

## DÖRT ROTORLU HAVA ARACI İÇİN GERÇEK ZAMANDA BULANIK MANTIKLA KONTROLÖR TASARIMI

Gökhan GÜL\*

Hava Harp Okulu  
HUTEN, Elektronik Müh.ABD,  
İstanbul, TÜRKİYE  
g.gul52@yahoo.com

Aydemir ARISOY

Hava Harp Okulu  
Elektronik Müh.Bölümü,  
İstanbul, TÜRKİYE  
a.arisoy@hho.edu.tr

*Geliş Tarihi: 15 Ağustos 2012, Kabul Tarihi: 28 Temmuz 2013*

### ÖZET

*Bu çalışmanın amacı; matematiksel modeli itibariyle ayrışamayan ve yüksek dereceli doğrusal olmayan dinamiklere sahip dört rotorlu hava aracının oryantasyon kontrolü için gerçek zamanlı deneysel ortam kullanarak bulanık mantık ile kontrolör tasarlamak ve tasarlanan kontrolörleri gerçek zamanlı donanımlı benzetim ortamında gerçekleyerek doğrulamaktır. Bu kapsamda tasarlanan bulanık kontrolörlerin performansları, aynı dört rotorlu hava aracı için tasarlanmış olan klasik PID kontrolörün performansları ile karşılaştırılmıştır. Gerçek zamanda parametre ayarlamaya olanak sağlayan deneysel ortamda kontrolörler gerçekleştirilmiş ve performansları değerlendirilmiştir. Tasarlanan bulanık kontrolörün performansının PID kontrolör yapısına göre yörünge takibi ve bozuculara karşı dayanıklılığı açısından daha başarılı olduğu sonucuna varılmıştır. Tasarım sürecinde yoğun matematiksel işlemler gerektirmeyen bulanık mantık kontrolörlerin doğrusal olmayan dinamik sistemlerin kontrolü için günümüz mikroişlemci teknolojisindeki gelişmelerde göz önüne alındığında tasarımı ve gerçekleştirilmelerinin hızlı ve basit olduğu değerlendirilmektedir.*

*Anahtar Kelimeler: Bulanık Mantıklı Kontrol, Dört Rotorlu Hava Aracı, Gerçek Zamanlı Donanımlı Benzetim.*

### FUZZY LOGIC CONTROLLER DESIGN FOR QUADROTOR IN REAL TIME

### ABSTRACT

*The purpose of this study is to design and verify a fuzzy logic controller for a Quadrotor ,which is a nonlinear system due to its mathematical model, in real time experimental setup. In this sense performances of the fuzzy controllers were compared with the performances of PID controllers that were designed for the same Quadrotor. Controllers were verified and their performances were augmented in an experimental setup that facilitates to set parameters in real time. When nonlinear dynamics of system due to mathematical model are increasing, designed fuzzy controller trajectory pursuit and robustness performance is getting better than PID controller's performance. When the improvement in microprocessor technology is considered, fuzzy logic controller, which do not require dense mathematical operations in design process, design and verification for the control of nonlinear dynamic systems is very simple and fast.*

*Keywords: Fuzzy Logic Control, Quadrotor, Real Time Hardware in the Loop Simulation.*

### 1. GİRİŞ

Son yıllarda dikey iniş kalkış yapabilen dört pervaneli insansız hava araçları araştırmacılar, akademisyenler ve hobiciler arasında çok popüler hale gelmiştir[1-5]. Helikopterler veya kanatlı diğer hava araçları ile karşılaştırıldığında bu popülerlik platformun birçok

avantajına dayanmaktadır. Bu avantajlardan bazıları pervaneler haricinde hiçbir hareketli parça bulunmadığından mekanik karmaşıklığın azalması, platformun kolaylıkla bir laboratuvar ortamında gerçekleştirilebilir olması olarak sayılabilir[3]. Literatürde değişik tiplerde bulanık kontrol yaklaşımları bulunmaktadır. Bazı araştırmacılar kayan

\* Sorumlu Yazar

kipli bulanık kontrol modeli [8] kullanırken bazıları ise Takagi-Sugeno (T-S) bulanık modelini kullanmaktadır [7]. Ayrıca literatürde bazı makaleler İnsansız Hava Aracı (İHA) yörünge kontrolü[8] ile ilgiliyken diğer bir kısım ise sistemlerin dayanıklılığını test etme üzerinde durmaktadır. Birçok araştırmacı matris eşitsizlikleri gibi değişik tiplerde araçlar kullanıyor olmalarına rağmen MATLAB Bulanık Araç Kutusu bulanık kontrolör tasarımı için en etkin araç olma özelliğini korumaktadır [7]. Önerilmiş olan bulanık kontrolör bu araç kutusu kullanılarak tasarlanmış olup tasarım detayları aşağıdaki bölümlerde verilmiştir.

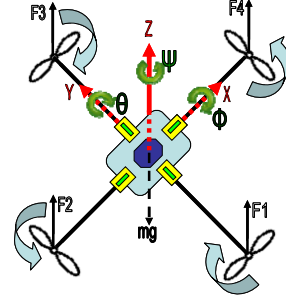
Dinamik modeli itibari ile karmaşık yapıda olan dört rotorlu hava aracı için iki adet birbirinden bağımsız sistem davranışı göz önüne alınarak özgün yapıda bulanık kontrolörler tasarlanmıştır. Dört rotorlu hava aracının hareket denklemlerinde yüksek mertebeden türevler bulunmaktadır, sensör gürültüsü, mekanik kusurlardan dolayı oluşan parametre hatalarına karşı çok hassas bir hale getirmektedir. PD kontrolörün sadece doğrusal olan bölge ve çevresindeki noktalarda ve yalpalama, yunuslama ve sapma açılarının sifıra yakın olduğu bölgelerde iyi performans sergilediği diğer durumlarda kötü performansa sahip olduğu söylenebilir. Tasarlanan bulanık kontrolörlerin sistem cevapları yine aynı şekilde gerçek zamanlı deney seti ile katsayıları ayarlanmış olan PD kontrolör sistem cevapları ile detaylı olarak karşılaştırılmıştır. Konum kontrolü deneyleri için basamak fonksiyonu, sistemin yörünge takip kontrol performansı değerlendirilmesi için ise sinüs fonksiyonu ile üretilen test işareti kullanılmıştır. Periyodik darbe fonksiyonu işareti ise bozuculara karşı sistem dayanıklılığını test etmek için kullanılmıştır. Bulanık yaklaşımda sürekli halhatası daha az, yükselme zamanı ve yerleşme zamanı beklenenden daha kısa olmuştur. Detaylı analizler “DeneySEL Sonuçlar” bölümünde verilmiştir.

