

# Döner-Kanat Mekanizmasına Sahip Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVİ) Modellenmesi ve Kontrolü

K. T. Öner<sup>1</sup>, E. Çetinsoy<sup>2</sup>, E. Sırımoğlu<sup>3</sup>, T. Ayken<sup>4</sup>, M. Ünel<sup>5</sup>, M. F. Aksit<sup>6</sup>, İ. Kandemir<sup>7</sup>, K. Gülez<sup>8</sup>

<sup>1,2,3,4,5,6</sup>Mühendislik ve Doğa Bilimleri Fakültesi  
Sabancı Üniversitesi, Orhanlı-Tuzla, 34956, İstanbul  
{kaanoner, cetinsoy, efesirimoglu, tayken}@su.sabanciuniv.edu  
{munel, aksit}@sabanciuniv.edu

<sup>7</sup> Mühendislik Fakültesi  
Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, Çayırova-Gebze, 41400, Kocaeli  
{kandemir}@gyte.edu.tr

<sup>8</sup>Elektrik-Elektronik Fakültesi  
Yıldız Teknik Üniversitesi, Barbaros Bulvarı-Yıldız, 34349, İstanbul  
{gulez}@yildiz.edu.tr

## Özetçe

Bu bildiride döner-kanat mekanizmasına sahip yeni bir dört-rotorlu hava aracının modellenmesi ve kontrolü sunulmaktadır. Hava aracı dikey uçuş modunda kalkış/iniş yapabilecek (VTOL) ve yatay uçuş modunda uzun menzil mesafe katedebilecek şekilde tasarlanmıştır. Aracın dinamik modeli Newton-Euler denklemleriyle çıkarılmıştır. Aracın dikey uçuş modunda yönelim ve irtifa kontrolü için PID tabanlı denetleyici tasarımı, pozisyon kontrolü için ise LQR tabanlı bir denetleyici tasarımı yapılmıştır. LQR tabanlı denetleyicinin benzetim ortamında bütün sapma açıları için başarılı sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. PID tabanlı denetleyicilerin performansları ise simülasyon ortamında ve deneysel olarak incelenmiş ve manevraların istenen şekilde gerçekleştirildiği görülmüştür.

## Abstract

This paper presents a new quad-rotor aerial vehicle with a tilt-wing mechanism. The vehicle is capable of take-off/landing in vertical flight mode (VTOL) and flying over long distances in horizontal flight mode. The dynamic model of the vehicle is obtained using Newton-Euler formulation. A LQR control scheme is applied to the dynamic model in simulation environment for position and full range yaw control of the vehicle. Besides, a PID controller is designed for attitude and altitude stabilization of the vehicle. The performance of the PID controller is verified with simulations and experiments.

## 1. Giriş

Gözlem ve keşif (yangın, deprem, sel, sınır güvenliği v.b.) gibi farklı alanlarda kullanılmak üzere tasarlanan insansız hava

araçları (İHA) son 10 yıldır birçok araştırma grubunun ilgi alanında yer almaktadır. Uzun menzilli uçaklar ve havada asılı kalabilen helikopterler bu araştırmalarda yer alan platformların başında gelmektedir. Son yıllarda ise dikey ve yatay uçuşun avantajlarını birleştiren döner-kanatlı/rotorlu hava araçlarına olan ilgi giderek artmaktadır. Bu hava araçları için günümüzde gelenekselleşmiş bir tasarım bulunmadığından bir çok araştırma grubu kendi döner-kanat aracını hedeflenen teknik özelliklere göre tasarlamaktadır. Bu araçların tasarımları kullanım amaçlarına bağlı olarak oldukça çeşitlilik göstermektedir. Bazı büyük ölçekli döner-rotor araçlara örnek olarak Boeing'in V22 Osprey [1] ve Bell'in Eagle Eye [2] isimli ticari araçları gösterilebilir. Arizona Eyalet Üniversitesi'nin döner-kanatlı HARVee [3] isimli aracı ve Compiègne Üniversitesi'nin döner rotorlu aracı BIROTAN [4] ise küçük ölçekli araçlardır. Boeing'in V44 [5] (dört rotorlu V22 projesi) isimli aracı ve Chiba Üniversitesi'nin QTW UAV [6] isimli aracı ise dört rotora sahip döner-kanat/rotor mekanizmalı araçlara örnektir.

Dört rotorlu yapıya sahip VTOL araçlar için geliştirilmiş bir çok denetleyici literatürde yer almaktadır. Bouabdallah çalışmalarında PID ve LQ tabanlı denetleyiciler tasarlanmıştır [7]. Klasik PID denetleyicilerin [8] yanısıra, PD [9] ve kuaterniyon tabanlı PD<sup>2</sup> [10] denetleyiciler de dört rotorlu araçların literatüründe yer almaktadır. [11] ve [12]'de LQR tabanlı denetleyicilerin performansları gözlemlenmiştir. [13]'de Earl ve D'Andrea aracın yönelimini ayırıştırma yöntemiyle elde etmektedir. Bir başka çalışmada ise kestirici ve gözlemleyici kullanarak geri besleme yapılmaktadır [14]. Madani ve Benallegue [15]'nin geri basamaklama (backstepping) tabanlı denetleyicileri ise dört-rotorlu araçlara uygulanan doğrusal olmayan denetleyicilere bir örnektir. [16]'da integral kayan kipli denetleyici ile pekiştirilmiş öğrenme (reinforcement learning) tabanlı denetleyiciler karşılaştırılmıştır. Hably ve Merchand'ın

