

DİKEY İNİŞ-KALKIŞ YAPABİLEN DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ(QUADROTOR) UÇUŞ KONTROLÜ

Hv.Pl't. Ütğm. İ. Can
DİKMEN*

HHO Havacılık ve Uzay
Teknolojileri Enstitüsü
candikmen@gmail.com

Dr.Hv.Müh.Yb. Aydemir
ARISOY

Hava Harp Okulu Dekanlığı
Elektronik Müh. Böl.
a.arisoy@hho.edu.tr

Hakan TEMELTAŞ

İstanbul Teknik Üniversitesi
Elektrik-Elektronik Fakültesi
temeltas@elk.itu.edu.tr

Geliş Tarihi: 25 Ağustos 2009, Kabul Tarihi: 28 Ocak 2010

ÖZET

Bu çalışmada quadrotorun durumsal ve hover kontrolleri üzerinde durulmuştur. Klasik PD kontrol, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayma kipli kontrol teknikleri doğrusal olmayan sistem için benzetim çalışmasında matematiksel modeline; deneysel çalışmada ise quadrotor platformuna uygulanmıştır. Bahsi geçen kontrol teknikleri bilgisayarlı benzetim ortamında quadrotorun durum kontrolüne; önceden belirlenen hedefler doğrultusunda uygulanmış ve sonuçları karşılaştırılmıştır.

***Anahtar Kelimeler:** Quadrotor; Dayanıklı Kontrol; PD; Geri Adımlamalı Kontrol; Kayma Kipli Kontrol; Ters Dinamik Kontrol.*

FLIGHT CONTROL OF A VTOL AIR VEHICLE (QUADROTOR)

ABSTRACT

This study includes altitude stabilization, hovering control and attitude control of quadrotor. Classically PD controller derived and applied to this system. Inverse dynamic control, feedback linearization control and sliding mode control methods have used to derive as nonlinear controllers. Linear and nonlinear control techniques applied to mathematical model as simulation and applied to quadrotor platform for experimental results. Derived control methods have been performed using computer simulations and compared the results according to this study objectives.

***Keywords:** Quadrotor; Robust Control; PD; Back Stepping; Sliding Mode; Inverse Dynamic Control.*

1. GİRİŞ

Günümüzde otonom insansız hava araçları (İHA) ticari, askeri ve akademik platformlarda artan bir popülerliğe sahiptir. Askeri uygulamalar insansız hava araçları pazarında en büyük payı oluşturmakta ve giderek büyüyen bir endüstri yaratmaktadır. Quadrotorlar yapısal basitlikleri ve fakat kontrol güçlüklerine karşın en büyük ilgiyi görmektedir. Daha önce benzetim olarak veya gerçek sistem üzerinde çeşitli kontrol teknikleri çalışılmıştır [1-5]. Bu çalışmada quadrotorun matematiksel modeli benzetim ve kontrol uygulamaları için ele alınmıştır. Sonuç olarak bu makalede dört farklı kontrol tekniği çalışılmış ve çalışmanın hedefleri doğrultusunda

kıyaslanmıştır. Geliştirilen tasarımıyla quadrotorun ve deney setinin imalatı ve işlerliği sağlanmıştır.

Bu çalışmada lineer olmayan, quadrotorun açısız durum sisteminin kontrolüne yönelik olarak PD kontrol, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayma kipli kontrol yöntemleri uygulanmıştır. Bahsi geçen kontrol yöntemleri bilgisayar benzetimi kullanılarak test edilmiş ve ana amaçlar doğrultusunda kıyaslanmıştır.

Takip eden bölümde quadrotorun matematiksel modelinin incelenmesi ele alınmıştır. Üçüncü bölümde; kontrol yöntemlerinin kısaca matematiksel anlatımı ve modele nasıl uygulanacağı üzerinde durulmuştur. Dördüncü bölümde; üçüncü bölümde

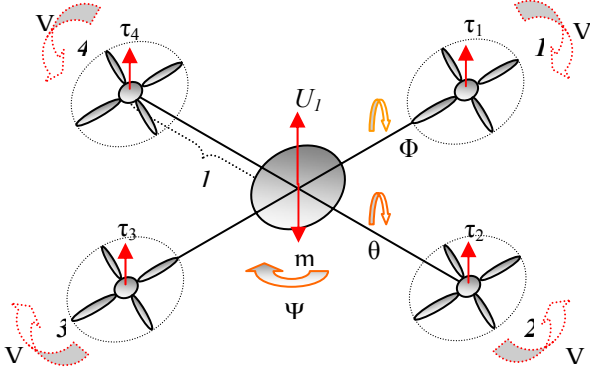
*Sorumlu Yazar

değinen kontrol yöntemlerinin benzetim sonuçları sergilenmiştir. Beşinci bölümde ise deney setinin kısaca tanıtımına yer verilmiş ve altıncı bölümde ise imal edilen bu deney seti ve quadrotorun deneysel sonuçları sunulmuştur. Yedinci bölümde elde edilen benzetim ve deney sonuçlarına değinilmiştir.