Bu makalenin ikinci bölümünde dört rotorlu hava aracının dinamik modeli, üçüncü bölümde tasarlanmış olan bulanık kontrolörün tasarım aşamasının detayları, dördüncü bölümde deneysel sonuçların grafiklerle birlikte analiz ve yorumları ve son bölümde ise sonuç kısmına yer verilmiştir.

## 2. MODELLEME

Dört rotorlu hava aracı değişmez açıya sahip dört rotoru olan bir hava aracıdır. Bir dört rotorlu hava aracının çapraz şeklindeki iskeletinin önde, arkada, sağda ve solda olmak üzere dört tane motoru vardır ve bu motorlar pervaneleri tahrik ederek dönme eksenleri doğrultusunda kaldırma kuvveti oluştururlar. Ön ve arka pervaneler saatin tersi yönünde dönerken, sol ve sağ pervaneler saat yönünde dönerler. Bu sayede bütün pervaneler eşit hızda döndüğünde merkeze uygulanan moment dengelenir ve dört rotorlu hava aracının kendi eksenini etrafındaki dönme açısı olan sapma açısı değişmez. Sol ve sağ pervanelerin hızları

arasındaki fark kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturur ve dört rotorlu hava aracının yalpalama açısı değişir. Aynı mantıkla ön ve arka pervaneler arasındaki hız farkı yunuslama açısının değişimini doğurur. Bütün pervanelerin hızlarını aynı oranda artırıp azaltmak ise dört rotorlu hava aracını kendi z-ekseni doğrultusunda hareket ettirir. Eğer, aynı yönde hareket eden iki pervanelerin hızları, diğer yönde dönen iki pervaneye göre değiştirilirse, dört rotorlu hava aracı kendi eksenini etrafında dönmeye başlar. Dört rotorlu hava aracının pervanelerinin dönme yönü ve bu dönmeye dolaylı olarak oluşan kaldırma kuvvetleri, dönme açıları ve hareket koordinatları Şekil 1’de görülebilir.



Şekil 1. Dört Rotorlu Hava Aracı Modeli.

Literatürde dört rotorlu hava aracının dinamik modeli ile alakalı birçok yayın bulunmaktadır [7,8]. Kontrol uygulamalarında bütün modelin kullanımı çok zordur. Dolayısıyla çalışmaların çoğunda basitleştirilmiş veya indirgenmiş olan modeller tercih edilmiştir.

Bu çalışma dört rotorlu hava aracının sadece üç ekseninde kontrolü üzerine odaklanılmıştır. Bu yüzden sadece yunuslama, yalpalama ve sapma eksenlerindeki hareketi içeren denklemler ele alınmıştır.

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{xz} \sin \phi (\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4)}{I_{xx}} + \frac{I_{yz} - I_{zx}}{I_{xx}} \psi \dot{\phi} + \frac{bI(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{xx}} \quad (1)$$

$$+ \frac{bI(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{xx}}$$

$$\ddot{\phi} = \frac{I_{xz} \sin \phi (-\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4)}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \psi \dot{\phi} + \frac{bI(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{yy}} \quad (2)$$

$$+ \frac{bI(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{yy}}$$

$$\ddot{\psi} = \frac{d(-\Omega_2^2 - \Omega_4^2 + \Omega_3^2 + \Omega_1^2)}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\psi} \quad (3)$$

Burada  $\Omega_{1,2,3,4}$  motor hızları,  $b$  ve  $d$  itki katsayılarıdır.

Gövde momentleri  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  ve  $I_{zz}$  ile gösterilmiştir. Toplam dikey itki, yalpa momenti, yunuslama momenti, sapma momenti ve bozucu kuvvet  $\Omega$  aşağıdaki denklemlerde verilmiştir.  $\Omega_i$ , pervanelerin

açısız hızları ve (i: 1, 2, 3, 4) olmak üzere, pervanelerin dönüşlerinden dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetleri

$$F_i = b \Omega_i^2 \quad (4)$$

ifadesi ile tanımlanır, buradaki “b” itme faktörü sabit bir değerdir. Dört rotorlu hava aracına pervanelerden uygulanan toplam kaldırma kuvveti,

$$F_T = \sum_{i=1}^4 b_i \Omega_i^2 \quad (5)$$

ve bu kuvvetten dolayı oluşan ivme;

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (6)$$

dir. Dört rotorlu hava aracı, eksenleri etrafında  $\omega$  açısız hızlarıyla döndüğü için  $L_{x,y,z}$  açısız momentumları oluşur ve şu şekilde ifade edilir.

$$L_{x,y,z} = I \omega \quad (7)$$

Burada 3x3 bir matris olan  $I$ , dört rotorlu hava aracı gövdesinin x, y ve z eksenlerindeki ataletidir,