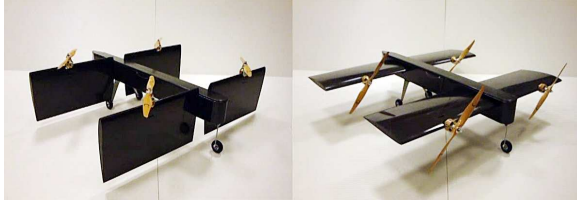
küresel asimptotik kararlı denetleyici tasarımları bulunmaktadır [17]. Dört-rotorlu araçlar için tasarlanmış başka denetleyicilere örnekler ise [18], [19] ve [20]'de yer almaktadır.

Bu bildiriye SUAVİ (Sabancı University Unmanned Aerial Vehicle) olarak adlandırdığımız hava aracının [21] yatay ve dikey uçuş modunda modellenmesi ve kontrolüne ait çalışmalarımız sunulmaktadır. Hava aracının uçuş eyleyicileri dört adet döner kanat ve bu kanatların hücum kenarı üzerinde yer alan dört adet rotordan oluşmaktadır.

Bildiri şu şekilde düzenlenmiştir: II. bölümde, aracın dinamik modeli Newton-Euler yöntemiyle elde edilmiştir. III. bölümde LQR ve PID tabanlı denetleyici tasarımları yapılmıştır. IV. bölümde denetleyicinin performansları benzetim ortamında ölçülmektedir. V. bölümde PID tabanlı denetimcilerle yapılan uçuş deneylerine yer verilmiştir. VI. bölümde ise sonuç ve gelecek çalışmalar yer almaktadır.

## 2. Dinamik Model

Hava aracı, aracın arka ve ön tarafına monte edilmiş dikey ve yatay konum arasında geçiş yapabilen dört adet kanatla donatılmıştır. Şek. 1 'de hava aracı dikey ve yatay uçuş modlarında görülmektedir.



Şekil 1: Hava Aracı Dikey ve Yatay Uçuş Modlarında

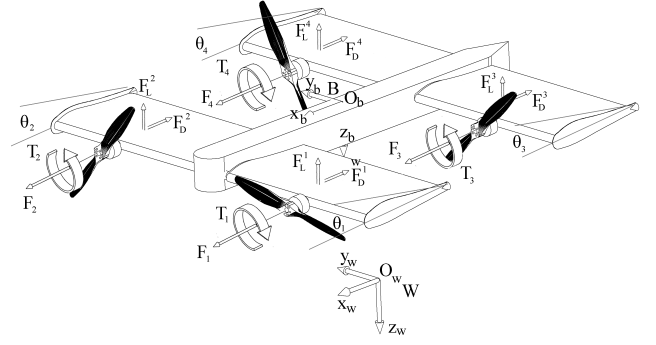
Bu kanat yapısıyla, hava aracının gövdesi kanatlar dikey konumdayken dört-rotorlu bir helikopter yapısına, kanatlar yatay konumda iken ise standart bir uçak yapısına bürünmektedir. Öndeki iki kanat birbirinden bağımsız olarak döndürülerek eleron görevini yapmakta iken arkadaki kanatlar birlikte hareket ederek elevator görevi üstlenmektedir. Bu şekilde yatay uçuş modunda uçan bir uçağın kontrol yüzeyleri en az sayıda eyleyici ile taklit edilmektedir.

Şek. 2'de araç üzerinde tanımlanmış  $B : (O_b, x_b, y_b, z_b)$  koordinat sistemi ve dünya üzerinde tanımlanmış  $W : (O_w, x_w, y_w, z_w)$  ataletsel koordinat sistemi gösterilmiştir. Bu koordinat sistemleri kullanılarak hava aracının yönelim ve pozisyonu dinamik ve kinematik denklemlerle elde edilmiştir. Aracın ağırlık merkezinin pozisyonu ve doğrusal hızı şu şekilde tanımlanmıştır:

$$P_w = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}, V_w = \dot{P}_w = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}$$

Aracın yönelimi ve açılal hızları ise şu şekilde ifade edilmektedir:

$$\alpha_w = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \Omega_w = \dot{\alpha}_w = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$



Şekil 2: Hava Aracı Kanatlar Açılı Konumda ( $0 < \theta_i < \frac{\pi}{2}$ )

Bu denklemlerde  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarını temsil etmektedir. Doğrusal ve açılal hızların araç üzerindeki koordinat sistemi ile dünya koordinat sistemi arasındaki ilişkisini veren denklemler ise (1) ve (2)'de verilmiştir:

$$V_b = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = R(\phi, \theta, \psi) \cdot V_w \quad (1)$$

Bu denklemlerde dönme matrisi

$$R(\phi, \theta, \psi) = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$$

olarak tanımlanmıştır.

$$\Omega_b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E(\phi, \theta) \cdot \Omega_w \quad (2)$$

Bu denklemlerdeki hızları dönüştüren matris şu şekilde verilmektedir:

$$E(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & s_\phi c_\theta \\ 0 & -s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

$s_\beta$  ve  $c_\beta$  kısaltmaları  $\sin(\beta)$  ve  $\cos(\beta)$  yerine kullanılmaktadır.

