

DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ GERİ-ADIMLAMA YÖNTEMİ İLE YOL TAKİBİ KONTROLÜ

Emre Can SUIÇMEZ*

Ali Türker KUTAY

ODTÜ, Havacılık Uzay Mühendisliği
esuicmez@ae.metu.edu.tr

ODTÜ, Havacılık Uzay Mühendisliği
kutay@metu.edu.tr

Geliş Tarihi: 30 Mayıs 2014, *Kabul Tarihi:* 30 Haziran 2014

ÖZET

Dört rotorlu(quadrotor), son yıllarda bir çok araştırmacı tarafından çalışılan çok popüler bir insansız hava aracıdır(İHA). Dört rotorlu, dikey iniş kalkış(VTOL) özelliği ve yüksek manevra kabiliyeti sayesinde klasik insansız hava araçlarına göre bir çok avantaja sahiptir. VTOL özelliği sayesinde, özellikle engebeli ve kısıtlı ortamlarda, uzun iniş ve kalkış pistine ihtiyaç duymadan kullanılabilir. Ayrıca, dört rotorlu, VTOL özelliği taşıyan diğer İHA'lara göre, mekanik olarak daha basit bir yapıya sahiptir. Fakat, belirtilen avantajların yanı sıra, dört rotorlu, yüksek derecede doğrusal olmayan ve kararsız bir dinamiğe sahiptir. Bu nedenle, dört rotorlu'nun otonom kontrolü çeşitli zorluklar içermektedir ve bir çok araştırmacının ilgisini çekmektedir.

Bu çalışmada, dört rotorlu bir insansız hava aracının, doğrusal olmayan bir kontrol metodu olan geri-adımlama yöntemi kullanılarak, yol(yörünge) takibi kontrolü sağlanmıştır. Kontrol sistemi oluşturulurken, dört rotorlu'nun yönelimi iç döngü olarak, pozisyonu ise dış döngü olarak kontrol edilerek, hava aracının istenilen yolu yüksek doğrulukla takip etmesi amaçlanmıştır. İlk olarak, dört rotorlu'nun doğrusal olmayan dinamik modeli Newton hareket denklemleri kullanılarak elde edilmiştir. Doğrusal olmayan bu model simülasyonlarda dinamik model olarak kullanılmıştır. Daha sonrasında, doğrusal olmayan dinamik model, kontrolcü tasarımında kullanılmak üzere, belirli varsayımlar aracılığıyla basitleştirilmiştir. Basitleştirilmiş dinamik model kullanılarak, geri adımlamalı kontrolcü, üç aşamada elde edilmiştir. Elde edilen kontrolcü, MATLAB/Simulink ortamında modellenmiş ve test edilmiştir. Ayrıca, kontrolcünün güçlü derecedeki bozuculara karşı dayanıklılığı da simülasyon ortamında denenmiştir. Elde edilen simülasyon sonuçları, geri-adımlamalı kontrolcü sayesinde, istenilen yolun yüksek doğrulukta takip edildiğini göstermiştir. Ayrıca, bozucular eklenerek yapılan simülasyonlarda, kontrolcünün güçlü derecedeki çeşitli bozucuları etkili şekilde bastırıldığı görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Dört rotorlu, İHA, Geri-adımlama, Doğrusal Olmayan Kontrol, Dinamik Model, Yol Takibi, Pozisyon Kontrolü, Yönelim Kontrolü, Simülasyon, Bozucu Bastırma, MATLAB/Simulink.

PATH TRACKING CONTROL OF A QUADROTOR UAV WITH BACKSTEPPING METHOD

ABSTRACT

Quadrotor is a very popular unmanned air vehicle(UAV) which has been worked by many researchers in recent years. Quadrotor is advantageous to classical UAVs since it can perform vertical take-off and landing(VTOL) with high maneuverability. Thanks to VTOL ability, it can be used in rough and limited environments without the need of long runways for take-off and landing. In addition, quadrotor has a more simpler mechanical structure compared to other VTOL UAVs. Although it has many advantageous features, quadrotor has a highly nonlinear and unstable dynamics. Therefore, designing autonomous control systems for quadrotor is a challenging task and it draws attention of many researchers.

In this work, path tracking control of a quadrotor UAV is obtained by using a nonlinear control method called backstepping. While designing the control system, attitude control is built as an inner loop and position control is built as an outer loop to track the desired trajectory with high accuracy. First, nonlinear dynamic model of quadrotor is obtained by using Newton's equations of motion. This nonlinear model is used in simulations as dynamic model (plant). Then, to use in the formulation of backstepping controller, nonlinear dynamic model is simplified by making some assumptions. By using simplified nonlinear dynamic model, backstepping controller

* Sorumlu Yazar

is obtained in three steps. The controller is tested by simulations which are performed in MATLAB/Simulink environment. Disturbance rejection properties of the controller are also tested by simulations. Simulation results show that, desired path is tracked with high accuracy thanks to backstepping controller. Moreover, it is seen that, backstepping controller can reject various types of strong disturbances efficiently.

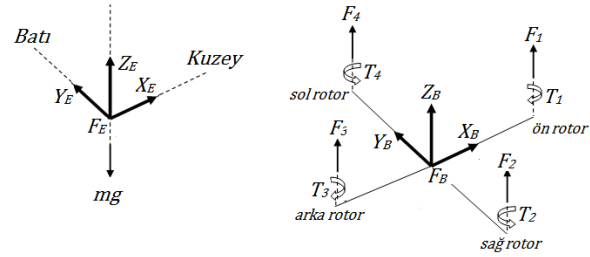
Keywords: Quadrotor, UAV, Backstepping, Nonlinear Control, Dynamic Model, Path Tracking, Position Control, Attitude Control, Simulation, Disturbance Rejection, MATLAB/Simulink.

1. GİRİŞ

Son yıllarda, insansız hava araçları sivil ve askeri bir çok alanda yaygın şekilde kullanılmaktadır. Özellikle dikey iniş kalkış(VTOL) gerçekleştirebilen İHA'lar, engebeli arazi şartlarında ya da kompleks kapalı ortamlarda, uzun pistlere ihtiyaç duymadan uçuş gerçekleştirebilmektedir. Bu çalışmada, yol takibi kontrolü sağlanmaya çalışılan dört rotorlu insansız hava aracı da, VTOL özelliğe sahip ve yüksek manevra kabiliyeti olan bir İHA'dır [1]. Ayrıca, dört rotorlu, diğer VTOL İHA'lara(helikopter, tilt rotor vb.) göre mekanik olarak daha basit bir yapıya sahiptir ve bu sayede üretimi ve kurulumu çok daha kolay ve az masraflıdır [2]. Fakat, dört rotorlu, bir çok avantajına rağmen kararsız bir sistemdir ve yüksek derecede doğrusal olmayan ve birbirleriyle ilişkili bir dinamiğe sahiptir [2] [3]. Bu nedenle, dört rotorlu'nun kontrolü bir takım zorlukları da beraberinde getirmektedir ve özellikle doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini denemek için uygun bir hava aracıdır. Bir çok araştırmacı, geri-adımlama, kayan-kipli kontrol, geri beslemeli doğrusallaştırma vb. doğrusal olmayan yöntemler kullanarak dört rotorlu'nun yol takibi kontrolünü sağlamayı amaçlamıştır [1] [2] [3] [4]. Bu makalede ise, yönelim ve pozisyon kontrolcüsü aynı anda uygulanarak, geri-adımlama yöntemi aracılığıyla, dört rotorlu'nun istenilen yolu(yörüngeyi) yüksek doğrulukta takip etmesi amaçlanmıştır. Literatürdeki çalışmalara ek olarak, daha gerçekçi sonuçlar elde etmek amacıyla, basit bir sürükleme modeli dinamik model ve kontrol sistemi tasarımına eklenmiştir. Ayrıca, hata değerlerini azaltmak amacıyla, takip edilmesi istenilen kompleks yörüngelerin ikinci dereceden türevleri de sisteme eklenmiştir. Ek olarak, dört rotorlu'nun rotası(heading) hareket yönüne göre ayarlanarak daha basit ve etkili bir uçuş mantığı sağlanmıştır. Elde edilen geri-adımlamalı kontrolcü MATLAB/Simulink ortamında modellenmiş ve test edilmiştir.

İlk olarak, dört rotorlu'nun doğrusal olmayan dinamik modeli Newton hareket denklemleri kullanılarak elde edilmiştir. Daha sonrasında bu model kontrolcü tasarımında kullanılmak üzere, belirli varsayımlar altında basitleştirilmiştir. Basitleştirilmiş doğrusal olmayan dinamik model kullanılarak, geri-adımlamalı kontrol sistemi formüle edilmiş ve MATLAB/Simulink programı kullanılarak modellenmiştir. Ayrıca, daha gerçekçi sonuçlar elde etmek amacıyla, birinci dereceden bir motor modeli

simülasyonlara eklenmiştir. Dört rotorlu'nun takip etmesi istenilen kompleks yörüngeler oluşturulmuş ve kontrol sistemine girdi olarak verilmiştir. Son olarak, elde edilen geri-adımlamalı kontrol sistemi, MATLAB/Simulink ortamında denenmiştir. Ayrıca kontrolcünün, çeşitli bozululara karşı dayanıklılığı da simülasyon ortamında analiz edilmiştir. Elde edilen simülasyon sonuçları, dört rotorlu'nun istenilen yolları(yörüngeleri) yüksek doğrulukta takip ettiğini ve güçlü derecede bozucuları bastırabildiğini göstermiştir. Sonuçların daha gerçekçi olması için, simülasyonlarda dinamik model olarak basitleştirilmemiş doğrusal olmayan model kullanılmıştır.