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

Moment, açısız momentumun zamana göre değişimi olduğundan, dört rotorlu hava aracının açısız hızlarından dolayı oluşan moment,

$$\tau_b = \dot{L} \quad (9)$$

$$\tau_b = \omega \times I \omega + I \dot{\omega} \quad (10)$$

Burada “x” vektörel çarpım işlemi olarak kullanılmıştır. Helikopterin gövdesinin ve pervanelerin kendi eksenleri etrafında dönmesinden dolayı ortaya çıkan çayroskobik moment şu şekilde ifade edilmiştir;

$$\tau_G = \sum_{i=1}^4 J(\omega \times e_z) \Omega_i (-1)^i \quad (11)$$

Burada “J”, bir adet rotorun ataletini simgelemektedir. Şekil 1’de görülen ve her bir pervanelerin yaptığı dönme hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, dört rotorlu hava aracına etkiyen momentleri oluşturur.

$$\tau_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (12)$$

Burada “l”, rotorla dört rotorlu hava aracının merkezi arası mesafe, “d” de sürüklenme faktörüdür. Moment dengesi;

$$\tau_G + \tau_b = \tau_a \quad (13)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\tau_G = J \left( \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \quad (15)$$

olur [6]. Bu formüller moment dengesi formülünde yerine konulup çıkan yeni eşitlikteki  $\ddot{\phi}$ ,  $\ddot{\theta}$  ve  $\ddot{\psi}$  sol tarafa atıp denklem çözülürse açısız ivmeler şu şekilde çıkar;

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{l}{I_x} b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (16)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left( \frac{I_x - I_z}{I_y} \right) - \frac{J}{I_y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4) + \frac{l}{I_y} b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (17)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) - \frac{d}{I_y} (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (18)$$

Kolaylık ve uygunluklarından dolayı sistemin girişleri şu şekilde seçildiğinde,

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (19)$$

$$U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (20)$$

$$U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (21)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (22)$$

sistemin tam matematiksel modeli;

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_x} U_2 \quad (23)$$

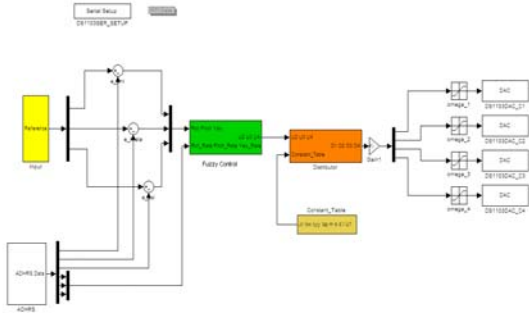
$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left( \frac{I_x - I_z}{I_y} \right) - \frac{J}{I_y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y} U_3 \quad (24)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) - \frac{1}{I_y} U_4 \quad (25)$$

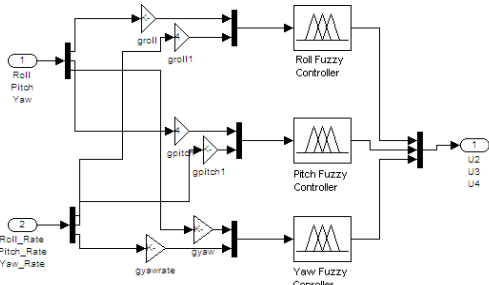
olur [6].

### 3. BULANIK KONTROLÖR TASARIMI

Bulanık mantık denetleyicide bir girişe karşılık gelen bulanık kontrol çıkışı bulabilmek için giriş sinyali bulanıklaştırma, çıkarım ve durulaştırma aşamalarından geçer. Kural tabanı ile bilgi tabanı arasında oluşan keskin eşleştirmede bulanıklaştırma, durulaştırma ve çıkarım aşamaları sırasıyla paralel olarak kullanılmaktadır. Bulanık değerler “0” ile “1” arasında olabilir. Bu bulanık mantığın en büyük avantajıdır. Ayrıca diğer yandan bulanık mantık uygulanacağı sistemin matematiksel modeline ihtiyaç duymaz. Sadece uzman bilgisine sahip olmak bulanık denetleyici tasarlamak için yeterli bir veridir. Bu yüzden bulanık mantık geleneksel kontrol yöntemlerine nazaran anlaşılması daha kolay olan bir kontrol yöntemidir. Çalışmanın bu kısmında yalpalama, yunuslama ve sapma eksenleri için dizayn edilmiş olan bulanık kontrolörler anlatılacaktır. Yunuslama ve yalpalama için tek bir kontrolör tasarlanmışken sapma için ayrı bir bulanık kontrolör tasarlanmıştır. Tüm bulanık kontrolörlerin iki girişi ve bir çıkışı vardır. Kontrolörler giriş olarak “hata” ve “hatanın türevini”ni kullanmaktadırlar. Tüm tasarlanan kontrolörlerde tüm giriş ve çıkışlar için yedişer adet üçgen üyelik fonksiyonu kullanılmıştır. Deney setinde kullanılan deney modeli Şekil 2’de bu modelin kontrol kısmı ise Şekil 3’de görülmektedir.



Şekil 2. Dört Rotorlu Hava Aracı Deney Modeli.

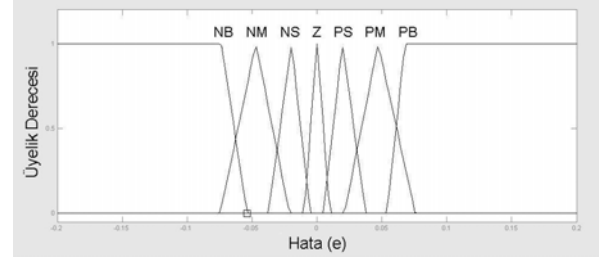


Şekil 3. Bulanık Kontrolör Yapısı.