2. QUADROTORUN DİNAMİĞİ

2.1 Modelleme

Dizaynı itibariyle quadrotorun kontrolü pervanelerinin dönülerinin birbirinden bağımsız olarak değiştirilmesiyle sağlanır [1-7].



Şekil 1. Quadrotor.

Pervane dönülerini değiştirerek sistemde torklar ve momentler oluşturulur. V_i ; i'nci pervanenin dönüş hızı τ_i ise itkisi olsun . Böylece sisteme etki eden toplam itki ifadesi:

$$U_1 = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 \quad (1)$$

2 ve 4 numaralı pervanelerin dönüşü değiştirilerek sistemde yalpa momenti oluşturulur.

$$U_2 = l(\tau_4 - \tau_2) \quad (2)$$

1 ve 3 numaralı pervanelerin dönüşü değiştirilerek de yunuslama momenti elde edilir.

$$U_3 = l(\tau_3 - \tau_1) \quad (3)$$

Ve tek yada çift numaralı pervanelerin dönü değişimiyle de sapma momenti elde edilir.

$$U_4 = (\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4) \quad (4)$$

İtki dönünün karesi ile doğru orantılı olduğundan itki bağıntısı şu şekilde yazılabilir [5].

$$T_i = b\Omega_i^2 \quad (5)$$

$$D_i = d\Omega_i^2 \quad (6)$$

Böylece sisteme etki eden momentler;

$$U_1 = l(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (7)$$

$$U_2 = l(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (8)$$

$$U_3 = (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (9)$$

$$\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \quad (10)$$

olarak yazılır. $U_{1,2,3}$ kontrol işaretleridir.

Dinamik model Euler-Lagrange yaklaşımı ile aşağıdaki varsayımlar doğrultusunda oluşturulmuştur [5], [6], [7]:

- Yapı katıdır (rigid).
- Yapı simetriktir.
- Kütle merkezi ile gövde merkezi aynı eksendedir.
- Pervaneler katıdır (rigid).
- İtki ve sürüklenme dönünün karesiyle doğru orantılıdır. Lagrangian'ın türevlenmiş hareket denklemini yazarsak:

$$L = T - V, \quad \Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (11)$$

burada \dot{q}_i genelleştirilmiş koordinatlar ve Γ_i genelleştirilmiş kuvvetlerdir. Buradan hareket denklemleri şu hali alır;

$$I_{xx} \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz}) + J_R \dot{\theta} \Omega_r + U_1 \quad (12)$$

$$I_{yy} \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx}) + J_R \dot{\phi} \Omega_r + U_2 \quad (13)$$

$$I_{zz} \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_{xx} - I_{yy}) + U_3 \quad (14)$$

Bu denklemlerde görülen sembollerin tanımları Tablo 1'de gösterildiği gibidir.

Tablo 1. Matematiksel modelde kullanılan sembollerin tanımları.

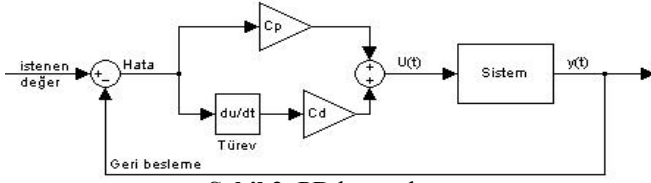
Sembol	Tanım
Φ	yalpa açısı
θ	yunuslama açısı
Ψ	sapma açısı
τ	itki
Ω	pervane dönüşü
Ω_r	dönüsel dengesizlik
m	kütle
L	kol uzunluğu
b, d	itki, sürüklenme sabiti

3. KONTROL

Bu bölümde quadrotorun açısal alt sisteme uygulanan kontrol yöntemleri ele alınacaktır. Bunlar aşağıda sırayla değinileceği üzere, PD kontrol, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol and kayma kipli kontroldür. Burada temel denklemler [7], [8], [9], [10]'dan alınmıştır.

3.1 PD Kontrol

PD kontrolünde sistem istenen davranışı vermeye yönlendirilir. Bu da hatanın hesaplanması ve bir katsayı ile çarpılıp giriş işaretine eklenmesiyle sağlanır.



Şekil 2. PD kontrol şeması

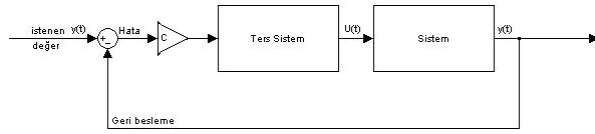
$$U_1 = C_{p\phi}(\phi_d - \phi) + C_{d\phi}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (15)$$

$$U_2 = C_{p\theta}(\theta_d - \theta) + C_{d\theta}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (16)$$

$$U_3 = C_{p\psi}(\psi_d - \psi) + C_{d\psi}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \quad (17)$$

3.2 Ters Dinamik Kontrol

Bu yöntemde sistem kendi dinamiğinin tersiyle kontrol edilmektedir. Temel fikir sistemin davranışını hesaplayarak istenen çıkışı elde etmek için uygulanacak girişi elde etmektir [11].