Şekil 1. Dört rotorlu'nun rotor konfigürasyonu, rotorlar tarafından üretilen kuvvet(F_i) ve dönme momentleri(T_i), referans koordinat sistemleri F_B ve F_E .

2. DİNAMİK MODEL

Dinamik model çıkarılmadan önce, kullanılacak olan referans koordinat sistemleri açıklanmalıdır. Bu çalışmada, iki farklı referans koordinat sistemi kullanılacaktır. Bunlardan birincisi, gövde-sabit koordinat sistemidir ve F_B olarak sembolize edilecektir. F_B , dört rotorlu'nun ağırlık merkezine sabitlenmiştir ve araçla birlikte hareket etmekte ve dönmektedir [5]. İkinci koordinat sistemi ise yer-sabit koordinat sistemidir ve F_E olarak sembolize edilecektir. F_E , dört rotorlu'nun Dünya üzerindeki konumunu ve yönelimini belirlemek amacıyla kullanılacaktır. F_E , Dünya'nın uzak yıldızlara göre dönüş hızı görece düşük olduğundan dolayı, eylemsiz koordinat sistemi olarak kabul edilecektir [6]. Koordinat sistemleri ile ilgili ayrıntılı bilgi Şekil 1'de verilmiştir.

Bu çalışmada, Ascending Technologies firması tarafından üretilen "AscTec Hummingbird" dört

rotorlu hava aracının parametreleri kullanılmıştır [7]. Bu çalışmada kullanılan dört rotorlu İHA'nın kontrolü, dört ayrı rotorun(pervanenin) açısız hızları uygun şekilde ayarlanarak sağlanmaktadır. Rotorların açısız hızları ve rotorlar tarafından üretilen kuvvet ve dönme momenti arasındaki ilişki "AscTec Hummingbird" için denklem (1) ve (2)'de belirtildiği gibidir [7]. Denklem (1) ve (2)'de F_i , T_i ve ω_i sırasıyla, i numaralı rotorun ürettiği kuvveti, dönme momentini ve rotorun açısız hızını temsil etmektedir. k_n ve k_m ise "AscTec Hummingbird" için elde edilen sabit katsayılardır [7]. F_i ve T_i vektörlerinin yönleri Şekil 1'de verilmiştir.

$$F_i = \omega_i^2 k_n, \text{ for } i = 1, 2, 3, 4 \quad (1)$$

$$T_i = F_i k_m, \text{ for } i = 1, 2, 3, 4 \quad (2)$$

Kontrol sistemi tasarlanırken, dört kontrol girdisi kullanılmıştır. Kontrol girdileri U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 sırasıyla, denklem (3),(4),(5) ve (6)'da tanımlanmıştır.

$$U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (3)$$

$$U_2 = F_4 - F_2 \quad (4)$$

$$U_3 = F_3 - F_1 \quad (5)$$

$$U_4 = T_2 + T_4 - T_1 - T_3 \quad (6)$$

Denklem (13) ve (14)'te elde edilen, doğrusal ve rotasyonel dinamik denklemlerde görüldüğü üzere, U_1 kontrol girdisi, yalpalama(ϕ) ve yunuslama(θ) açılarıyla birlikte, doğrusal hareketi, bir başka deyişle x,y,z yönündeki hareketi sağlamaktadır. U_2 , U_3 , U_4 kontrol girdileri ise rotasyonel hareketi, bir başka deyişle yalpalama(ϕ), yunuslama(θ), ve sapma(ψ) hareketini sağlamaktadır.

Dört rotorlu'nun Dünya üzerindeki pozisyon ve yönelimini, yer-sabit koordinat sisteminde(F_E) belirten matrisler, sırasıyla denklem (7) ve (8)'de tanımlanmıştır.

$$\xi = [x, y, z]^T \quad (7)$$

$$\eta = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (8)$$

Ayrıca, gövde-sabit koordinat sistemi(F_B)'nin, eylemsiz koordinat sistemi olarak tanımlanan yer-sabit koordinat sistemi(F_E)'ne göre doğrusal ve açısız hızları, sırasıyla denklem (9) ve (10)'da tanımlanmıştır [6]. Denklem (9) ve (10), F_B koordinat sisteminde yazılmıştır.

$$V_B = [u, v, w]^T \quad (9)$$

$$\omega_B = [p, q, r]^T \quad (10)$$

Gerekli tanımlamalar yapıldıktan sonra, Newton hareket denklemleri, F_B koordinat sisteminde yazıldığında, doğrusal ve rotasyonel hareket denklemleri sırasıyla, denklem (11) ve (12)'deki şekilde elde edilmiştir [3]. Denklem (12)'deki J matrisi, diyagonal elementleri I_x , I_y , I_z olan gövde

eylemsizlik matrisidir. Denklem (11) ve (12)'de, eşitliklerin sol tarafındaki terimler sırasıyla, dört-rotorlu'ya etki eden toplam kuvvet ve momenti temsil etmektedir.

$$\sum F_{ext} = m\dot{V}_B + \omega_B \times (mV_B) \quad (11)$$

$$\sum M_{ext} = J\dot{\omega}_B + \omega_B \times (J\omega_B) \quad (12)$$

Denklem (11) ve (12) kullanılarak, doğrusal ve rotasyonel hareket denklemlerinin açık hali sırasıyla, denklem (13) ve(14)'teki gibi elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + L_{EB} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1/m \end{bmatrix} - (K_t/m) \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_y - I_z)qr/I_x \\ (I_z - I_x)pr/I_y \\ (I_x - I_y)pq/I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_2d/I_x \\ U_3d/I_y \\ U_4/I_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)/\cos(\theta) & \cos(\phi)/\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$L_{EB} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (15)$$

Denklem (13), doğrusal hareket denkleminin, denklem (14) ise rotasyonel hareket denkleminin son halidir. Denklem (13)'teki L_{EB} matrisi F_B koordinat sisteminden F_E koordinat sistemine geçmeyi sağlayan dönüşüm matrisidir ve denklem (15)'te tanımlanmıştır. Ayrıca, denklem (13)'teki K_t matrisi sürüklenme katsayısını temsil etmektedir ve bu çalışma için K_t matrisinin diyagonal elemanları K_x , K_y ve K_z , 0.1 olarak alınmıştır.

Bu çalışmada elde edilen geri-adımlamalı kontrol sistemi simülasyon aracılığıyla test edilirken, dinamik model olarak denklem (13) ve (14)'te elde edilen doğrusal olmayan dinamik model kullanılmıştır.

Geri-adımlamalı kontrol sistemi formüle edilirken, denklemlerdeki matematiksel terimleri sadeleştirmek adına, rotasyonel dinamik modelin basitleştirilmesi gerekmektedir. Basitleştirme "küçük bozuntular varsayımı" yapılarak elde edilmiştir. Bu varsayım göre, dört rotorlu, havada yatay olarak asılı kaldığı durumdan(hover) çok fazla saptadığı takdirde, Euler açılarının(ϕ, θ, ψ) zamana göre değişimi ile gövde açısız hızları $[p, q, r]$ yaklaşık olarak birbirine eşit kabul edilebilir [8]. Bu varsayım göre denklem (14)'teki açısız hızlar arasındaki dönüşüm matrisi, küçük ϕ ve θ değerleri için birim matrise eşit kabul

edilebilir. Bu varsayım kullanılarak, açısal hızlar arasındaki dönüşüm, denklem (16)'da belirtilen hale dönüşmektedir.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Denklem (16), denklem seti (14)'ün ilk denklemine yerleştirildiğinde, basitleştirilmiş doğrusal olmayan model, rotasyonel hareket için denklem (17)'deki şekilde elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_y - I_z)\dot{\theta}\dot{\psi}/I_x \\ (I_z - I_x)\dot{\phi}\dot{\psi}/I_y \\ (I_x - I_y)\dot{\phi}\dot{\theta}/I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_2d/I_x \\ U_3d/I_y \\ U_4/I_z \end{bmatrix} \quad (17)$$

Denklem (13)'te doğrusal hareket için elde edilen doğrusal olmayan modelin basitleştirilmesine ihtiyaç duyulmamaktadır.

Sonuç olarak, geri adımlamalı kontrolcünün türetilmesinde kullanılmak üzere, doğrusal ve rotasyonel hareket için, sırasıyla denklem (13) ve denklem (17)'de elde edilen dinamik modeller kullanılacaktır. Ayrıca, simülasyon sonuçlarının daha gerçekçi sonuçlar vermesi için, simülasyonlarda dinamik model olarak denklem (13) ve (14)'te elde edilen basitleştirilmemiş dinamik modellerin kullanıldığını hatırlatmakta fayda vardır.