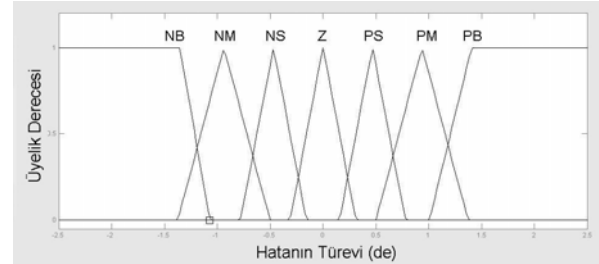
Tüm kontrolörler MATLAB/FIS editörü kullanılarak tasarlanmıştır. Sistemin yüksek dereceli doğrusal olmayan bir sistem olmasından dolayı hesaplamaların kolay olması ve işlem zamanının minimum olması için tüm giriş ve çıkışlar için kontrolör tasarım

aşamasında üçgen üyelik fonksiyonu tercih edilmiştir. Deney seti kullanarak hangi üyelik fonksiyonunun sistem için uygun olduğuna karar verilmiştir. Tüm kontrolörler kırkdokuz kurala sahiptir. Toplamda sistemde yüz kırkyedi kural mevcuttur. Bu sebepten dolayı sistemden ancak 100Hz’de örnek alınabilmektedir. Daha düşük aralıklı örnek zamanı bu kural sayısı ile mümkün olmamıştır.

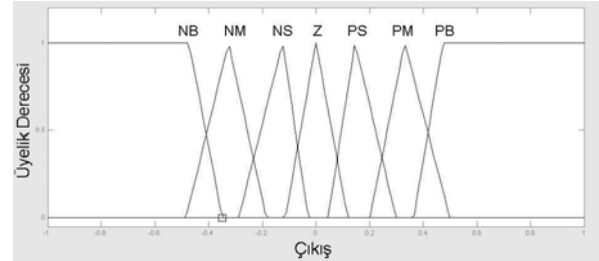
Yalpalama ve yunuslama bulanık kontrolör giriş üyelik fonksiyonları Şekil 4 ve Şekil 5’de ve ayrıca çıkış üyelik fonksiyonu ise Şekil 6’de görülmektedir.



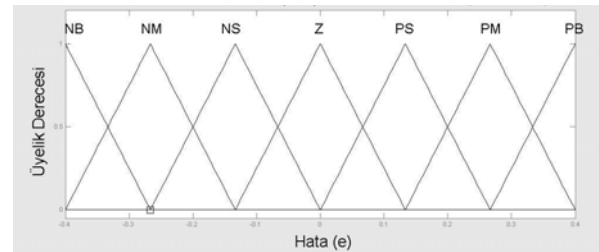
Şekil 4. Hata Üyelik Fonksiyonu.



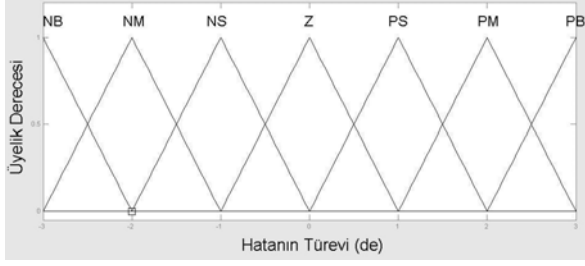
Şekil 5. Hatanın Türevi Üyelik Fonksiyonu.



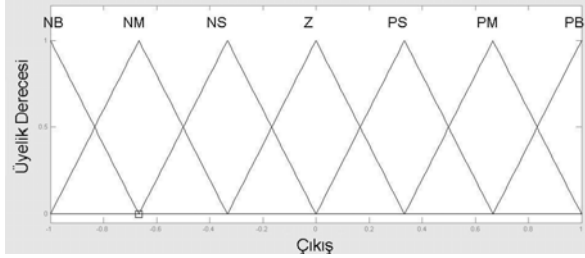
Şekil 6. Çıkış Üyelik Fonksiyonu.



Şekil 7. Sapma Hata Üyelik Fonksiyonu.



Şekil 8. Sapma Hatanin Türevi Üyelik Fonksiyonu.



Şekil 9. Sapma Çıkış Üyelik Fonksiyonu.

Sapma bulanık kontrolör giriş üyelik fonksiyonları Şekil 7 ve Şekil 8'de, çıkış üyelik fonksiyonu ise Şekil 9'de görülmektedir. Yalpalama ve yunuslama bulanık kontrolör kural tablosu Tablo 1'de ve sapma bulanık kontrolör kural tablosu ise Tablo 2'de görülmektedir.

Tablo 1. Yalpalama ve Yunuslama Kural Tablosu.

	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z
NM	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
NS	NB	NB	NM	NS	Z	PS	PM
Z	NS	NM	NS	Z	PS	PM	PB
PS	NM	NS	Z	PS	PM	PB	PB
PM	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB
PB	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB

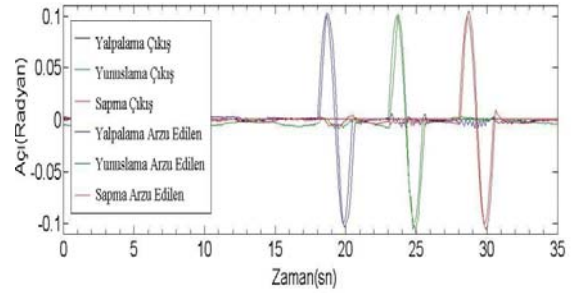
Tablo 2. Sapma Kural Tablosu.