Şekil 3. Ters dinamik kontrol şeması.

Eğer değişkenler yeniden adlandırılır ve hareket denklemleri matris formunda tekrar yazılırsa;

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & a_1 + a_2 \Omega_r & a_1 \\ a_3 + a_4 \Omega_r & 0 & a_3 \\ a_5 & a_5 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}$$

Burada katsayılar Tablo 2'deki gibidir.

Tablo 2. Katsayıların açıklımları.

a ₁	(I _y -I _z)/I _x
a ₂	-J _r /I _x
a ₃	(I _z -I _x)/I _y
a ₄	J _r /I _y
a ₅	(I _x -I _y)/I _z
b ₁	1/I _x
b ₂	1/I _y
b ₃	1/I _z

Ω_r 'nin hovera yakın koşullarda sabit olduğu kabul edilerek sistem dinamiğinin tersi aşağıdaki şekilde yazılır;

$$\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$-\begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 & a_1 + a_2 \Omega_r & a_1 \\ a_3 + a_4 \Omega_r & 0 & a_3 \\ a_5 & a_5 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

3.3 Geri Adımlamalı Kontrol

Bu kontrol yöntemi, [12] ve [13] 'de de anlatıldığı üzere, sistemi istenen çıkışı verecek şekilde yönlendirir.

Birinci adımda hata hesaplanır,

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (18)$$

$$V(z_1) = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (19)$$

(17)'nin zamana göre türevi

$$\dot{V}(z_1) = z_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_2) \quad (20)$$

Takiben sanal bir işaret yaratılır

$$x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1 \quad \alpha_1 > 0 \quad (21)$$

$$\dot{V}(z_1) = -\alpha_1 z_1^2 \quad (22)$$

$$z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 z_1 \quad (23)$$

$$V(z_1, z_2) = \frac{1}{2} (z_1^2 + z_2^2) \quad (24)$$

$$\dot{V}(z_1, z_2) = z_2(a_1 x_4 x_6 + a_2 x_4 \Omega_r + b_1 U_2) - z_1 z_2 - \alpha_1 z_1^2 - z_2(\dot{x}_{1d} - \alpha_1(z_2 + \alpha_1 z_1)) \quad (25)$$

$$\dot{V}(z_1, z_2) < 0 \text{ gerçekleyecek şekilde } \ddot{x}_{1,2,3d} = 0$$

Böylece U₁ şu şekilde yazılabilir

$$U_1 = \frac{1}{b_1} (z_1 - a_1 x_4 x_6 - a_2 x_4 \Omega_r - \alpha_1(z_2 + \alpha_1 z_1) - \alpha_2 z_2) \quad (26)$$

U₂ ve U₃ aynı adımlar izlenerek hesaplanır [12], [13]

$$U_2 = \frac{1}{b_2} (z_3 - a_3 x_2 x_6 - a_4 x_2 \Omega_r - \alpha_3(z_4 + \alpha_3 z_3) - \alpha_4 z_4) \quad (27)$$

$$U_3 = \frac{1}{b_3} (z_5 - a_5 x_2 x_4 - \alpha_5(z_6 + \alpha_5 z_5) - \alpha_6 z_6) \quad (28)$$

3.4 Kayma Kipli Kontrol

Kayma kipli kontrol yönteminde Lyapunov kararlılık metodu kullanılarak lineer olmayan sistemin kontrolü sağlanır. Kayma kipli kontrol yaklaşımında daha yüksek dereceden bir sistem birinci mertebeden bir sisteme dönüştürülür. Bu sayede, kolay ve

dayanıklı(robust) olan kontrol yöntemi uygulanabilir[14]. Sistemimiz şu şekilde tanımlanabilir

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (29)$$

$$\dot{x}_2 = f(x) + g(x)U \quad (30)$$

stabil bir manifolda göre koordinat tanımlanırsa

$$s = x_2 + Cx_1 \quad (31)$$

$$\dot{s} = \dot{x}_2 + C\dot{x}_1 = f(x) + g(x)U + Cx_2 \quad (32)$$

Takiben Lyapunov aday fonksiyonu seçilir

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (33)$$

ve zamana göre türevi alınır.

$$\dot{V} = s\dot{s} = s[f(x) + g(x) + Cx_2] \quad (34)$$

Kararlılığı sağlamak için

$$U = \begin{cases} < \beta(x) & \text{for } s > 0 \\ \beta(x) & \text{for } s = 0 \\ > \beta(x) & \text{for } s < 0 \end{cases} \quad (35)$$

olmalıdır. Burada

$$\beta(x) = -\frac{f(x) + Cx_2}{g(x)} \quad (36)$$

olarak ifade edilir. Bu da kontrol işareti olarak

$$U = \beta(x) - K \text{sign}(s) \quad , \quad K > 0 \quad (37)$$

seçilerek sağlanır.