Aracın 6 serbestlik dereceli dinamik denklemleri araç üzerindeki koordinat sistemi  $B$ 'de şu şekilde yazılabilir:

$$F_t = m\dot{V}_b + \Omega_b \times (m \cdot V_b) \quad (3)$$

$$M_t = I_b\dot{\Omega}_b + \Omega_b \times (I_b \cdot \Omega_b) \quad (4)$$

Bu denklemlerde  $m$  aracın kütesini  $I_b$  ise aracın  $B$  koordinat sisteminde ifade edilmiş atalet matrisini temsil etmektedir.

Aracın ağırlık merkezine etkileyen toplam kuvvet ( $F_t$ ) rotorların ürettiği itki kuvveti ( $F_{th}$ ), yerçekimi kuvveti ( $F_g$ ), kanatların ürettiği kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri ( $F_w$ ) ve bozucu aerodinamik kuvvetler ( $F_d$ ) toplamından oluşmaktadır:

$$F_t = F_g + F_w + F_{th} + F_d \quad (5)$$

Burada,

$$F_g = \begin{bmatrix} -s_\theta \\ s_\phi c_\theta \\ c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \cdot mg$$

$$F_w = \begin{bmatrix} (F_D(\theta_1, v_x, v_z) + F_D(\theta_2, v_x, v_z) + 2F_D(\theta_3, v_x, v_z)) \\ 0 \\ (F_L(\theta_1, v_x, v_z) + F_L(\theta_2, v_x, v_z) + 2F_L(\theta_3, v_x, v_z)) \end{bmatrix}$$

ve

$$F_{th} = \begin{bmatrix} c_{\theta_1} + c_{\theta_2} + c_{\theta_3} + c_{\theta_3} \\ 0 \\ -s_{\theta_1} - s_{\theta_2} - s_{\theta_3} - s_{\theta_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix}$$

olarak verilmektedir. Pervane itkileri  $F_{(1,2,3,4)}$  ise açışal hızın karesiyle doğru orantılı olacak şekilde modellenmiştir:

$$F_i = k\omega_i^2$$

Arka kanatlar birlikte döndükleri için hücum açıları birbirine eşit olmaktadır ( $\theta_3 = \theta_4$ ). Kaldırma kuvveti  $F_L(\theta_i, v_x, v_z)$  ve sürüklenme kuvveti  $F_D(\theta_i, v_x, v_z)$  sadece doğrusal hızların birer fonksiyonu olmayıp aynı zamanda ( $v_x$  ve  $v_z$ ) her bir kanadın hücum açısı  $\theta_i$ 'ye bağlıdır. Bu denklemlerin açık halleri bildirinin sonundaki Ekte verilmiştir.

Aracın ağırlık merkezine etkileyen tork  $M_t$  rotorların yarattığı tork ( $M_{th}$ ) sürüklenme ve kaldırma kuvvetlerinin yarattığı tork ( $M_w$ ), pervanelerin jiroskopik etkisinden oluşan tork ( $M_{gyro}$ ) ve bozucu etken olan aerodinamik tork ( $M_d$ )'nin toplamından oluşmaktadır.

$$M_t = M_{gyro} + M_w + M_{th} + M_d \quad (6)$$

Burada,

$$M_{gyro} = \sum_{i=1}^4 J[\eta_i \Omega_b \times \begin{bmatrix} c_{\theta_i} \\ 0 \\ -s_{\theta_i} \end{bmatrix} \omega_i]$$

$$\eta_{(1,2,3,4)} = 1, -1, -1, 1$$

$$M_w = \begin{bmatrix} (F_L(\theta_1, v_x, v_z) - F_L(\theta_2, v_x, v_z)) \\ (F_L(\theta_1, v_x, v_z) + F_L(\theta_2, v_x, v_z) - 2F_L(\theta_3, v_x, v_z)) \\ (-F_D(\theta_1, v_x, v_z) + F_D(\theta_2, v_x, v_z)) \end{bmatrix}$$

ve

$$M_{th} = \begin{bmatrix} l_s s_{\theta_1} & -l_s s_{\theta_2} & l_s s_{\theta_3} & -l_s s_{\theta_3} \\ l_l s_{\theta_1} & l_l s_{\theta_2} & -l_l s_{\theta_3} & -l_l s_{\theta_3} \\ l_s c_{\theta_2} & -l_s c_{\theta_2} & l_s c_{\theta_3} & -l_s c_{\theta_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k\omega_1^2 \\ k\omega_2^2 \\ k\omega_3^2 \\ k\omega_4^2 \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} -c_{\theta_1} & -c_{\theta_2} & -c_{\theta_3} & -c_{\theta_3} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ s_{\theta_1} & s_{\theta_2} & s_{\theta_3} & s_{\theta_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1 k\omega_1^2 \\ \lambda_2 k\omega_2^2 \\ \lambda_3 k\omega_3^2 \\ \lambda_4 k\omega_4^2 \end{bmatrix}$$

olarak verilmektedir. Burada  $J$  pervanenin dönüş eksenine etrafındaki ataleti simgelemektedir.

