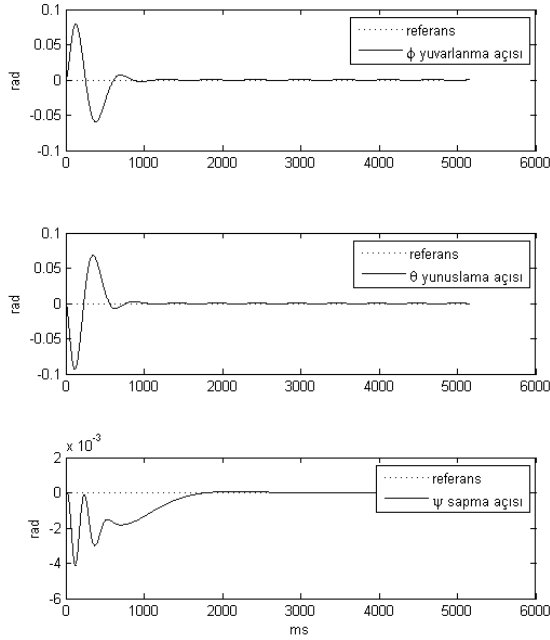
Burada I ile gösterilen matris 12x12 boyutunda bir birim matristir.

Sistemin, hızlı bir şekilde kararlı hale gelip, verilen referansları yakaladığı gözlemlenmiş ve kontrolörün performansı bu koşullarda yeterli bulunmuştur.

Bozucu etken olarak aracın ağırlık merkezine etki eden 0.001 varyanslı F_a kuvvet ve M_a tork değişkenlerinin dinamik modele eklenmesinin ardından aynı başlangıç koşulları ve referans değerleri ile yapılan benzetim çalışmalarının sonuçları ise Şekil 6 ve Şekil 7'de verilmiştir.



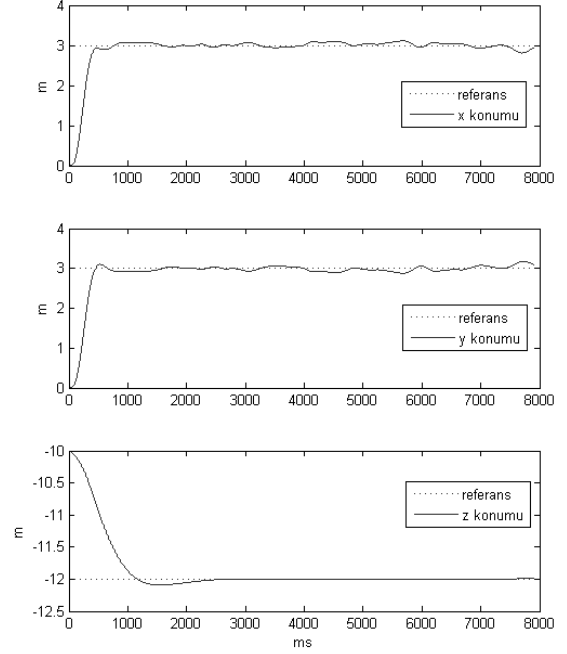
Şekil 4: Hava aracının bozucu etkensiz ortamda pozisyon kontrolü ve konumların zamana göre değişimi



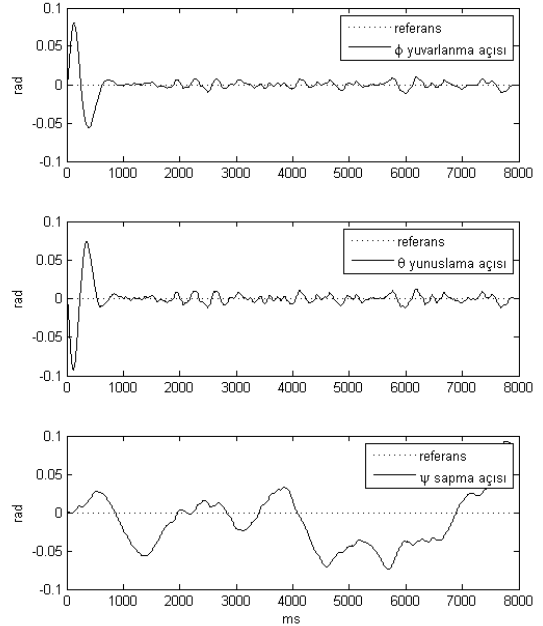
Şekil 5: Hava aracının bozucu etkensiz ortamda yönelim kontrolü ve açıların zamana göre değişimi