Sistemimize uygulandığında

$$\sigma_\phi = (\phi_d - \phi)S_1 + (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (38)$$

$$\beta(x) = -\frac{a_1\dot{\theta}\dot{\psi} + a_2\dot{\theta}\dot{\Omega}_r + S_2\dot{\phi}}{b_1} \quad (39)$$

$$U_1 = -\frac{a_1\dot{\theta}\dot{\psi} + a_2\dot{\theta}\dot{\Omega}_r + S_2\dot{\phi}}{b_1} - K_1 \text{sign}(\sigma_\phi) \quad (40)$$

U_2 ve U_3 aynı adımlar izlenerek hesaplanır

$$U_2 = -\frac{a_3\dot{\phi}\dot{\psi} + a_4\dot{\phi}\dot{\Omega}_r + S_4\dot{\theta}}{b_2} - K_2 \text{sign}(\sigma_\theta) \quad (41)$$

$$U_3 = -\frac{a_5\dot{\theta}\dot{\phi} + S_6\dot{\psi}}{b_3} - K_3 \text{sign}(\sigma_\psi) \quad (42)$$

4. BENZETİM SONUÇLARI

4.1 PD Kontrol

Simulink Signal Constraint bloğu kullanılarak C_p and C_d sabitleri Tablo 3'deki kısıtlar ile optimize edilmiştir;

Tablo 3. PD kontrolörün katsayı optimizasyonunda kullanılan kısıtlar.

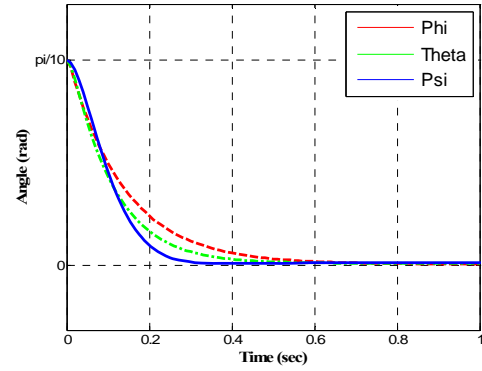
	Gürültüsüz		Gürültülü	
	Zaman(sn)	Değer	Zaman(sn)	Değer
phi	0.1	5.73	0.2	5.73
theta	0.1	5.73	0.2	5.73
psi	0.1	5.73	0.2	5.73

Elde edilen değerler: Gürültüsüz;

$$C_{p\phi} = 15.4765, C_{d\phi} = 0.5578$$

$$C_{p\theta} = 7.0685, C_{d\theta} = 0.4078$$

$$C_{p\psi} = 5.0379, C_{d\psi} = 0.2438$$



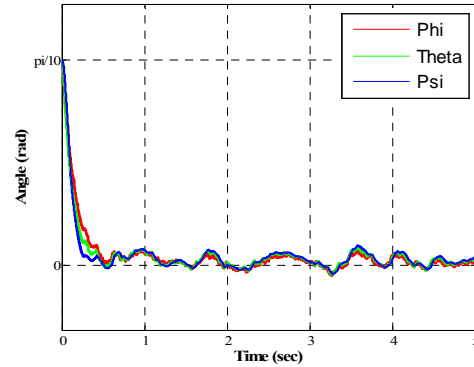
Şekil 4. $\pi/10$ başlangıç değeriyle PD kontrol sonuçları; gürültüsüz.

Gauss gürültüsü ile; ortalama=0, varyans=0.01 rad.

$$C_{p\phi} = 15.3529, C_{d\phi} = 2.1557$$

$$C_{p\theta} = 7.0314, C_{d\theta} = 0.7961$$

$$C_{p\psi} = 5.0170, C_{d\psi} = 0.5169$$



Şekil 5. $\pi/10$ başlangıç değeriyle PD kontrol sonuçları; gürültülü.

4.2 Ters Dinamik Kontrol

Simulink Signal Constraint bloğu kullanılarak $C_{inv1,2,3,4,5,6}$ sabitleri Tablo 4'deki kısıtlar ile optimize edilmiştir;

Tablo 4. Ters dinamik kontrolörün katsayı optimizasyonunda kullanılan kısıtlar.