Rotorların yarattığı torklar yatay uçuş modunda ( $\theta_{1,2,3} = 0$ )  $x$  eksenine etrafında yuvarlanmaya sebep olurken aynı torklar dikey uçuş modunda ( $\theta_{1,2,3} = \pi/2$ )  $z$  eksenine etrafında sapsmaya sebep olmaktadır.

Aracın modellenmesinde kullanılan parametreler tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Model Parametreleri

Sembol	Tanım	Boyut/Birim
$m$	kütle	4 kg
$l_s$	rotor y eksenine uzaklığı	0.25 m
$l_l$	rotor x eksenine uzaklığı	0.25 m
$\lambda_{1,4}$	tork/kuvvet oranı	0.01 Nm/N
$\lambda_{2,3}$	tork/kuvvet oranı	-0.01 Nm/N

### 3. Denetleyici Tasarımı

Çeşitli denetleyiciler tasarlamak için II. bölümde elde edilen denklemler durum uzayı formuna sokulmuştur. Durum uzayı vektörü  $\chi$  aracın pozisyonu ( $P_w$ ), yönelimi ( $\alpha_w$ ), doğrusal hızları ( $V_b$ ) ve açışal hızlarından ( $\Omega_b$ ) oluşmaktadır:

$$\chi = \begin{bmatrix} P_w \\ V_b \\ \Omega_b \\ \alpha_w \end{bmatrix} \quad (7)$$

(1)-(6) numaralı denklemler ışığında,

$$\dot{\chi} = \begin{bmatrix} \dot{P}_w \\ \dot{V}_b \\ \dot{\Omega}_b \\ \dot{\alpha}_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R^{-1}(\alpha_w) \cdot V_b \\ 1/m \cdot [F_t - \Omega_b \times (m \cdot V_b)] \\ I_b^{-1} \cdot [M_t - \Omega_b \times (I_b \cdot \Omega_b)] \\ E^{-1}(\alpha_w) \cdot \Omega_b \end{bmatrix} \quad (8)$$

elde edilmektedir. Bu doğrusal olmayan denklemler şu formda ifade edilebilir:

$$\dot{\chi} = f(\chi, u) \quad (9)$$

Dört rotorlu hava aracı dikey uçuş modunda 12 boyutlu bir durum uzayı vektörüne sahipken 4 boyutlu bir girdi vektörüyle denetlenmektedir.

#### 3.1. Doğrusallaştırılmış Model ve LQR Tabanlı Denetleyici Tasarımı

LQR tabanlı bir denetleyici tasarımı için, dinamik denklemler aracın havada asılı kalma durumu etrafında doğrusallaştırılmıştır. Havada asılı kalma modu için, kontrol edilebilir değişkenler olarak aracın pozisyonu ( $X, Y, Z$ ) ve sapma açısı ( $\psi$ ) seçilmiştir. Denetleyici tasarımını basitleştirmek adına aracın üzerine etkileyen torklar ve kuvvetler dört sanal kontrol girdisine ( $u_i$ ) ayrıştırılmıştır :

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ k l_s \cdot [(\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)] \\ k l_l \cdot [(\omega_1^2 + \omega_2^2) - (\omega_3^2 + \omega_4^2)] \\ k(\lambda_1 \omega_1^2 + \lambda_2 \omega_2^2 + \lambda_3 \omega_3^2 + \lambda_4 \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (10)$$

(8) numaralı denklemler kullanılarak

$$\dot{\chi} = A\chi + Bu \quad (11)$$

formunda doğrusallaştırılmış durum uzayı modeli elde edilmiştir.

$$u(t) = -K(\chi(t) - \chi_{ref}) \quad (12)$$

formunda bir denetleyici tasarımında,  $\chi_{ref}$  referans değişkenlerini temsil etmektedir. Geri besleme matrisi K

$$J = \int_0^{\infty} [(\chi(t) - \chi_{ref})^T Q (\chi(t) - \chi_{ref}) + u(t)^T R u(t)] dt \quad (13)$$

fonksiyonunun minimize edilmesi ile elde edilmektedir.  $Q$  ve  $R$  matrisleri sırasıyla pozitif yarı-tanımlı ve pozitif tanımlıdır.

Aracın  $z$  eksenini etrafında  $360^\circ$  derece sapma kontrolü, belirli sayıda nominal uçuş noktaları için tasarlanan LQR tabanlı denetleyicilerin enterpolasyonu ile elde edilmektedir.

### 3.2. Doğrusallaştırılmış Model ve PID Tabanlı Denetleyici Tasarımı

PID denetleyiciler çok yaygın olarak kullanılmakta olup basit yapılarına rağmen başarılı sonuçlar sunabilmektedirler. Bu sebepten SUAVİ'nin dikey uçuş deneylerinde yönelim ve irtifa stabilizasyonu sağlamak amacıyla PID denetleyiciler tasarlanmıştır. İrtifa, yuvarlanma, yunuslama ve sapma differansiyel denklemleri aracın dikey uçuş modu için (8) numaralı denklemden şu şekilde elde edilmiştir:

$$\ddot{z} = (\cos(\phi)\cos(\theta)) \frac{u_1}{m} + g \quad (14)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{J}{I_{xx}} q\Omega_p \quad (15)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{J}{I_{yy}} p\Omega_p \quad (16)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{u_4}{I_{zz}} \quad (17)$$