3. GERİ-ADIMLAMALI KONTROLCÜ

İlk olarak, geri adımlamalı kontrolcünün formüle edilmesinde kullanılmak üzere, denklem (13) ve (17)'de elde edilen basitleştirilmiş doğrusal olmayan dinamik model, durum-uzay modeli olarak denklem (18)'de belirtildiği gibi elde edilmiştir. Geri adımlamalı kontrolcü [4]'te belirtilen yöntemden yola çıkılarak elde edilmiştir. Geri-adımlamalı kontrolcünün formüle edilmesinde kullanılan terimler, ve kısaltmalar Tablo 1'de açıklanmıştır.

Tablo 1. Geri-Adımlamalı Kontrolcüde Kullanılan Terimler ve Tanımları.

Sembol	Tanım
ϕ	Yalpalama açısı
θ	Yunuslama açısı
ψ	Sapma açısı
Euler açıları	ϕ, θ, ψ
x_{1d}, x_{3d}, x_{5d}	İstenilen Euler açıları
x_{7d}, x_{9d}, x_{11d}	İstenilen x, y, z koordinatları (pozisyon)
U_1, U_2, U_3, U_4	Kontrol girdileri
K_x, K_y, K_z	Doğrusal hareket için sürüklenme katsayıları
m	Dört rotorlu'nun kütlesi
I_x, I_y, I_z	Gövde eylemsizlik terimleri
g	Yer çekimi ivmesi
d	Kol uzunluğu
$f(\cdot)$	Birinci dereceden zamana göre türev
$\ddot{f}(\cdot)$	İkinci dereceden zamana göre türev
$c(\cdot)$	Kosinüs fonksiyonu
$s(\cdot)$	Sinüs fonksiyonu
N	Newton

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \\ \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_2 \\ x_4x_6a_1 + b_1U_2 \\ x_4 \\ x_2x_6a_3 + b_2U_3 \\ x_6 \\ x_4x_2a_5 + b_3U_4 \\ x_8 \\ u_xU_1/m - K_x x_8/m \\ x_{10} \\ u_yU_1/m - K_y x_{10}/m \\ x_{12} \\ -g + (\cos(x_1)\cos(x_3))U_1/m - K_z x_{12}/m \end{pmatrix} \quad (18)$$

$$a_1 = (I_y - I_z)/I_x$$

$$a_3 = (I_z - I_x)/I_y$$

$$a_5 = (I_x - I_y)/I_z$$

$$b_1 = d/I_x$$

$$b_2 = d/I_y$$

$$b_3 = 1/I_z$$

$$u_x = (\cos(x_1)\sin(x_3)\cos(x_5) + \sin(x_1)\sin(x_5))$$

$$u_y = (\cos(x_1)\sin(x_3)\sin(x_5) - \sin(x_1)\cos(x_5))$$

Geride adımlamalı kontrolcü, üç aşamada elde edilecektir. İlk aşama yönelim kontrolü ile ilgilidir ve dört rotorlu'nun yönelimiyle ilgili kontrol girdileri U_2, U_3, U_4 formüle edilecektir. İkinci aşamada pozisyon kontrolü sağlanacaktır ve kontrol girdisi U_1 ve U_1 'in oryantasyonunu belirleyen u_x ve u_y fonksiyonları formüle edilecektir. Son aşamada ise dört rotorlu'nun istenilen pozisyona ulaşması için gereken (istenilen) "Euler" açıları (ϕ_d, θ_d, ψ_d) elde edilecektir. $\phi_d(x_{1d}), \theta_d(x_{3d}), \psi_d(x_{5d})$ açıları yönelim kontrolcüsünün girdileri olarak kullanılacaktır.

3.1. Yönelim Kontrolü

Yönelim kontrolünde amaç, dört rotorlunun yönelimini, 3.3 alt başlığında elde edilen, istenilen Euler açılarında, $x_{1d}(\phi_d), x_{3d}(\theta_d), x_{5d}(\psi_d)$ tutmaktır. Denklem (18)'de görüldüğü üzere, U_2, U_3, U_4 kontrol girdileri uygun şekilde seçilerek istenilen Euler açıları (ϕ_d, θ_d, ψ_d) elde edilebilir.

İlk olarak $\phi(x_1)$ Euler açısı için hata fonksiyonu denklem (19)'da tanımlanmıştır. Denklem (19)'daki x_{1d} terimi, 3.3 alt başlığında elde edilmektedir ve istenilen ϕ değerini (ϕ_d) temsil etmektedir.

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (19)$$

Lyapunov teorisi kullanılarak, kendisi pozitif tanımlı (positive definite), türevi ise negatif yarı-tanımlı (negative semi-definite) bir Lyapunov fonksiyonu, denklem (20)'deki gibi seçilerek, z_1 hata değerinin sıfıra yakınsaması sağlanabilir [9].

$$V(z_1) = (1/2)z_1^2 \quad (20)$$

$V(z_1)$ 'in zamana göre birinci dereceden türevi, denklem (18) kullanılarak, denklem (21)'deki şekilde elde edilmiştir.

$$\dot{V}(z_1) = z_1 \dot{z}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2) \quad (21)$$

Denklem (21)'deki x_2 değeri, denklem (22)'de belirtilen, istenilen x_2 değerine (x_{2d}) eşit olacak şekilde seçilerek, $V(z_1)$ 'in zamana göre türevi negatif yarı-tanımlı hale getirilebilir.

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1, \quad \alpha_1 > 0 \quad (22)$$

Denklem (21)'deki x_2 terimi, denklem (18)'de tanımlanan dinamik modelden gelmektedir. Bu nedenle, istenilen x_2 değerine (x_{2d}) ulaşmak için yeni bir hata fonksiyonu, denklem (23)'te tanımlanmıştır.

$$z_2 = x_{2d} - x_2 \quad (23)$$

Bu noktada, denklem (19) ve (23)'te tanımlanan z_1 ve z_2 hata fonksiyonlarının her ikisinin de sifıra yakınsaması istenilmektedir. Bu nedenle, kendisi pozitif tanımlı, türevi ise negatif yarı-tanımlı yeni bir Lyapunov fonksiyonu denklem (24)'teki şekilde seçilmiştir.

$$V(z_1, z_2) = (1/2)(z_1^2 + z_2^2) \quad (24)$$

Denklem (24)'te seçilen $V(z_1, z_2)$ 'nin zamana göre birinci dereceden türevi, denklem (25)'teki şekilde elde edilmiştir.

$$\dot{V}(z_1, z_2) = z_1 \dot{z}_1 + z_2 \dot{z}_2 \quad (25)$$

Denklem (25)'e yerleştirmek üzere z_1 ve z_2 'nin türevlerine ihtiyaç vardır. İlk olarak denklem (22) ve (23) kullanılarak, z_2 , denklem (26)'daki şekilde elde edilmiştir.

$$z_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1 - x_2 \quad (26)$$

Denklem (26),(19) ve (18) kullanılarak, z_1 'in türevi denklem (27)'deki şekilde yazılmıştır. Denklem (26)'nın türevi alınarak da, z_2 'nin türevi denklem (28)'de elde edilmiştir.

$$\dot{z}_1 = z_2 - \alpha_1 z_1 \quad (27)$$

$$\dot{z}_2 = \ddot{x}_{1d} + \alpha_1 \dot{z}_1 - \dot{x}_2 \quad (28)$$

Denklem (27),(28) ve (18) kullanıldığında ve gerekli sadeleştirmeler yapıldığında, $V(z_1, z_2)$ 'nin zamana göre türevi denklem (29)'daki şekilde elde edilmiştir.

$$\dot{V}(z_1, z_2) = z_1 z_2 - \alpha_1 z_1^2 + z_2 \ddot{x}_{1d} + z_2^2 \alpha_1 - \alpha_1^2 z_1 z_2 - z_2 x_4 x_6 a_1 - z_2 b_1 U_2 \quad (29)$$

Denklem (29)'daki U_2 terimi kontrol girdisidir ve U_2 uygun şekilde seçilerek, $V(z_1, z_2)$ 'nin türevi negatif yarı-tanımlı hale getirilebilir. Bu sayede, hata terimleri z_1 ve z_2 sifıra yakınsamaktadır. Bu koşulları sağlayan U_2 kontrol girdisi denklem (30)'daki şekilde elde edilmiştir. Yönelim kontrolünde istenilen açıların (x_{1d} , x_{3d} , x_{5d}) ikinci dereceden türevleri ihmal edilebilir, bu nedenle denklem (29)'daki x_{1d} değerinin ikinci dereceden türevi sıfır kabul edilmiştir. Fakat, alt başlık 3.2'de elde edilen pozisyon kontrolcüsünde, istenilen pozisyonun (x_{7d} , x_{9d} , x_{11d}) ikinci dereceden türevleri, kontrolcünün hata değerlerini azaltmak amacıyla kontrolcüye eklenmiştir.

$$U_2 = (1/b_1)(z_1 + \alpha_1 z_2 - \alpha_1^2 z_1 - x_4 x_6 a_1 + \alpha_2 z_2), \quad \alpha_1 > 0, \alpha_2 > 0 \quad (30)$$

Denklem (30)'da elde edilen U_2 kontrol girdisi, denklem (29)'a yerleştirildiğinde, $V(z_1, z_2)$ 'nin türevi denklem (31)'de görüldüğü üzere α_1 ve α_2 'nin pozitif değerleri için, her zaman sıfırdan küçüktür. Bu sayede, Lyapunov teorisine göre [9], z_1 ve z_2 hata terimlerinin sifıra yakınsaması garanti altına alınmıştır.

$$\dot{V}(z_1, z_2) = -\alpha_1 z_1^2 - \alpha_2 z_2^2 < 0, \quad \alpha_1 > 0, \alpha_2 > 0 \quad (31)$$

ve $z_1 \neq 0, z_2 \neq 0$

Sonuç olarak U_2 kontrol girdisi denklem (30)'daki gibi seçildiğinde, geri-adımlamalı kontrolcü, x_1 ve x_2 değerlerini x_{1d} ve x_{2d} değerlerine eşit hale getirmeye çalışacaktır. Bu sayede yalpalama açısı (ϕ) kontrol edilmektedir.