	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z
NM	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
NS	NB	NB	NM	NS	Z	PS	PM
Z	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
PS	NM	NS	Z	PS	PM	PB	PB
PM	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB
PB	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB

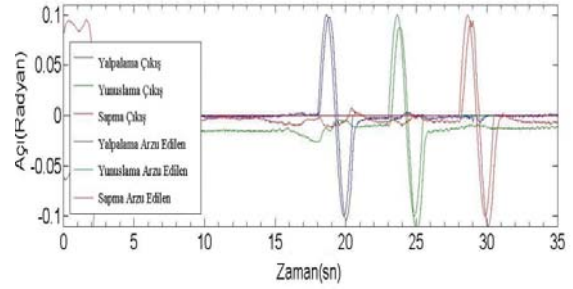
#### 4. DENEYSEL SONUÇLAR

Bu bölümde sisteme adapte edilmiş olan bulanık kontrolcü ve PID kontrolcünün verilen referans girişlere karşı sistem cevapları karşılaştırılmıştır. Kullanılan deney düzeneği quadrotor oryantasyon kontrolü için hazırlanmış özel bir düzeneştir. Gerçek

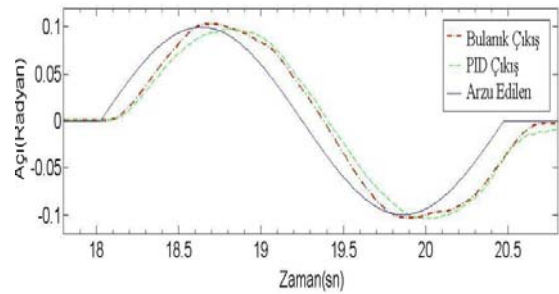
zamanlı kontrolör tasarımına uygun olan deney düzeneği ile ilgili ayrıntılara [9] kullanılarak ulaşılabilir. İlk olarak her iki kontrolörün basamak giriş cevapları incelenmiştir. Buradaki amaç hangi kontrolcü aktifken sistemin daha dayanıklı olduğunu anlamaktır. Ardından aynı şekilde sistemin verilen referans yörüngeyi ne oranda takip ettiğini anlayabilmek için de sinüs sinyali uygulanmıştır. Şekil 10, Şekil 11, Şekil 16 ve Şekil 17'den sisteme uygulanan her referans sinyalinin sürekli bir sinyal olduğu ve eksenlerin tümünün aynı sinyal ile test edildiği anlaşılmaktadır. Bu sürekli sinyal yalpalama, yunuslama ve sapma eksenlerine farklı zaman aralıklarında uygulanmıştır.



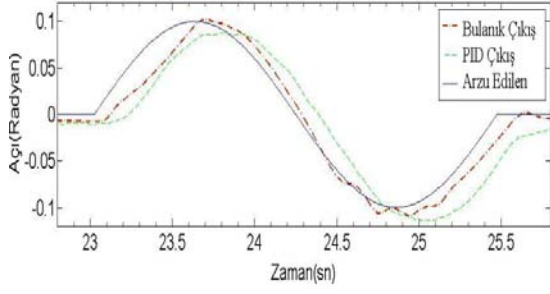
Şekil 10. Yörünge Kontrolü İçin Bulanık Kontrolör Cevabı.



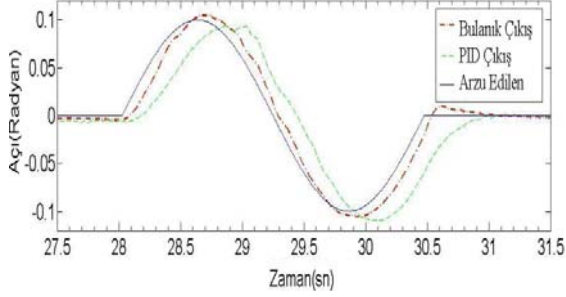
Şekil 11. Yörünge Kontrolü İçin PID Kontrolör Cevabı.



Şekil 12. Yalpalama Ekseninde Karşılaştırma.

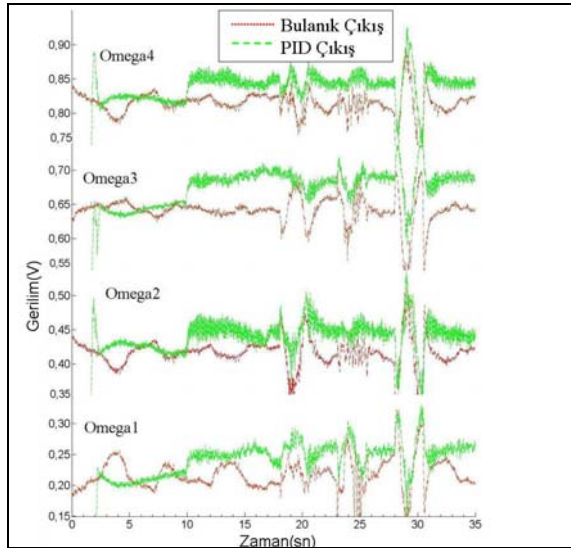


Şekil 13. Yunuslama Ekseninde Karşılaştırma.



Şekil 14. Sapma Ekseninde Karşılaştırma.

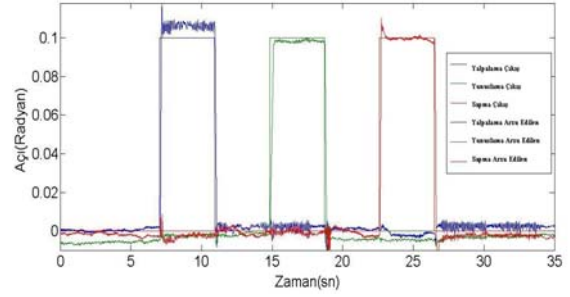
Şekil 12, Şekil 13 ve Şekil 14'de sırasıyla bulanık kontrolörün ve PID kontrolörün yalpalama, yunuslama ve sapma eksenlerindeki sistem cevaplarının karşılaştırmasını gösterilmektedir. Bu üç grafiğe bakarak bulanık kontrolörün yörünge takip performansı PID kontrolörünkine nazaran daha iyi olduğu söylenebilir.