Bu denklemlerde  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$  sırasıyla aracın  $x$ ,  $y$ ,  $z$  eksenleri etrafında hesaplanmış atalet değerleridir.  $u_{(1,2,3,4)}$  değişkenleri ise (10) numaralı denklemden belirtilen sanal kontrol girdileridir. Toplam pervane hızı  $\Omega_p$  ise şu şekilde elde edilmektedir:

$$\Omega_p = \omega_1 - \omega_2 - \omega_3 + \omega_4$$

Bu denklemlerin PID denetim için doğrusallaştırılmaları sonucu aşağıda verilen denklemlere ulaşılmıştır:

$$\ddot{z} = \frac{u_1}{m} + g \quad (18)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{u_2}{I_{xx}} \quad (19)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}} \quad (20)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}} \quad (21)$$

Bu dinamik denklemler için, hata fonksiyonunun  $e(t) = X_{ref} - X(t)$  şeklinde tanımlandığı PID denetim kuralı ise şu şekilde elde edilmiştir:

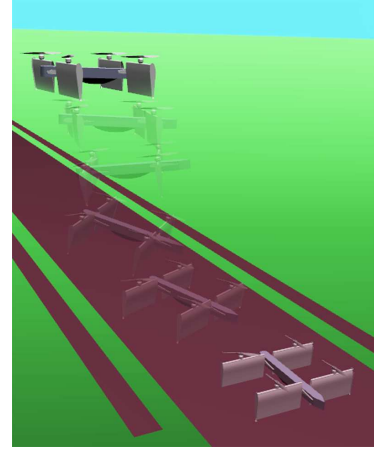
$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau - K_d \frac{dX(t)}{dt} \quad (22)$$

Burada  $K_p$ ,  $K_i$  ve  $K_d$  denetimci parametreleri olup  $X(t)$  değişkeni  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  ve  $Z$  durum değişkenlerini temsil etmektedir.

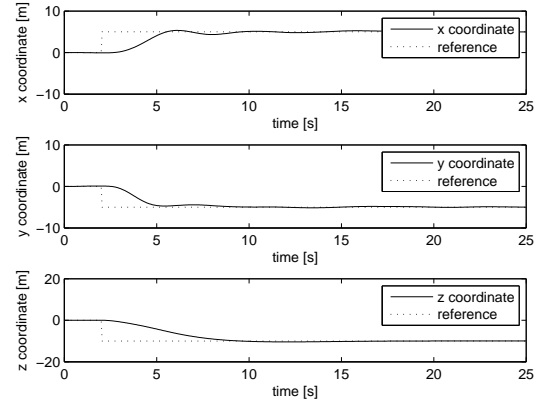
## 4. Benzetim Sonuçları

LQR tabanlı denetleyicinin performansı (8) numaralı denklemden verilen doğrusal olmayan model üzerinde MATLAB/Simulink ortamında incelenmiştir. LQR tasarımında kullanılan  $Q$  ve  $R$  matrisleri  $Q = 10^{-1} \cdot I_{12 \times 12}$  ve  $R = \text{diag}(10^{-1}, 10, 10, 10)$  olarak seçilmiştir.

Bir kilogram ağırlığında yüklemeye (payload) uygulanan araç için başlangıç koşulları olarak  $P_w = (0, 0, 0)^T$  ve  $\alpha_w = (0, 0, 0)^T$  kullanılan benzetim çalışmalarında Şek. 4 ve Şek. 5,  $P_{ref} = (5, -5, -10)^T$  ve  $\psi_r = -\pi/2$  referansları verildiğinde aracın konum ve yönelim değişkenlerinin değişimini göstermektedir.

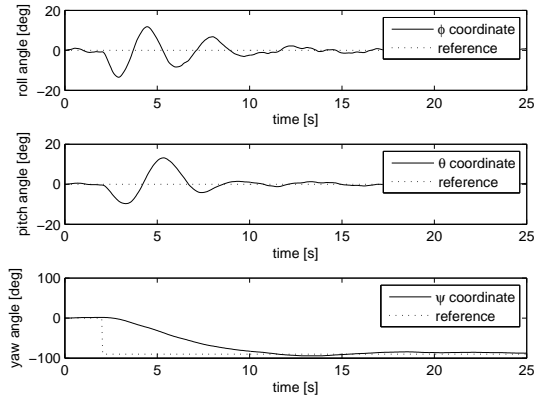


Şekil 3: LQR Denetleyici Performansının Görselleştirilmesi

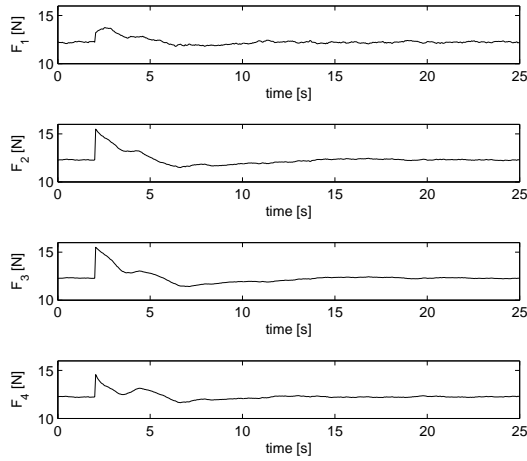


Şekil 4: LQR Denetleyici ile Aracın Pozisyon Denetimi

Pozisyon ve açı referanslarının denge konumuna oldukça küçük hatayla ulaştıkları gözlemlenmiştir. Şek. 6'da her bir rotorun ürettiği itki kuvvetleri gözükmektedir. Üretilen bu kuvvetlerin rotorların fiziksel limitleri olan ( $\approx 16$  N)'u aşmaması ve nominal itkinin  $\pm\%20$  sınırı dışına çıkmaması önemlidir.