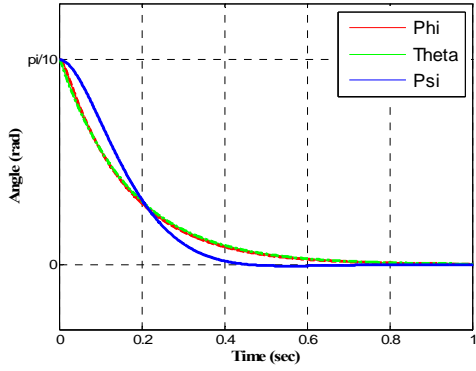
	Gürültüsüz		Gürültülü	
	Zaman(sn)	Değer	Zaman(sn)	Değer
phi	0.1	5.73	0.2	5.73
theta	0.1	5.73	0.2	5.73
psi	0.1	5.73	0.2	5.73

Elde edilen değerler: Gürültüsüz;

$$C_{inv1} = 11.3537, C_{inv2} = 2.0359$$

$$C_{inv3} = 11.2894, C_{inv4} = 2.0969$$

$$C_{inv5} = 7.0429, C_{inv6} = 0.2953$$



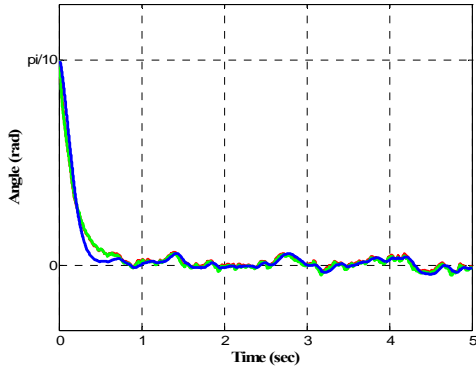
Şekil 6. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Ters kontrol sonuçları; gürültüsüz.

Gauss gürültüsü ile; ortalama=0, varyans=0.01 rad.

$$C_{inv1} = 6.0012, C_{inv2} = 1.2902$$

$$C_{inv3} = 5.8267, C_{inv4} = 2.3858$$

$$C_{inv5} = 6.2079, C_{inv6} = 0.3028$$



Şekil 7. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Ters kontrol sonuçları; gürültülü.

4.3 Geri Adımlamalı Kontrol

Optimizasyon kısıtları Tablo 5'de verilmiştir.

Tablo 5. Geri adımlamalı kontrolörün katsayı optimizasyonunda kullanılan kısıtlar.

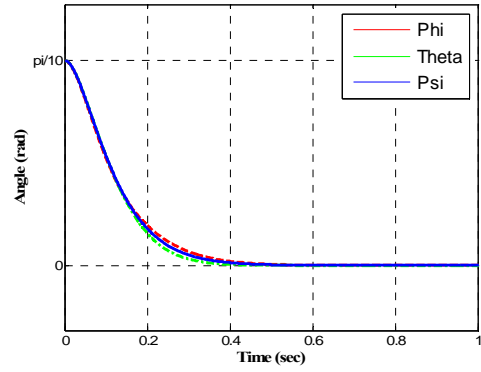
	Gürültüsüz		Gürültülü	
	Zaman(sn)	Değer	Zaman(sn)	Değer
phi	0.15	5.73	0.2	5.73
theta	0.15	5.73	0.2	5.73
psi	0.15	5.73	0.2	5.73

Gürültüsüz optimize edilmiş katsayılar aşağıdaki gibidir:

$$\alpha_1 = 17.2615, \alpha_2 = 15.1757$$

$$\alpha_3 = 15.4668, \alpha_4 = 15.4668$$

$$\alpha_5 = 15.6415, \alpha_6 = 15.6415$$



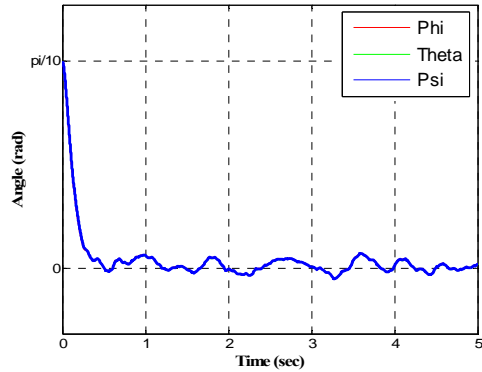
Şekil 8. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Geri Adımlamalı Kontrol sonuçları; gürültüsüz.

Gauss gürültüsü ile optimize edilmiş sabitler; ortalama=0, varyans=0.01 rad.

$$\alpha_1 = 17.2615, \alpha_2 = 15.1757$$

$$\alpha_3 = 15.4668, \alpha_4 = 15.4668$$

$$\alpha_5 = 15.6415, \alpha_6 = 15.6415$$



Şekil 9. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Geri Adımlamalı Kontrol sonuçları; gürültülü.

4.4 Kayma Kipli Kontrol

Optimizasyon kısıtları Tablo 6'da verilmiştir.

Tablo 6. Kayma kipli kontrolörün katsayı optimizasyonunda kullanılan kısıtlar.