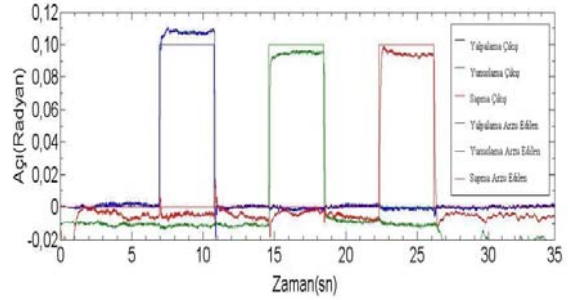
Şekil 15. Yörünge Kontrolü İçin Motor Kontrol İşaretlerinin Karşılaştırılması.

Şekil 15 ve Şekil 21'de grafikler dört ayrı grafiğin ortak bir düşey eksenle gösterilmiş halidir. Bu dört ayrı grafiği aynı grafikte gösterebilmek içinde birinci grafik hariç diğer üç grafiğin dikey eksen değerlerine 0.3 değeri eklenerek yukarı ötelenmişlerdir. Şekil 15 ve Şekil 21'de bulanık kontrolörün ürettiği her bir

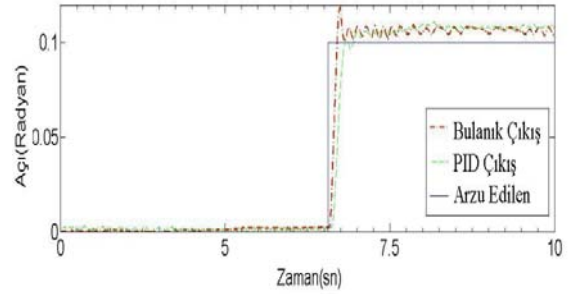
motor için ayrı olan kontrol işaretleri PID kontrolörünkilere nazaran daha düz ve az titreşimli olduğu görülmektedir.



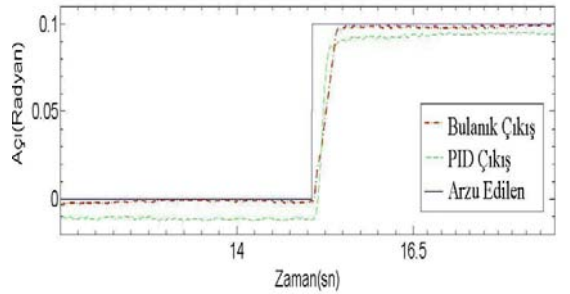
Şekil 16. Basamak Giriş Bulanık Kontrolör Cevabı.



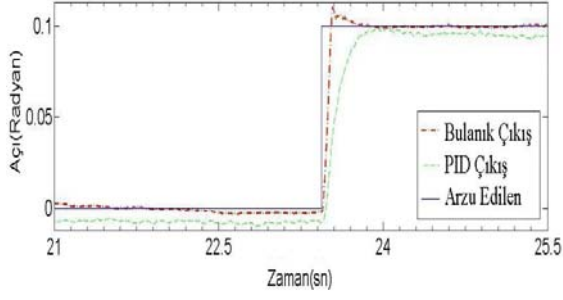
Şekil 17. Basamak Giriş PID Kontrolör Cevabı.



Şekil 18. Basamak Giriş Yalpalama Ekseninde Karşılaştırma.

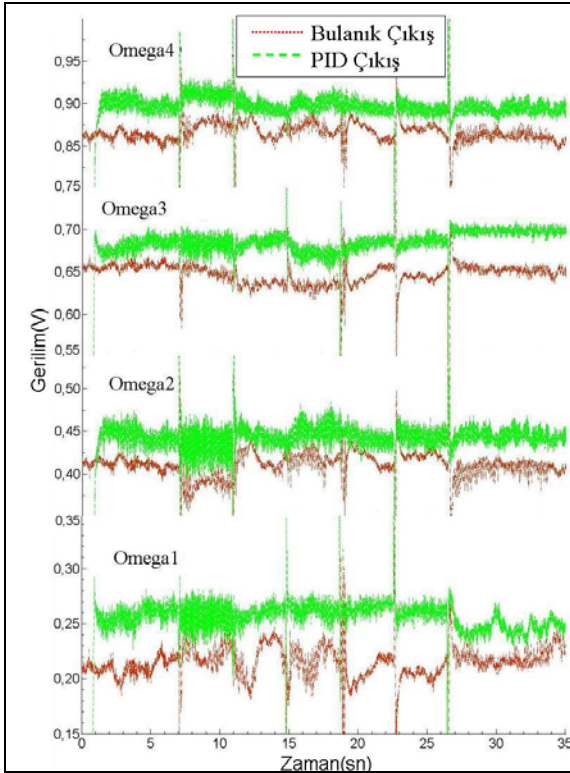


Şekil 19. Basamak Giriş Yunuslama Ekseninde Karşılaştırma.



Şekil 20. Basamak Giriş Sapma Ekseninde Karşılaştırma.

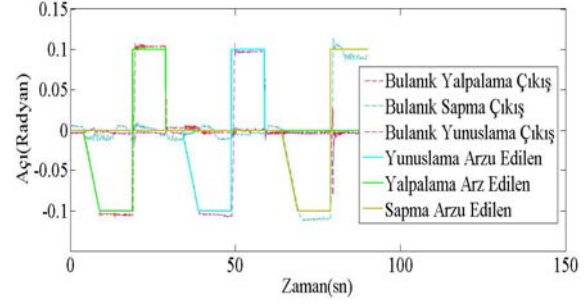
Şekil 18, Şekil 19 ve Şekil 20 bulanık kontrolcü ile PID kontrolcünün yalpalama, yunuslama ve sapma eksenlerindeki basamak girişe karşı sistem cevaplarının karşılaştırılmasını göstermektedirler. Şekil 18 ve Şekil 20'de bulanık kontrolcünün yalpalama ve sapma eksenlerinde daha kısa yükselme zamanına sahip olduğu fakat Şekil 19'da ise PID kontrolcünün daha kısa yerleşme zamanına sahip olduğu görülmektedir. Diğer yönden ise üç grafikte de bulanık kontrolcü yerleşme zamanı ve sürekli hal hatası açısından PID kontrolcüye nazaran daha iyi performans sergilemiştir.