Şekil 5: LQR Denetleyici ile Aracın Yönelim Denetimi



Şekil 6: LQR Denetimi Altında Eyleyici Eforu

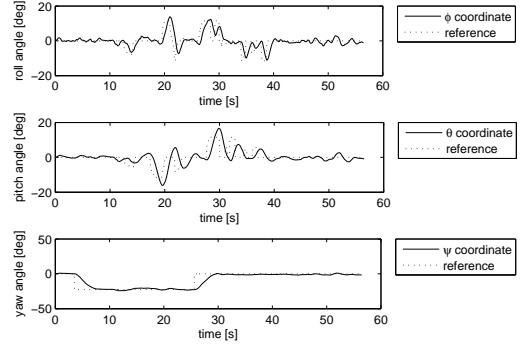
Tasarlanan PID denetiminin performansı da aynı dinamik model üzerinde incelenmiştir.  $K_p$ ,  $K_i$  ve  $K_d$  değerleri Tablo 2'de verilmiştir. Başlangıç koşulları olarak  $P_w = (0, 0, 0)^T$

Tablo 2: PID parametreleri

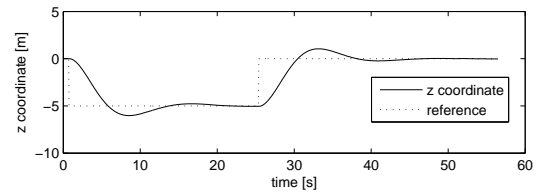
	$K_p$	$K_i$	$K_d$
Yuvarlanma ( $\phi$ )	1	0.001	0.5
Yunuslama ( $\theta$ )	1	0.001	0.5
Sapma ( $\psi$ )	0.5	0.001	0.9
İrtifa ( $Z$ )	2	0.1	2.5

konumu ve  $\alpha_w = (0, 0, 0)^T$  yöneliminde olan araç için, Şek. 7 ve 8 aracın yönelim ve irtifa değişkenlerinin kullanıcı girdileri altındaki değişimini göstermektedir.

Verilen irtifa ve yönelim komutlarının küçük kararlı hal

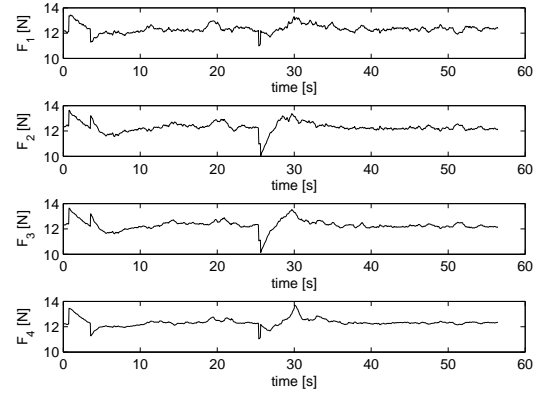


Şekil 7: PID ile Yönelim Denetimi



Şekil 8: PID ile İrtifa Denetimi

hatası ile takip edildiği ve istenen manevraların başarılı bir şekilde yapıldığı gözükmektedir. Denetim sırasında harcanan eyleyici eforu ise Şek. 9'da gösterildiği üzere fiziksel limitleri aşmamaktadır.

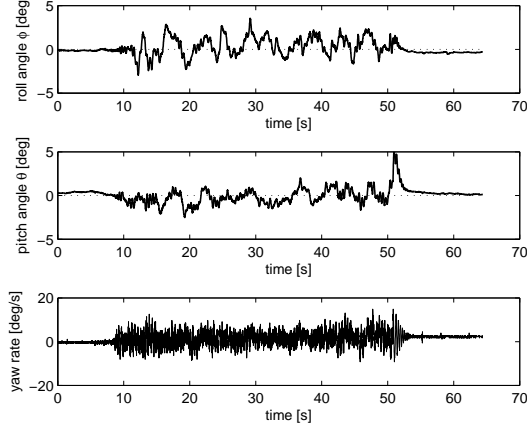


Şekil 9: PID Denetimi Altında Eyleyici Eforu

## 5. Deneysel Sonuçlar

Tasarlanan PID denetimler SUAVİ'nin üzerinde bulunan mikrodenetleyiciye uygulanmış olup aracın yönelim kontrolüne dair uçuş testleri yapılmıştır. Sapma açısının denetimi için gereken ölçümün henüz tam sağlıklı biçimde elde edilememesi

sebebiyle yönelim denetimi sapma eksenini için açılma hızı değişkeni üzerinden yapılmıştır. Üç metreye üç metre boyutlarındaki bir alanda yapılan uçuş deneylerine ait bir grafik Şek. 10'da verilmiştir.