Bozucu etkenlerin de dinamik modele katıldığı benzetim çalışmaları sonucunda, tasarlanan LQR tabanlı kontrolörün verilen referansları kararlı bir şekilde takip ettiği gözlemlenmiş ve yörünge takip performansı yeterli bulunmuştur. Şekil 8 aracın, sapma açısını 0 derece olarak

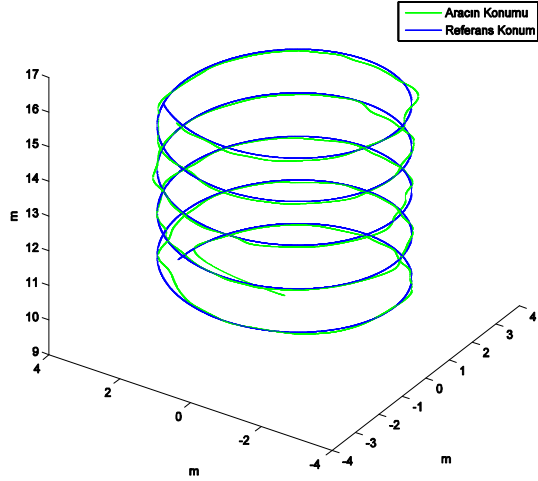
koruduğu, sarmal şeklindeki yörünge referansının takibini göstermektedir.



Şekil 6: Hava aracının bozucu etkensiz ortamda pozisyon kontrolü ve konumların zamana göre değişimi



Şekil 7: Hava aracının bozucu etkensiz ortamda yönelim kontrolü ve açıların zamana göre değişimi



Şekil 8: LQR kontrolör ile bozucu etkenli ortamda sarmal yörünge takibi

5. Sonuçlar

Bu çalışmada hem yatay hem dikey uçuş gerçekleştirebilen yeni bir insansız hava aracının dikey uçuş kipi için dinamik modeli ve dinamik model üzerinden geliştirilen LQR tabanlı kontrolör tasarımı yer almaktadır. Elde edilen dinamik model havada asılı kalma koşulu olan durum vektörü X_n etrafında doğrusallaştırılmış ve bu doğrusal model üzerinden LQR tabanlı bir yörünge kontrolörü tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrolör, doğrusal olmayan dinamik model üzerinde yapılan benzetimlerle incelenmiş ve kontrolörün performansı başarılı bulunmuştur. Aracın dikey uçuş testleri için basitleştirilmiş bir prototip hava aracı üretilmiş olup, gelecek çalışmalarda kontrolörün performansının araç üzerinde gözlemlenmesi planlanmaktadır.

6. Teşekkür

Bu çalışma Tübitak tarafından “İnsansız Otonom Bir Hava Aracının Mekanik Tasarımı, Prototip İmalatı ve Uçuş Kontrolü” adlı 1001 bilimsel araştırma projesi kapsamında desteklenmiştir.

7. Kaynakça

- [1] I. D. Cowling, O. A. Yakimenko, J. F. Whidborne ve A. K. Cooke, “A Prototype of an Autonomous Controller for a Quadrotor UAV,” European Control Conference 2007 Kos, 2-5 July, Kos, Yunanistan, 2007.
- [2] S. Bouabdallah, A. Noth ve R. Siegwart, “PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor,” Proc. of 2004 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems, September 28 – October 2, Sendai, Japonya, 2004.

- [3] A. Tayebi ve S. McGilvray, “Attitude Stabilization of a Four-Rotor Aerial Robot” 43rd IEEE Conference on Decision and Control, December 14-17 Atlantis, Paradise Island, Bahama, 2004.
- [4] A. Hably ve N. Marchand, “Global Stabilization of a Four Rotor Helicopter with Bounded Inputs”, Proc. of the 2007 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems, Oct 29 - Nov 2, San Diego, CA, ABD, 2007
- [5] S. Bouabdallah ve R. Siegwart, “Full Control of a Quadrotor”, Proc. of the 2007 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems, Oct 29 - Nov 2, San Diego, CA, ABD, 2007.
- [6] Tarek Madani ve Abdelaziz Benallegue, “Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter”, Proc. of the 2006 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems, October 9 - 15, Beijing, Çin, 2006.