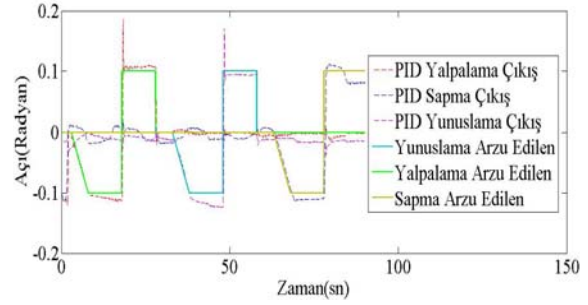
Şekil 21. Basamak Giriş Motor Kontrol İşaretlerinin Karşılaştırılması.

Tasarlanmış olan bulanık kontrolörün daha geniş açılardaki dayanıklılığını test edebilmek için sisteme dayanıklılık test sinyali uygulanmış olup kontrolörün ürettiği sistem cevapları PID kontrolörün ürettiği

sistem cevaplarıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 22'de uygulanan test sinyaline karşılık bulanık kontrolörün ürettiği sistem cevabı ve Şekil 23'de ise PID kontrolörün ürettiği sistem cevabı görülmektedir. Şekil 22'ye bakıldığında her üç eksen içinde çok az bir aşım ve çok az sürekli hal hatası görülmektedir. Ayrıca sistemin her eksenindeki hareketi eş zamanlı olarak diğer eksenlerde de bir harekete sebebiyet vermiştir. Fakat Şekil 5.15'deki PID kontrolcü cevabına bakıldığında aşırı derecede bir aşım ve sürekli hal hatası görülmektedir.

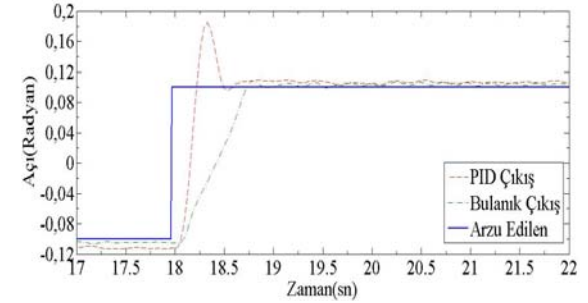


Şekil 22. Bulanık Kontrolör Dayanıklılık Test Cevabı.



Şekil 23. PID Kontrolör Dayanıklılık Test Cevabı.

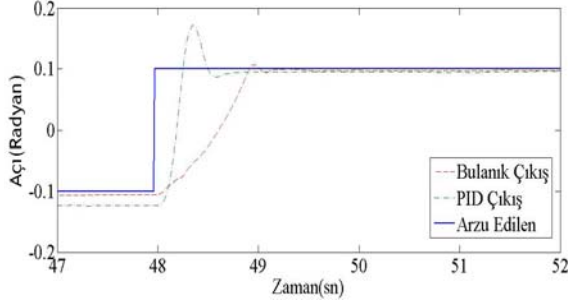
Şekil 24, Şekil 25 ve Şekil 26'da da sırasıyla yalpalama, yunuslama ve sapma eksenlerindeki kontrolörlerin sistem cevaplarının karşılaştırması görülmektedir.



Şekil 24. Dayanıklılık Testi Yalpalama Ekseninde Karşılaştırma.

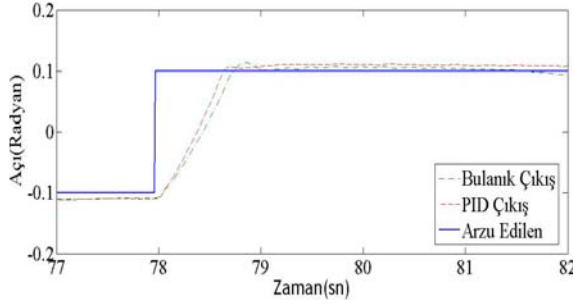
Şekil 24 ve Şekil 25'e bakıldığında PID kontrolör büyük bir aşım yaparken bulanık kontrolör neredeyse hiç aşım yapmamıştır. Her iki kontrolör de neredeyse aynı yerleşme zamanına sahip olmuştur. Fakat PID kontrolörün grafikteki basamaktan önceki kısımda var olan sürekli hal hatası basamaktan sonraki sürekli hal

hatasının olduğundan az olmasına sebebiyet vermiştir. Dolayısıyla bulanık kontrolörün performansı sürekli hal hatası açısından daha iyi olmuştur.



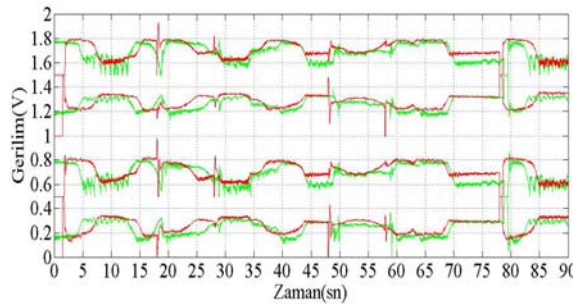
Şekil 25. Dayanıklılık Testi Yunuslama Ekseninde Karşılaştırma.