Şekil 10: SUAVİ Yönelim Denetimi Deneysel Sonuçları

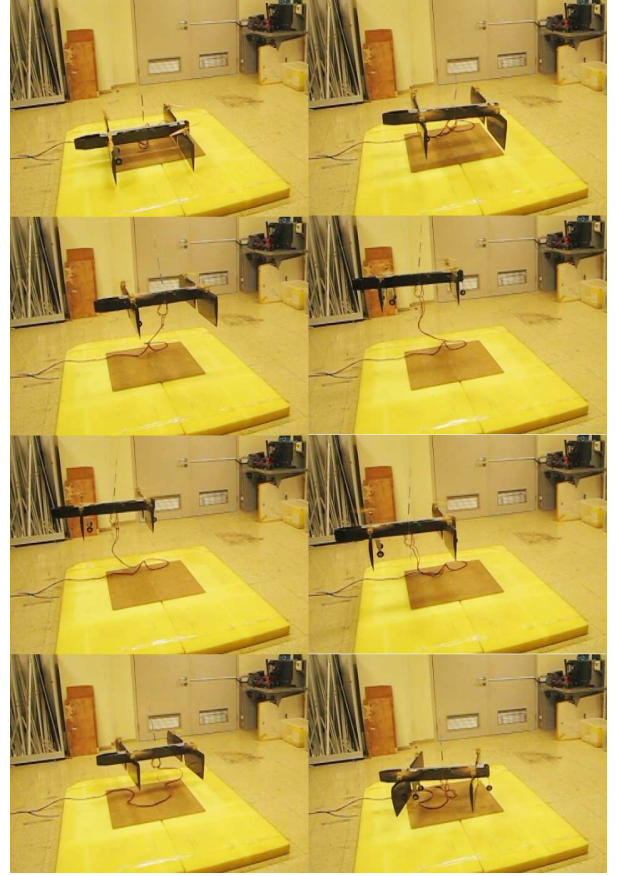
Şek. 10'da gösterilen uçuş verilerinden görüldüğü üzere hava aracı PID denetimi altında yuvarlanma ve yunuslama açılarına ilaveten sapma açılma hızının kararlılığını başarılı bir şekilde sağlamaktadır. Deneysel veriler benzetim ortamında elde edilene oldukça yakın sonuçlar vermekte, hava aracı uçuş sırasında benzetimlere yakın performans sergilemektedir. Şek. 11 hava aracının uçuş sırasındaki görüntülerini içermektedir.

## 6. Sonuç ve Gelecek Çalışmalar

Bu bildiriye döner-kanatlı bir hava aracının (SUAVİ) modellenmesi ve kontrolü ile ilgili çalışmalar anlatılmıştır. Hava aracının tam dinamik modeli Newton-Euler yöntemiyle elde edilmiştir. Tasarlanan denetleyiciler Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışmalarıyla test edilmiştir. LQR tabanlı bir denetleyici pozisyon kontrolü için tasarlanmış ve doğrusal olmayan modelde dikey uçuş modunda uygulanmıştır. Bu denetleyici ile başarılı pozisyon takibi yapılabildiği gözlemlenmiştir. PID tabanlı bir denetleyici ise yönelim ve irtifa kontrolü için tasarlanmış olup, simülasyon ortamında ve deneysel olarak başarılı performans sergilediği gösterilmiştir. Gelecek çalışmalar denetleyici tasarımındaki gelişmeleri ve bu denetleyicilerin aracın üzerinde uygulamalarını içerecektir.

## 7. Teşekkür

Bu çalışma TÜBİTAK tarafından 107M179 No'lu "İnsansız Otonom Bir Hava Aracının Mekanik Tasarımı, Prototip İmalatı ve Uçuş Kontrolü" adlı 1001 bilimsel araştırma projesi kapsamında desteklenmiştir.



Şekil 11: SUAVİ Uçuş Sırasında

## 8. Ek

ANSYS® benzetimlerinden elde edilen veriler kullanılarak elde edilen kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri aşağıda verilmiştir.

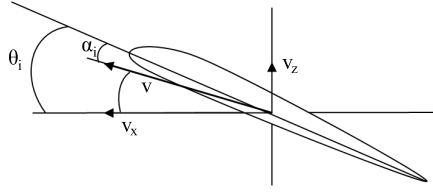
$$\begin{bmatrix} F_D \\ 0 \\ F_L \end{bmatrix} = R(\theta_i) \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}c_D(\alpha_i)\rho Av_\alpha^2 \\ 0 \\ -\frac{1}{2}c_L(\alpha_i)\rho Av_\alpha^2 \end{bmatrix}$$

Burada  $\rho$  hava yoğunluğu,  $A$  kanat alanı,  $v_\alpha$  hava akış hızı ve  $\alpha_i$  ise Şek. 12'de gösterildiği üzere etkin hücum açısı değişkenini temsil etmektedir.  $R(\theta_i)$  rotasyon matrisi ise  $y$  eksenini etrafında bir dönüşüm ile kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerini araç koordinat sistemine taşımak için kullanılmaktadır. Hava akış hızı ve etkin hücum açısının hesaplanma yöntemleri (23) ve (24) numaralı denklemlerde verilmiştir.