U_1 kontrol girdisinin formüle edilmesinde kullanılan yöntem kullanılarak, sırasıyla, yunuslama açısı (θ) ve sapma açısı (ψ)'nin kontrolüyle ilgili U_3 ve U_4 kontrol girdileri, denklem (32) ve (33)'teki şekilde elde edilmiştir.

$$U_3 = (1/b_2)(z_3 + \alpha_3 z_4 - \alpha_3^2 z_3 - x_2 x_6 a_3 + \alpha_4 z_4), \quad \alpha_3 > 0, \alpha_4 > 0 \quad (32)$$

$$U_4 = (1/b_3)(z_5 + \alpha_5 z_6 - \alpha_5^2 z_5 - x_4 x_2 a_5 + \alpha_6 z_6), \quad \alpha_5 > 0, \alpha_6 > 0 \quad (33)$$

Denklem (32) ve (33)'teki hata terimleri z_3 , z_4 , z_5 ve z_6 , denklem (34)'te tanımlanmıştır.

$$\left. \begin{aligned} z_3 &= x_{3d} - x_3 \\ z_4 &= x_{4d} - x_4 \\ z_5 &= x_{5d} - x_5 \\ z_6 &= x_{6d} - x_6 \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

Denklem (19),(23) ve (34)'teki hata terimlerini elde etmek için $x_{1d}(\phi_d)$, $x_{3d}(\theta_d)$ ve $x_{5d}(\psi_d)$ değerlerine ihtiyaç vardır. Bu değerler alt başlık 3.3'te elde edilecektir ve yönelim kontrolcüsüne girdi olarak verilecektir.

Denklem (30), (32) ve (33)'teki $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \alpha_5, \alpha_6$ katsayıları "MATLAB Optimization Toolbox" kullanılarak bulunmuştur ve elde edilen değerler Tablo 2'de verilmiştir.

Sonuç olarak denklem (30), (32) ve (33)'te elde edilen U_2, U_3 ve U_4 kontrol girdileri, yönelim kontrolünü sağlamaktadır. Bir sonraki aşamada pozisyon kontrolcüsü formüle edilecektir.

3.2. Pozisyon Kontrolü

Bu aşamada yönelim kontrolünde kullanılan yöntem kullanılarak, kontrol girdisi U_1 ve U_1 'in oryantasyonunu belirleyen u_x ve u_y fonksiyonları formüle edilecektir. Dört rotorlu'nun dinamik modelini açıklayan denklem (18)'de görüldüğü üzere, U_1 kontrol girdisi ve u_x, u_y fonksiyonları dört rotorlu'nun x, y, z yönündeki hareketiyle, bir başka deyişle pozisyonuyla doğrudan ilişkilidir. Bu nedenle, U_1 kontrol girdisi ve u_x, u_y fonksiyonlarının uygun şekilde seçilmesiyle, dört rotorlu'nun istenilen yolu takip etmesi sağlanabilir.

Alt başlık 3.1'de açıklanan yönelim kontrolcüsünün formüle edilmesindeki yöntem kullanılarak, U_1 kontrol girdisi ve u_x, u_y fonksiyonları, sırasıyla denklem (35), (36) ve (37)'deki şekilde elde edilmiştir.

$$U_1 = (m/(\cos(x_1)\cos(x_3)))(z_{11} + \ddot{x}_{11d} + \alpha_{11}z_{12} - \alpha_{11}^2 z_{11} + g + K_z x_{12}/m + \alpha_{12}z_{12}), \quad \alpha_{11} > 0, \quad \alpha_{12} > 0 \quad (35)$$

$$u_x = (m/U_1)(z_7 + \ddot{x}_{7d} + \alpha_7 z_8 - \alpha_7^2 z_7 + K_x x_8/m + \alpha_8 z_8), \quad \alpha_7 > 0, \quad \alpha_8 > 0 \quad (36)$$

$$u_y = (m/U_1)(z_9 + \ddot{x}_{9d} + \alpha_9 z_{10} - \alpha_9^2 z_9 + K_y x_{10}/m + \alpha_{10} z_{10}), \quad \alpha_9 > 0, \quad \alpha_{10} > 0 \quad (37)$$

Denklem (35), (36) ve (37)'de kullanılan hata terimleri, denklem (38)'de tanımlanmıştır.

$$\left. \begin{aligned} z_7 &= x_{7d} - x_7 \\ z_8 &= x_{8d} - x_8 \\ z_9 &= x_{9d} - x_9 \\ z_{10} &= x_{10d} - x_{10} \\ z_{11} &= x_{11d} - x_{11} \\ z_{12} &= x_{12d} - x_{12} \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

Denklem (38)'deki $x_{7d}(x_d), x_{9d}(y_d)$ ve $x_{11d}(z_d)$ değerleri, takip edilmesi istenilen yolu temsil etmektedir ve sisteme girdi olarak verilmektedir.

Denklem (35), (36) ve (37)'deki $\alpha_7, \alpha_8, \alpha_9, \alpha_{10}, \alpha_{11}, \alpha_{12}$ katsayıları "MATLAB Optimization Toolbox" kullanılarak bulunmuştur ve elde edilen değerler Tablo 2'de verilmiştir.

Denklem (35), (36) ve (37)'de görüldüğü üzere, bu çalışmayı literatürdeki diğer çalışmalardan ayıran nokta, istenilen $x, y, z(x_{7d}, x_{9d}, x_{11d})$ değerlerinin zamana göre ikinci dereceden türevlerinin ve

sürüklenme katsayıları K_x, K_y, K_z 'nin pozisyon kontrolcüsüne eklenmesidir. Bu sayede, kontrolcünün doğruluk oranı artırılmış ve daha gerçekçi sonuçlar elde edilmiştir.

Denklem (36) ve (37)'de elde edilen u_x ve u_y fonksiyonları direkt olarak kontrol girdileri değildir. u_x ve u_y , aşama 3.3'te, istenilen $\phi(x_{1d})$ ve istenilen $\theta(x_{3d})$ açılarının elde edilmesinde kullanılacaktır.

3.3. İstenilen Euler Açılarının(X_{1d}, X_{3d}, X_{5d}) Elde Edilmesi

Bu aşamada yönelim kontrolcüsüne girdi olarak verilmek üzere, $x_{1d}(\phi_d), x_{3d}(\theta_d)$ ve $x_{5d}(\psi_d)$ değerleri, bir başka deyişle istenilen Euler açıları elde edilecektir.

İlk olarak, istenilen sapma açısı(x_{5d}), dört rotorlu'nun rotası(heading) ve x-y düzlemindeki hareketi aynı çizgi üzerinde olacak şekilde denklem (39)'daki şekilde elde edilmiştir.

$$x_{5d} = \arctan[(x_{9d} - x_9)/(x_{7d} - x_7)] \quad (39)$$

Denklem (39)'daki x_7 ve x_9 , dört rotorlu'nun, x ve y koordinatlarındaki, dinamik modelden gelen pozisyonunu belirtmektedir. x_{7d} ve x_{9d} ise, istenilen x ve y koordinatlarını, bir başka ifadeyle takip edilmesi istenilen yolun koordinatlarını temsil etmektedir ve sisteme girdi olarak verilmektedir.

İstenilen sapma açısı(x_{5d}) elde edildikten sonra, dört rotorlu'nun dinamik modelinde tanımlanan u_x ve u_y fonksiyonları kullanılarak istenilen yalpalama açısı(x_{1d}) ve istenilen yunuslama açısı(x_{3d}) elde edilebilir. Denklem (18)'de elde edilen dinamik modelde, u_x ve u_y fonksiyonları denklem (40)'taki şekilde tanımlanmıştır.

$$\left. \begin{aligned} u_x &= (\cos(x_1)\sin(x_3)\cos(x_5) + \sin(x_1)\sin(x_5)) \\ u_y &= (\cos(x_1)\sin(x_3)\sin(x_5) - \sin(x_1)\cos(x_5)) \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

Denklem (40) üzerinde yapılan aritmetik işlemlerden ve sadeleştirmelerden sonra x_{1d} ve x_{3d} denklem (41) ve (42)'deki gibi elde edilmiştir.

$$x_{1d} = \arcsin[u_x \sin(x_{5d}) - u_y \cos(x_{5d})] \quad (41)$$

$$x_{3d} = \arcsin[(u_x \cos(x_{5d}) + u_y \sin(x_{5d}))/\cos(x_{1d})] \quad (42)$$

Denklem (41) ve (42)'deki x_{5d} değeri yerine, denklem (39)'da elde edilen x_{5d} değeri yerleştirilmiştir. Aynı şekilde, denklem (41) ve (42)'deki u_x ve u_y değerleri yerine ise denklem (36) ve (37)'de elde edilen u_x ve u_y değerleri konulmuştur.