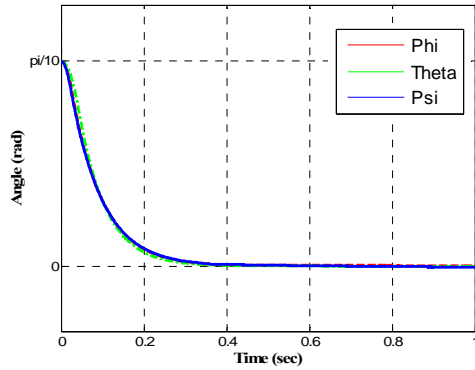
	Gürültüsüz		Gürültülü	
	Zaman(sn)	Değer	Zaman(sn)	Değer
phi	0.1	5.73	0.2	5.73
theta	0.1	5.73	0.2	5.73
psi	0.1	5.73	0.2	5.73

Gürültüsüz optimize edilmiş katsayılar aşağıdaki gibidir.

$$S_1 = 13.0695, S_2 = 0.2061, K_1 = 1.2279$$

$$S_3 = 15.0095, S_4 = 0.2066, K_2 = 0.7130$$

$$S_5 = 12.7414, S_6 = 2.0252, K_3 = 2.8838$$



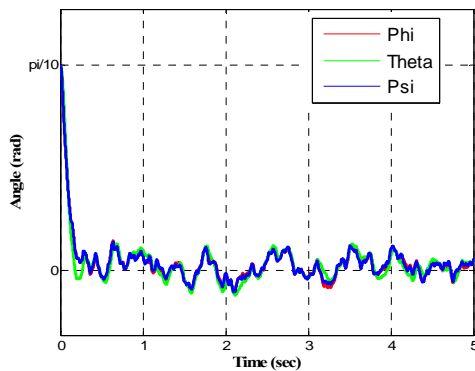
Şekil 10. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Kayma Kipli Kontrol sonuçları; gürültüsüz.

$$S_1 = 13.7401, S_2 = 0.0301, K_1 = 1.9621$$

$$S_3 = 15.0000, S_4 = 0.1686, K_2 = 0.8593$$

$$S_5 = 13.5617, S_6 = 1.9976, K_3 = 3.5613$$

Gauss gürültüsü ile optimize edilmiş sabitler; ortalama=0, varyans=0.01 rad.



Şekil 11. $\pi/10$ başlangıç değeriyle Kayma Kipli Kontrol sonuçları; gürültülü.

5. DENEY SETİ

Quadrotor olarak isimlendirilen bu hava aracının tasarımı, imalatı ve dikey iniş kalkış sisteminin irtifa kontrolü için oluşturulan deney düzeneğinin imali bu çalışma kapsamındadır. Toplam itki her bir motorun kaldırma gücünün toplamıdır. Bu tasarım yaklaşımı mini insansız hava aracının kararlılığını ve kontrol edilebilirliğini artırmıştır. Bu sıra dışı mini İHA'ya üçüncü bölümde anlatımı yapılan kontrol yöntemleri uygulanmış ve laboratuvar ortamında deneysel olarak test edilmiştir. Deney seti DSP tabanlı işlemci, atalet ölçüm ünitesi (IMU), fırçasız DC motor ve bu motorlar için elektronik hız kontrolörlerinden meydana gelmektedir. Platformun gövdesi sert karbon fiber çubuklar ile oluşturulmuştur. Şekil 12'de görülen deney setinin yapısı dört karbon fiber çubuğun uçlarının plastik bir malzeme ile yapının ortasından artı şekli oluşturacak şekilde birleştirilmesiyle oluşturulmuştur. Tablo 7 de sistemin toplam ağırlığının belirlenmesi gösterilmiştir.

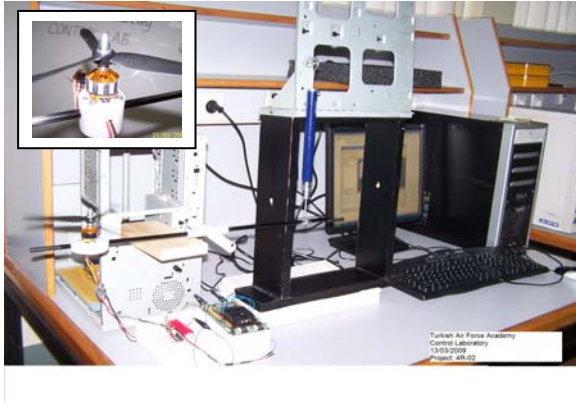
Tablo 7. Platformun ağırlığının belirlenmesi

Motorlar ve bataryalar hariç platformun ağırlığı	350 g
4 x motor ve 4 x hız kontrolörü	230 g
Bataryalar	300 g
DSP, IMU, CNY70 sensörler ve bütün kablolar	220 g
Toplam	1000 g



Şekil 12. Quadrotor platformu.