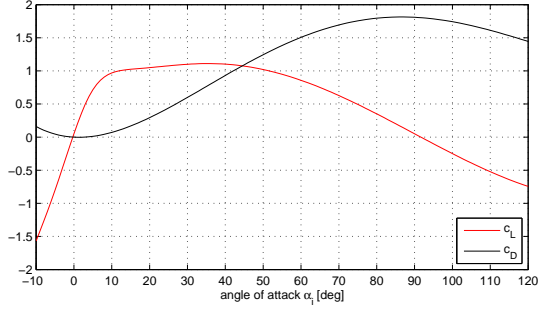
$$v_\alpha = \sqrt{v_x^2 + v_z^2} \quad (23)$$

$$\alpha_i = \theta_i - (-\text{atan2}(v_z, v_x)) \quad (24)$$

Kaldırma katsayısı  $c_L$  ve sürüklenme katsayısı  $c_D$  ise benzetimlerle Şek. 13'te gösterildiği gibi elde edilmiştir.



Şekil 12: Hücum Açısı  $\alpha_i$  ve Hava Hızı  $v_\alpha$



Şekil 13: Kaldırma ( $c_L$ ) ve Sürüklenme ( $c_D$ ) Kuvveti Katsayıları

## 9. Kaynakça

- [1] Boeing, V-22 Osprey, September 13, 2008. <http://www.boeing.com/rotorcraft/military/v22/index.htm>
- [2] The Bell Eagle Eye UAS, September 13, 2008. <http://www.bellhelicopter.com/en/aircraft/military/bellEagleEye.cfm>
- [3] J.J. Dickeson, D. Miles, O. Cifdaloz, Wells, V.L. Rodriguez, A.A., "Robust LPV H Gain-Scheduled Hover-to-Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft in the Presence of CG Variations," *American Control Conference. ACC '07*, vol., no., pp.5266-5271, 9-13 July 2007
- [4] F. Kendoul, I. Fantoni, R. Lozano, "Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors," *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference*, December 12-15, Seville, Spain, 2005
- [5] Snyder, D., "The Quad Tiltrotor: Its Beginning and Evolution," Proceedings of the 56th Annual Forum, *American Helicopter Society*, Virginia Beach, Virginia, May 2000.
- [6] K. Nonami, "Prospect and Recent Research & Development for Civil Use Autonomous Unmanned Aircraft as UAV and MAV," *Journal of System Design and Dynamics*, Vol.1, No.2, 2007
- [7] S. Bouabdallah, A. Noth and 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, Japan, 2004.
- [8] Tommaso Bresciani, "Modeling Identification and Control of a Quadrotor Helicopter", *Master Thesis, Department of Automatic Control, Lund University*, October, 2008.

- [9] B. Erginer and E. Altug, "Modeling and PD control of a Quadrotor VTOL Vehicle" *Proc. of the 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, June 13-15 Istanbul, Turkey, 2007.
- [10] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude Stabilization of a Four-Rotor Aerial Robot" *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, December 14-17 Atlantis, Paradise Island, Bahamas, 2004.
- [11] I. D. Cowling, O. A. Yakimenko, J. F. Whidborne and A. K. Cooke, "A Prototype of an Autonomous Controller for a Quadrotor UAV," *European Control Conference 2007 Kos*, 2-5 July, Kos, Greek, 2007.
- [12] H. Voos, "Nonlinear State-Dependent Riccati Equation Control of a Quadrotor UAV" *Proc. of the 2006 IEEE Int. Conference on Control Applications* Oct 4-6, Munich, Germany, 2006.
- [13] M. G. Earl and R. D'Andrea, "Real-time Attitude Estimation Techniques Applied to a Four Rotor Helicopter" *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, December 14-17 Atlantis, Paradise Island, Bahamas, 2004.
- [14] D. Lee, T. C. Burg, B. Xian and D. M. Dawson, "Output Feedback Tracking Control of an Underactuated Quadrotor UAV" *Proc. of the 2007 American Control Conference*, July 11-13 New York City, USA, 2007.
- [15] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping Control with Exact 2-Sliding Mode Estimation for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", *Proc. of the 2007 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems*, Oct 29 - Nov 2, San Diego, CA, USA, 2007
- [16] S. L. Waslander, G. M. Hoffmann, J. S. Jang and C. J. Tomlin, "Multi-Agent Quadrotor Testbed Control Design: Integral Sliding Mode vs Reinforcement Learning", *Proc. of the 2005 IEEE/RSJ Int. Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2005
- [17] A. Hably and N. Merchand, "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, USA, 2007
- [18] S. Bouabdallah and 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, USA, 2007
- [19] L. Beji, A. Abichou and K. M. Zemalache, "Smooth control of an X4 bidirectional rotors flying robot", *Proc. of the Fifth Int. Workshop on Robot Motion and Control*, June 23-25, 2005
- [20] N. Guenard, T. Hamel and V. Moreau, "Dynamic modeling and intuitive control strategy for an "X4-flyer"", *Proc. of Int. Conference on Control and Automation-ICCA*, June 26-29, Budapest, Hungary, 2005
- [21] E. Çetinsoy, K. T. Öner, İ. Kandemir, M. F. Akşit, M. Ünel ve K. Gülez, "Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVi) Mekanik ve Aerodinamik Tasarımı", *Türkiye Otomatik Kontrol Konferansı 2008*, İstanbul, Türkiye, 2008