Bu aşamada denklem (40), (41) ve (42)'de elde edilen $x_{1d}(\phi_d), x_{3d}(\theta_d)$ ve $x_{5d}(\psi_d)$ değerleri yönelim kontrolcüsüne girdi olarak verilmektedir.

Tablo 2. Geri-Adımlamalı kontrolcü katsayılarının optimize edilmiş değerleri.

Katsayı	Sayısal Değer	Katsayı	Sayısal Değer
α_1	13.6185	α_7	4.3529
α_2	0.5994	α_8	0.0533
α_3	13.6185	α_9	4.3529
α_4	0.5994	α_{10}	0.0533
α_5	9.412	α_{11}	3.9018
α_6	12.213	α_{12}	0.2734

4. SİMÜLASYON SONUÇLARI

Bu kısımda geri-adımlamalı kontrolcü, simülasyon aracılığıyla test edilecektir. Simülasyonlarda daha gerçekçi sonuçlar almak amacıyla, dinamik model olarak, denklem (13) ve (14)'te elde edilen basitleştirilmemiş doğrusal olmayan dinamik model kullanılacaktır.

Takip edilmesi istenilen yol (x_{7d} , x_{9d} , x_{11d}), MATLAB ortamında oluşturularak sisteme girdi olarak verilecektir. Tüm simülasyonlar MATLAB/Simulink programı aracılığıyla gerçekleştirilmiştir.

Şekil 2, MATLAB/Simulink ortamında oluşturulan simülasyon modelinin basitleştirilmiş bir gösterimidir. Şekil 2'de görüldüğü üzere, geri adımlamalı kontrolcü 3 aşamadan oluşmaktadır ve pozisyon ve yönelim kontrolçüsünden elde edilen U_1 , U_2 , U_3 , U_4 kontrol girdileri önce motor modeline girmektedir. Motor modelinde, denklem (1) ve (2) kullanılarak, kontrol girdilerinden açısal hıza geçiş yapılmaktadır. Sonrasında ise, motor dinamiğinden elde edilen kontrol girdileri, dört rotorlu'nun dinamik modeline girmektedir. Dinamik modelden elde edilen durumlar kontrolçülere girdi olarak beslenmektedir. Takip edilmesi istenilen yol (x_{7d} , x_{9d} , x_{11d}) bilgisi ise pozisyon kontrolçüsüne girdi olarak verilmektedir.

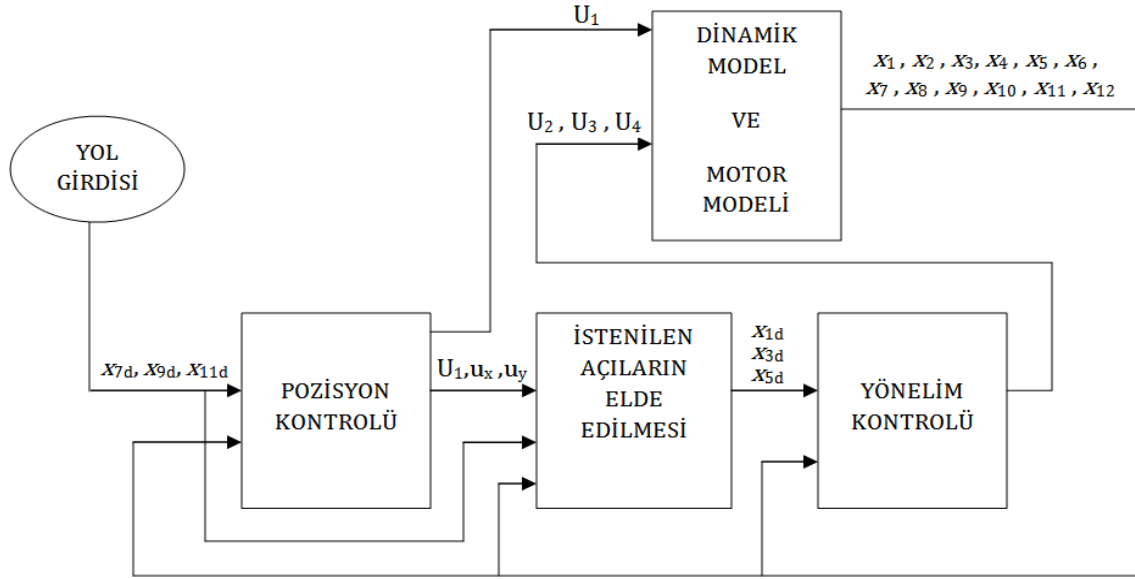
Şekil 3'de görüldüğü üzere, takip edilmesi istenilen yol (yörünge), x ve y yönünde doğrusal, z yönünde ise sinüzoidal olarak değişmektedir. Şekil 4, geri-adımlamalı kontrolcü kullanılarak elde edilen x , y , z (x_7 , x_9 , x_{11}) koordinatları ile takip edilmesi istenilen x , y , z (x_{7d} , x_{9d} , x_{11d}) koordinatları arasındaki hata değerini göstermektedir. Şekil 4'te görüldüğü üzere, hata değerleri sıfıra yakınsamaktadır. Maksimum hata değerleri, durağan durum'da (steady-state) x ve y koordinatları için 0.0002 metre, z koordinatı için ise 0.028 metredir. z koordinatı için hata değerinin daha yüksek olmasının nedeni, z yönünde takip edilmesi istenilen yolun daha kompleks olmasıdır. Elde edilen hata değerleri oldukça düşüktür ve geri-adımlamalı kontrolcünün kompleks yörüngeler için bile yüksek derecede doğrulukla çalıştığını göstermektedir.

Şekil 5, istenilen yolun takibi sırasında, geri-adımlamalı kontrolcü tarafından üretilen U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 kontrol girdilerini göstermektedir. Şekil 5'te

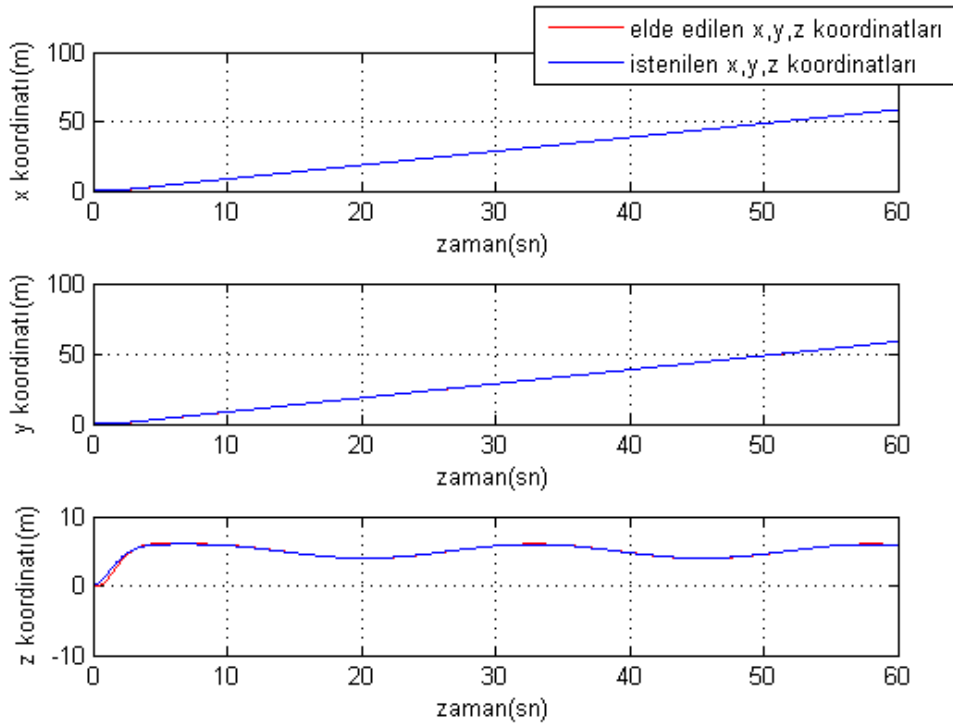
görüldüğü üzere, birinci dereceden bir motor modeli simülasyona eklendiği için, kontrol girdilerinde herhangi bir patlama (blow-up) görülmemektedir.

Şekil 6, istenilen yolun takibi sırasında elde edilen Euler açılarını göstermektedir. Şekil 6'nın en son grafiğinde görüldüğü üzere, dört rotorlu'nun rotası (heading) ve x - y düzlemindeki hareketi aynı çizgi üzerinde olacak şekilde, sapma açısı (ψ) kontrol edilmiştir. Bu sayede uçuş, daha basit bir hale dönüşmektedir ve çeşitli avantajları da beraberinde getirmektedir. Örnek olarak, dört rotorlu'nun üzerine takılacak sabit bir kamera sistemi, uçuş boyunca hareket yönünü gözleyebilecek ve bu sayede kamera açısında sürekli olarak düzenleme yapılmasına gerek kalmayacaktır.