IMU, altı serbestlik dereceli ölçüm ünitesi platformun konumu ile ilgili üç boyutlu bilgi alabilmek için kullanılmıştır. IMU, quadrotor yapısı için geri-besleme olarak üç çayro ve üç ivme ölçer ile yere göre üç açı bilgisi verebilmektedir. TMS320F28335 DSP tabanlı kontrolör olarak kullanılmıştır. Bu kontrolör quadrotor için kontrol uygulamalarına uygundur. Kontrol uygulamalarının ihtiyaç duyduğu yüksek performans işlemlerine yeterli olacak yetenekte bir işlemcidir. Türetilmiş kontrol yöntemleri TMS320F28335 kontrolörü kullanılarak sisteme uygulanmıştır. Bu deney setine ek olarak değişen uçuş şartları için motor ve pallerin test edilebileceği kaldırma test düzeneği oluşturulmuştur. Şekil 13'de gösterilen kaldırma test düzeneği dolu bir batarya ile motorların gücünü ölçme imkanı vermektedir.



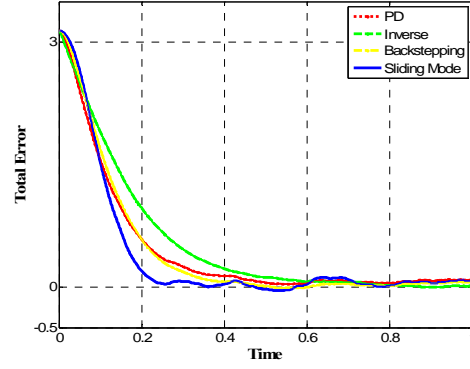
Şekil 13. Kaldırma test düzeneği.

Bu test düzeneği fırçasız bir DSP kontrolör, PWM ile sürülen dijital hız kontrol ünitesi ve fırçasız DC motor ile bunlara bağlı, ortasından sabitlenmiş bir manivela ile tartıdan oluşmaktadır. Motorların hız ölçümleri CNY70 algılayıcısı ile sağlanarak DSP marifetiyle RPM'e çevrilerek bilgisayar ortamında görüntülenmesi sağlanmıştır.

6. DENEYSEL VE BENZETİM SONUÇLARI

6.1 Benzetim Sonuçları

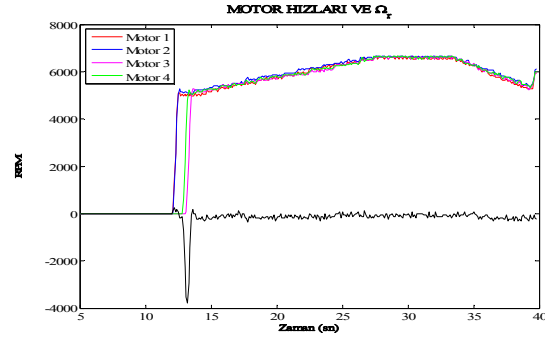
Bu çalışmada benzetim ortamında quadrotor dinamikleri üzerinde farklı kontrol yöntemleri uygulanmıştır. Böylelikle bu kontrol yöntemlerinin avantaj ve dezavantajları gözlemlenmiştir. Sonuç olarak hedef olan H.H.O. (Hava Harp Okulu) kontrol laboratuvarı quadrotor projesi için en uygun kontrol yöntemini bulmaya bir adım daha yaklaşmıştır. Şekil 14'de de görüldüğü gibi kayma kipli kontrol algoritması özellikle yüksek başlangıç değerlerinde ve bozucuların yoğunluğunda diğer algoritmalara göre üstünlük göstermiştir. Sistemin kayma yüzeyine oturduktan sonra dış bozuculara karşı oldukça duyarsız hale geldiği gözlemlenmiştir.



Şekil 14. $\pi/3$ rad. başlangıç değeriyle hesaplanan toplam hata.

6.2 Deneysel Sonuçlar

Motor hızlarının kontrolü ile sağlanan irtifa kontrol deneyinin sonuçları Şekil 15'de gösterilmiştir.



Şekil 15. İrtifa kontrol deneyi sonuçları.

7. SONUÇ

Bu makalede quadrotorun temel yapısını, buna benzer sistemlerin kontrolü ve bu kontrol sistemlerinin test edilmesini olanaklı kılacak deney düzeneğinin araştırılması amaçlanmıştır. Laboratuvar ortamında quadrotor irtifa kontrol deney setinden elde edilen sonuçlar gömülü bir kontrolör kullanılarak serbest uçuş yapabilecek çalışmaları hedeflemek için motivasyon sağlamıştır. Takip eden çalışmalarda laboratuvar ortamında DSP tabanlı mikro-kontrolör kullanılarak türetilen kontrolörlerin sisteme uygulanması amaçlanmıştır.

İnsansız hava araçları üzerinde bir kullanıcı taşımaya gerek duymayan, yerden veya önceden programlanmış ve sisteme yüklenmiş olan bir uçuş rotasına göre görev yapan araçlar olarak günümüzde askeri keşif ve arama-kurtarma gibi görevlerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Otonom insansız hava araçları ticari, askeri ve akademik platformlarda önem kazanmaya başlamıştır. Kullanım alanlarının daha da genişleyeceği düşünülmektedir. quadrotor tipi olduğu yerden havalanabilen sistemlerin etkin kontrolünün sağlandığı ve uzun uçuş süresi sağlayabilecek güç problemleri

aşıldığında kullanım alanlarının hayal gücü ile sınırlı olacağı değerlendirilmektedir.