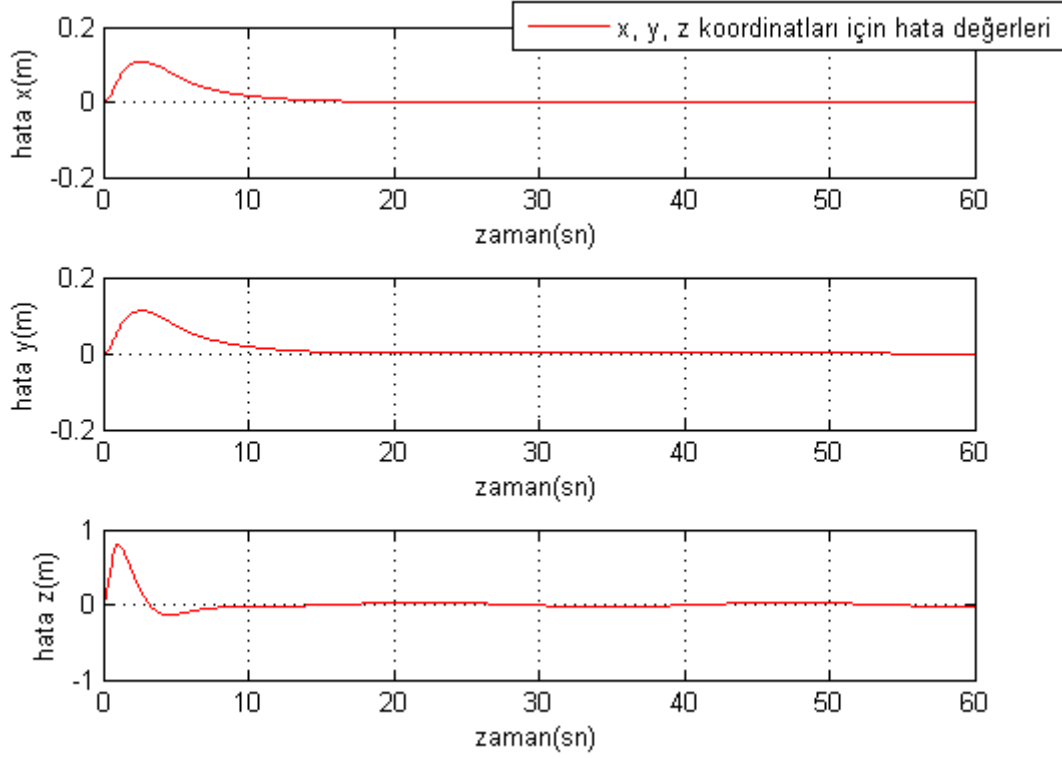
Şekil 6'nın birinci ve ikinci grafiklerinde görüldüğü üzere, dört rotorlu sapma açısını (ψ) hareket yönünde ayarladığı için, sadece yunuslama açısını (θ) belli bir derecede tutarak hem x hem de y yönünde hareket edebilmektedir. Bu sayede, sadece tek bir açı değiştirilerek x - y düzleminde hareket sağlanmaktadır ve uçuş daha basit bir hale getirilmektedir.



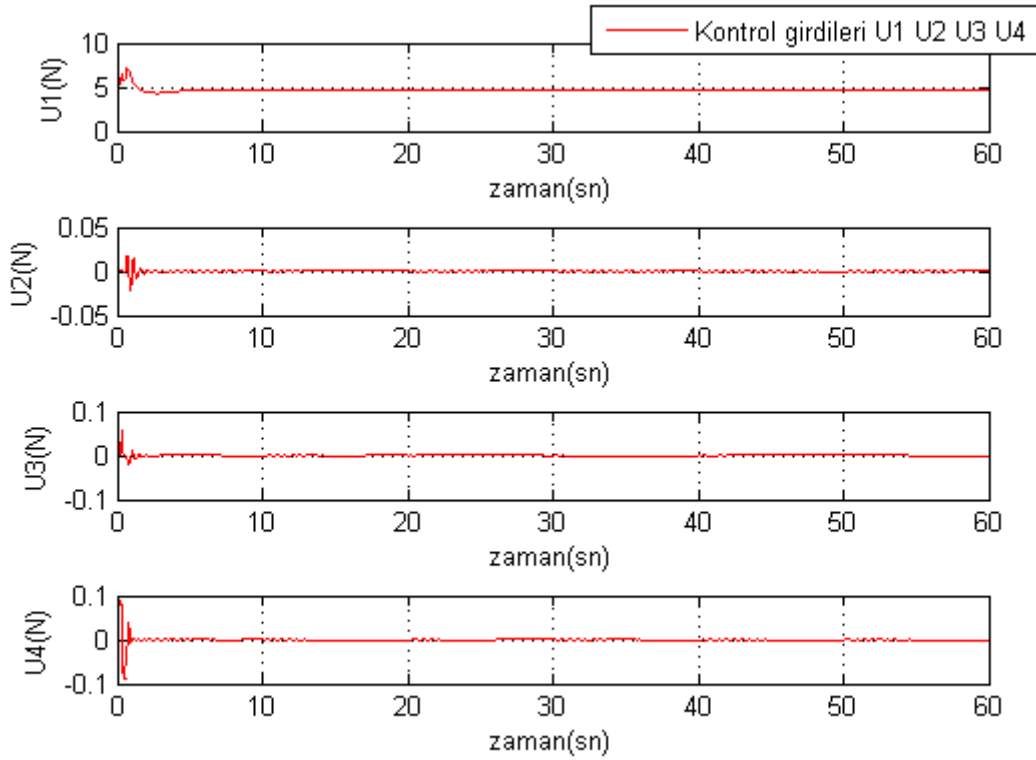
Şekil 2. Simülasyon modelinin basitleştirilmiş gösterimi.



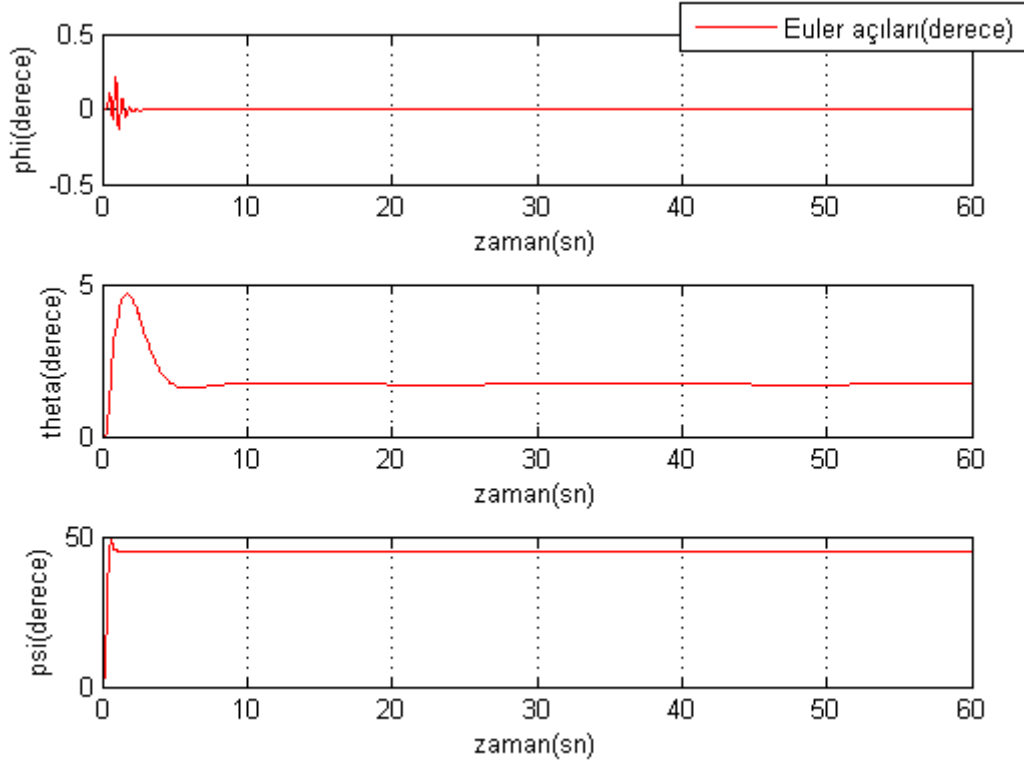
Şekil 3. Takip edilmesi istenilen ve simülasyon sonucunda elde edilen yol(yörünge).



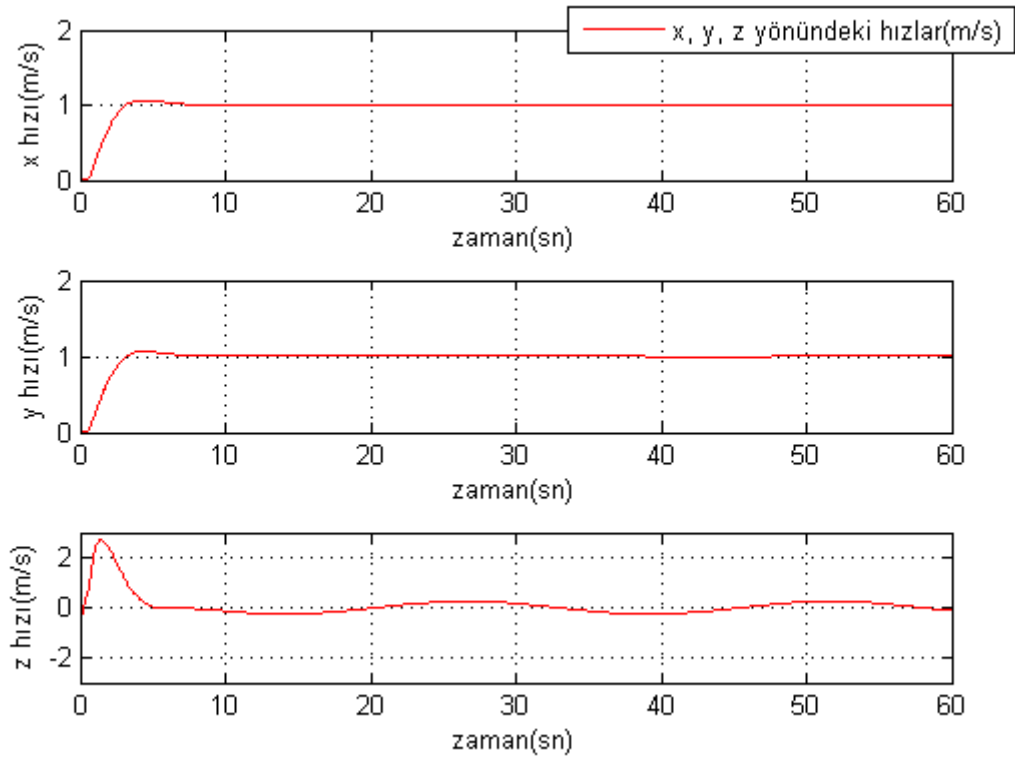
Şekil 4. Takip edilmesi istenilen yolun x, y, z koordinatları (x_{7d}, x_{9d}, x_{11d}) ile simülasyon sonucunda elde edilen x, y, z koordinatları (x_7, x_9, x_{11}) arasındaki hata değerleri.



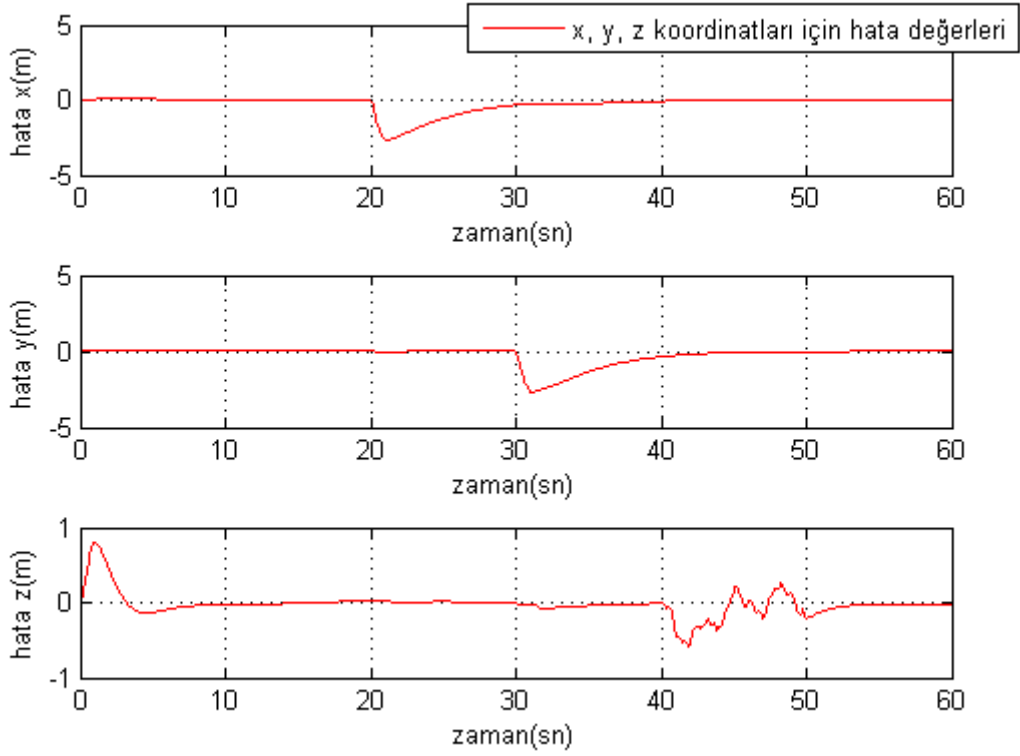
Şekil 5. Simülasyon sonucunda elde edilen kontrol girdileri (U_1, U_2, U_3, U_4).



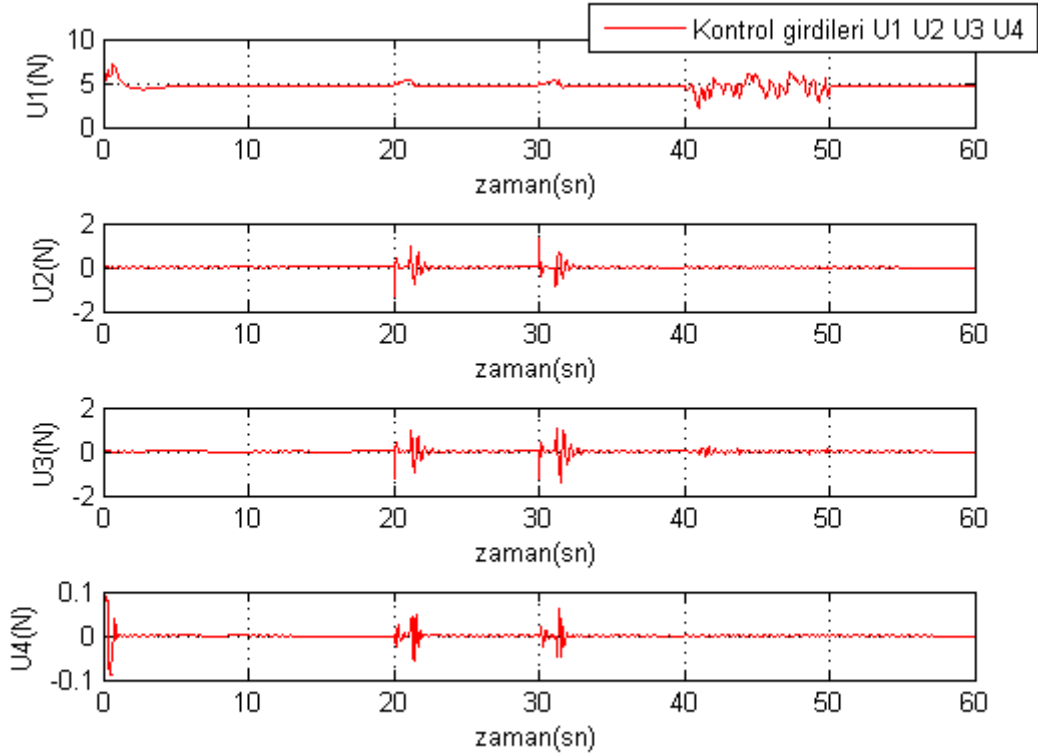
Şekil 6. Simülasyon sonucunda elde edilen Euler açıları(yalpalama, yunuslama ve sapma).



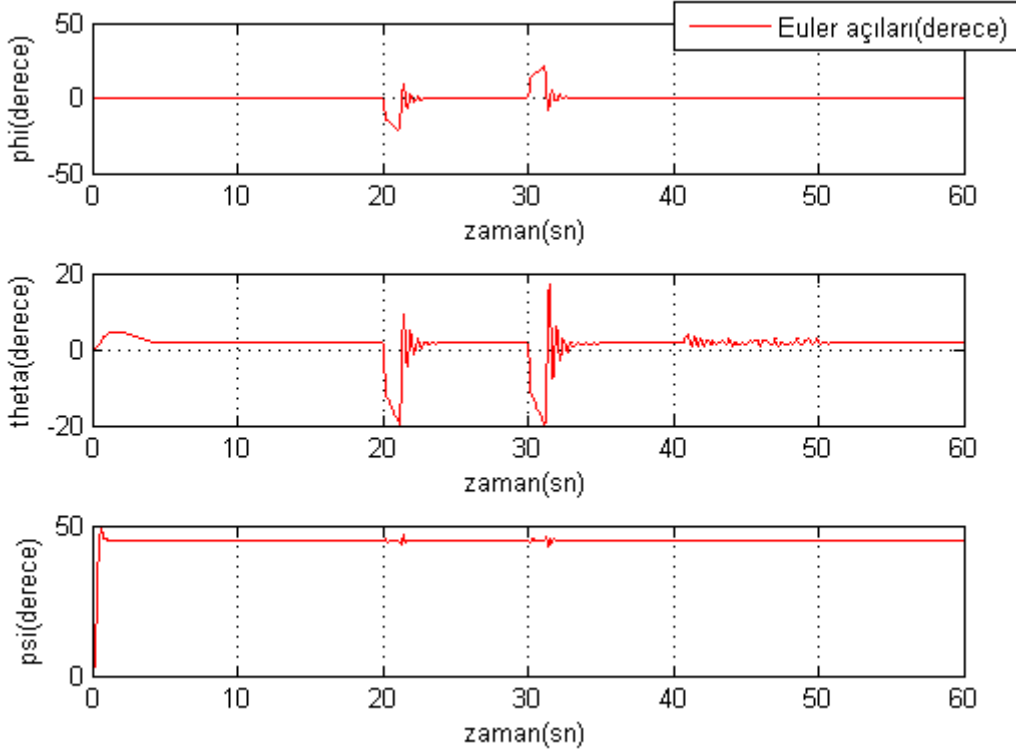
Şekil 7. Simülasyon sonucunda elde edilen x, y, z yönündeki doğrusal hızlar.