TEŞEKKÜR

Bizi destekleyip cesaretlendirdikleri için Hava Harp Okulu ve HUTEN (Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsü)'ndeki komutanlarımıza teşekkür ederiz.

8. KAYNAKLAR

- [1] Patrick Adigbli, “Nonlinear Attitude and Position Control of a Micro Quadrotor using Sliding Mode and Backstepping Techniques,” 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle Systems (MAV07) & European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007), 2007, Toulouse, France
- [2] Muriel Labadille, Non-linear Control of a Quadrotor, MS thesis, School of Engineering Cranfield University, 2007
- [3] Randal W. Beard, Quadrotor Dynamics and Control, Brigham Young University, 2008
- [4] Advances in Unmanned Aerial Vehicles State of the Art and the Road to Autonomy, Springer, 2007
- [5] Samir Bouabdallah, Design And Control Of Quadrotors With Application To Autonomous Flying, Phd Thesis, École Polytechnique Fédérale De Lausanne, 2007
- [6] <http://www.asl.ethz.ch/education/master/aircraft/>
- [7] C.Ballas, Modelling and Linear Control Of A Quadrotor, Ms Thesis, Cranfield University, 2007
- [8] Samir Bouabdallah, Andr'e Noth and Roland Siegwart, PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor
- [9] Tommaso Bresciani, Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Master Thesis, Lund University, 2008
- [10] Gabriel M. Hoffmann, Haomiao Huang, Steven L. Waslander, Claire J. Tomlin, Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit 2007
- [11] Sciavicco L. and Siciliano B., Modelling and Control of Robot Manipulators., Springer, 2000.
- [12] Lorenzo Pollini, Alessandra Mentrangolo, Simulation and Robust Backstepping Control of a Quadrotor Aircraft AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2008
- [13] Samir Bouabdallah, Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro

Quadrotor, IEEE International Conference on Robotics and Automation Barcelona, Spain, April 2005

[14] http://www.control.lth.se/~fusyntes/lectures/lec34_2004/SlidingMode_martin_kjaer.pdf

ÖZGEÇMİŞLER

Hv.Plt.Ütğm. İ.Can DİKMEN

1979 yılında İstanbul'da doğmuştur. İlk, orta ve lise eğitimini Yalova'da tamamlamıştır. 2002 yılında Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliğinden teğmen rütbesiyle mezun olmuştur. 2004 yılında uçuş okulunu bitirerek helikopter pilotu olarak Malatya'ya atanmıştır. Takiben 2007 yılında girdiği Havacılık ve Uzay Teknolojileri Enstitüsünde 2009 yılında yüksek lisansını tamamlamıştır. Halen İzmir'de 2inci Ana Jet Üs Komutanlığında görev yapmaktadır. Dayanıklı kontrol ve optimal kontrol alanlarında çalışmalarına devam etmektedir.

Dr.Hv.Müh.Yb. Aydemir ARISOY

1967 yılında Malatya'da doğmuştur. İlkokul ve ortaokulu Eskişehir'de, liseyi 1985 yılında İzmir'de bitirmiştir. 1989 yılında İstanbul Yıldız Teknik Üniversitesi'nden Lisans, 2000 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi'nden Yüksek Lisans ve 2008 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi'nden Doktora derecelerini almıştır. Hava Kuvvetleri Komutanlığı'na 1990 yılında katılmıştır. 1990–1998 yılları arasında Ankara'da 3ncü Hava İkmal Bakım Merkezi Komutanlığı'nda değişik birimlerde proje subaylığı, atölye şefliği, grup amirliği, şube müdürlüğü gibi farklı görevlerde bulunmuştur. 2000 yılında Hava Harp Okulu'na atanmıştır. Halen Hava Harp Okulu Dekanlığı Elektronik Mühendisliği Bölümü, Kontrol ABD Başkanı olarak görev yapmaktadır. Otomatik Kontrol, Devre Teorisi, Enerji Dönüşüm Temelleri, Elektrik Mühendisliğinin Temelleri, Araştırma Yöntem ve Teknikleri derslerini vermekte, Kontrol Laboratuvarı, Analog Elektronik Laboratuvarı ve Devre Temelleri Laboratuvarı derslerini yürütmektedir.

Prof.Dr. Hakan TEMELTAŞ

1963 Yılında İstanbul'da doğdu. İlk ve orta öğrenimini İstanbul'da tamamladı.1984 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Fakültesini bitirdi. 1987 yılında yine aynı üniversitede yüksek lisansını tamamladı. 1993 yılında ise Nottingham Üniversitesinde (University of Nottingham) Doktorasını bitirdi. Halen İstanbul Teknik Üniversitesi Elektrik-Elektronik Fakültesinde görevine devam etmektedir. Evli ve iki çocuk babasıdır.