Şekil 8. Bozucuların eklenmesiyle birlikte, takip edilmesi istenilen yolun x, y, z koordinatları (x_{7d}, x_{9d}, x_{11d}) ile simülasyon sonucunda elde edilen x, y, z koordinatları (x_7, x_9, x_{11}) arasındaki hata değerleri.



Şekil 9. Bozucuların eklenmesiyle birlikte, simülasyon sonucunda elde edilen kontrol girdileri (U_1, U_2, U_3, U_4).



Şekil 10. Bozucuların eklenmesiyle birlikte, simülasyon sonucunda elde edilen Euler açıları (yalpalama, yunuslama ve sapma).

Şekil 7'de ise, istenilen yolun takibi sırasında elde edilen doğrusal hız değerleri görülmektedir. Hız değerleri, takip edilmesi istenilen yol ile uyum göstermektedir ve dört rotorlu'nun yapısal sınırları içerisinde. Sisteme girdi olarak verilen, takip edilmesi istenilen yol bilgisi değiştirilerek, dört rotorlu'nun daha hızlı bir şekilde yol takibi sağlanabilir.

Elde edilen geri-adımlamalı kontrolcü, daha kompleks yolların takip edilmesi için de denenmiştir ve elde edilen sonuçlar, kontrolcünün yüksek doğrulukla istenilen yolları takip ettiğini göstermiştir.

Kompleks yolların başarılı şekilde takip edilmesi sonrasında, kontrolcünün, bozuculara karşı dayanıklılığı da test edilmiştir. Bozucular, denklem (43)'de görüldüğü üzere, sisteme ek kuvvet olarak verilmiştir. Denklem (43)'deki D_x , D_y ve D_z terimleri, sırasıyla x , y ve z yönlerindeki ek bozucu kuvvetleri temsil etmektedir. x ve y yönlerinde, sırasıyla 20. ve 30. saniyelerde çok kısa bir süre için (0.2 saniye) çok güçlü ve sabit bir bozucu kuvvet (25 N) sisteme eklenmiştir. z yönünde ise "Gaussian" dağılımlı bir bozucu, sisteme 40-50 saniyeleri arasında eklenmiştir.

$$\begin{bmatrix} \sum F_{ext,x} \\ \sum F_{ext,y} \\ \sum F_{ext,z} \end{bmatrix} = -L_{BE} m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} - K_t V_B + \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} \quad (43)$$

Şekil 8'de görüldüğü üzere, hata değerleri bozucular sisteme eklendiği anda yükselse de, kontrolcünün verdiği tepki sayesinde zamanla azalmaktadır ve sıfıra yaklaşmaktadır. Bir başka deyişle, güçlü bozucular, etkili bir şekilde bastırılmaktadır. Şekil 9 ve 10, bozucuların bastırılması sırasında, kontrol girdileri ve Euler açılarındaki değişimleri göstermektedir. Şekil 9 ve 10'da görüldüğü üzere, geri adımlamalı kontrolcü, Euler açılarını ve kontrol girdilerini uygun şekilde değiştirerek, bozucuların sistem üzerindeki etkisini bastırmaktadır ve dört rotorlu'nun takip edilmesi istenilen yola geri dönmesini sağlamaktadır.

5. SONUÇ

Bu çalışmada, dört rotorlu bir insansız hava aracının, geri-adımlamalı kontrol metodu kullanılarak, yol takibi kontrolü sağlanmıştır. İlk olarak, dört rotorlu'nun doğrusal olmayan dinamik modeli Newton hareket denklemleri kullanılarak elde edilmiştir. Sonrasında bu model geri-adımlamalı kontrolcüde kullanılmak üzere basitleştirilmiştir. Geri-adımlamalı

kontrolcü aynı anda hem yönelim hem de pozisyon kontrolü sağlanacak şekilde formüle edilmiştir ve MATLAB/Simulink ortamında modellenmiş ve denenmiştir. Kontrolcünün katsayıları "MATLAB Optimization Toolbox" kullanılarak elde edilmiştir.

Bu çalışmada, literatürdeki çalışmalara ek olarak, basit bir sürüklenme modeli, daha gerçekçi sonuçlar almak amacıyla dinamik modele ve kontrolcüye eklenmiştir. Ayrıca, hata değerlerini düşürmek amacıyla, takip edilmesi istenilen koordinatların ikinci dereceden türevleri de kontrolcüye eklenmiştir. Ek olarak, dört rotorlu'nun sapma açısı hareket yönüyle aynı olacak şekilde kontrol edilerek, daha basit ve avantajlı bir uçuş mantığı uygulanmıştır.

Elde edilen simülasyon sonuçları, geri-adımlamalı kontrolcünün, kompleks yolların takibinde, yüksek doğrulukla sonuç verdiğini göstermiştir. Ayrıca, kontrolcünün güçlü bozucular karşısındaki dayanıklılığı da simülasyonlar aracılığıyla denenmiştir ve bozucuların etkili şekilde bastırıldığı görülmüştür.

Simülasyonlarda elde edilen başarılı sonuçlar, ileriki çalışmalarda, kontrolcünün gerçek zamanlı deneylerle tam anlamıyla doğrulanması için motive edicidir.

6. KAYNAKLAR

- [1] Xu, R., Ozguner, U., (2006) "Sliding mode control of a quadrotor helicopter " *Proceedings of the IEEE 45th Conference on Decision & Control*, pp.4957-4962
- [2] Lee, S.H., Kang, S.H., Kim Y., (2011) "Trajectory tracking control of Quadrotor UAV" *Proceedings of the ICCAS International Conference on Control, Automation and Systems*, pp.281-285
- [3] Madani, T., Benallegue, A., (2006) "Backstepping control for a quadrotor helicopter" *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp.3255-3260
- [4] Bouabdallah, S., Siegwart R., (2005) "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor" *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.2247-2252
- [5] Shabana, A.,A., (2005) "Dynamics of Multibody Systems" Cambridge University Press, New York, USA
- [6] Etkin, B., (2005) "Dynamics of Atmospheric Flight" Dover Publications, New York, USA

[7] Achtelik, M., (2010) "Nonlinear and adaptive control of a quadcopter" *Dipl.-Ing. Dissertation*, Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, Technische Universität München, Garching, Germany

[8] Bouabdallah, S., (2007) "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying" *Doktora tezi*, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Lausanne, France

[9] Khalil, H.K., (2002) "Nonlinear Systems" Prentice Hall, New Jersey, USA

ÖZGEÇMİŞLER

Arş. Gör. Emre Can SUIÇMEZ

2011 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık Uzak Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. 2012 yılında mezun olduğu bölümde, halen devam etmekte olduğu, "Uçuş Dinamiği ve Kontrol" alanında yüksek lisans çalışmasına başladı. Yüksek lisans'ta özellikle İHA'lar için otonom kontrol sistemlerinin dizaynı, simülasyon ve deneysel ortamda test edilmesiyle ilgili çalışmalarda bulunmaktadır. Devam etmekte olduğu tez çalışmasında, doğrusal olmayan ve optimum kontrol teknikleri kullanılarak, dört rotorlu(quadrotor) İHA'nın yönelim ve pozisyon kontrolünün sağlanması üzerine çalışmaktadır.

Asst. Prof. Dr. Ali Türker KUTAY

1996 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık Uzak Mühendisliği Bölümü'nden mezun oldu. 1999 yılında mezun olduğu bölümde yüksek lisans derecesini elde etti. 2000-2005 yılları arasında Georgia Institute of Technology'de araştırma görevlisi olarak doktora çalışmalarına devam etti ve 2005 yılında doktora derecesini elde etti. 2006-2007 yılları arasında Georgia Institute of Technology'de "Postdoctoral Fellow" olarak doktora sonrası çalışmalarına devam etti. 2007-2009 yılları arasında Georgia Institute of Technology'de "Research Engineer" olarak görev yaptı. 2009 yılından itibaren, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık Uzak Mühendisliği Bölümü'nde Asst. Prof. Dr. ünvanı ile görev yapmaktadır. Özellikle adaptif ve gürbüz kontrol sistemlerinin modellenmesi, simülasyonu ve deneysel ortamda doğrulanması üzerine çalışmaktadır. Ayrıca klasik ve modern kontrol teknikleri, uçuş dinamiği ve sistem tanımlama konularıyla ilgili çalışmaları da mevcuttur.