Şekil 26'da her iki kontrolcüde yaklaşık 0,6 saniye yükselme ve yerleşme zamanına sahiptir. Bulanık kontrolcünün sürekli hal hatası PID kontrolöre nazaran biraz daha az iken PID kontrolörün yükselme zamanı bulanık kontrolcüye göre çok az kısa olmuştur.



Şekil 26. Dayanıklılık Testi Sapma Ekseninde Karşılaştırma.

Şekil 27 her iki kontrolörün de her bir rotor için ürettiği kontrol işaretlerinin karşılaştırılması görülmektedir. Bu grafikte yeşil renk bulanık kontrolör kontrol işaretini kırmızı renk ise PID kontrolör işaretini temsil etmektedir. Dört rotor için ayrı ayrı üretilmiş olan kontrol işaretlerini tek bir grafik üzerinde gösterilebilmek için grafikler düşey ekseninde 0.5 birim yukarı ötelenmiştir. PID kontrol işaretlerine bakıldığında kontrol işaret aralığının bulanık kontrolöre nazaran daha fazla olduğu görülmektedir. Bu da hatanın büyük olmasından kaynaklanmaktadır. Yani düzeltilmesi gereken hata ne kadar büyük ise kontrol işareti de o kadar büyük olur.



Şekil 27. Dayanıklılık Testi Motor Kontrol İşaretleri Karşılaştırması.

## 5. SONUÇ

Dinamik modeli itibari ile karmaşık yapıda olan dört rotorlu hava aracı için iki adet birbirinden bağımsız bulanık kontrolör tasarlanmıştır. Ayrışamayan doğrusal olmayan dinamikleri itibariyle araştırmacılar için ilgi çekici bir yapıda olan dört rotorlu hava aracı konum ve yörünge kontrolü için gerçek zamanda sistem davranışı göz önüne alınarak özgün yapıda bulanık kontrolörler tasarlanmıştır. Tasarlanan bulanık kontrolörlerin sistem cevapları yine aynı şekilde gerçek zamanlı deney seti ile katsayıları ayarlanmış olan PID kontrolör sistem cevapları ile detaylı olarak karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma için kullanılan PID kontrolörün katsayılarının bulunmasında Ziegler-Nichols yöntemi kullanılarak değerlerin başlangıç noktaları hesaplanmış ve bu noktalardan itibaren deney setindeki denemelerle uygun değerler bulunmuştur. Doğrusal olmayan ve ayrışamayan matematiksel denklemlere sahip dinamik sistemlerin kontrolünde özellikle modellenemeyen ve farklı çalışma durumlarında ortaya çıkan dinamiklerde söz konusu olacağından hesaplamalı yöntemlere göre bulanık kontrolörlerin gerçek zamanlı deney ortamlarında tasarımlarının yapılmasının başarım açısından daha etkin kullanılabileceği bu çalışmayla gösterilmiştir. Sonuç olarak bulanık kontrolcünün yörünge takibindeki performansının PID kontrolcüye nazaran tüm eksenler için daha iyi olduğu söylenebilir. Ayrıca bulanık kontrolcünün her bir motor için ürettiği kontrol işaretinin PID kontrolcünün ürettiklerine göre daha düz ve daha az titreşimli olmuştur. PID kontrolörün sadece doğrusal olan bölge ve çevresindeki noktalarda ve yalpalama, yunuslama ve sapma açılarının sıfıra yakın olduğu bölgelerde iyi performans sergilediği diğer durumlarda kötü performansa sahip olduğu söylenebilir. Sistem dayanıklılığı açısından bulanık kontrolcünün PID kontrolörüne göre daha iyi olduğu bu çalışma ile doğrulanmaktadır.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] Arda Özgür Kıvrak, December 2006 "Design Of Control Systems For A Quadrotor Flight Vehicle Equipped With Inertial Sensors", Atılım University İstanbul.
- [2] Bora Erginer, Haziran 2007 "Quadrotor VTOL Aracının Modellenmesi ve Kontrolü", İstanbul Teknik Üniversitesi İstanbul.
- [3] Sedat Kurtuluş, 2009, "Dört Pervaneli Uçuş Aracı Deney Düzenegi Donanım ve Kontrol Algoritmalarının Tasarımı", Gebze Yüksek Teknolojileri Enstitüsü Mühendislik ve Fen Bilimleri Enstitüsü Gebze.
- [4] Tarek Madani and Abdelaziz Benallegue, "Backstepping Control For A Quadratic Helicopter", Laboratoire d'Ingenierie des Systemes de Versailles



10-12, avenue de l'Europe, 78140 Ve'lizy France, October 2006.

[5] Rong Xu and Ümit Özgüner, December 2006, "Sliding Mode Control Of A Quadratic Helicopter", Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision & Control.

[6] Ender Ortak, 2010, "4 Rotorlu Bir İnsansız Hava Aracı (Quadrotor) İçin Bulanık Kontrolcü Tasarımı Ve Simülasyonu ",Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü İstanbul.

[7] A. Rabhi, M. Chadli and C. Pegard, June 20-23, 2011, "Robust Fuzzy Control for Stabilization of a Quadrotor" The 15th International Conference on Advanced Robotics Tallinn, Estonia.

[8] Fu-Kuang Yeh, Chia-Wei Huang, and Jian-Ji Huang, September 13-18, 2011, "Adaptive Fuzzy Sliding-Mode Control for a Mini-UAV with Propellers" SICE Annual Conference 2011, Tokyo, Japan.

[9] Bayrakceken, M.K.; Arisoy, A. ; " An Educational Setup for Nonlinear Control Systems: Enhancing the motivation and learning in a targeted curriculum by experimental practices" Control Systems, IEEE , vol.:33, issue:2, pp. 64-81, April 2013.

## ÖZGEÇMİŞLER

### Gökhan GÜL

1982 yılında Ordu ilinde doğdu. İlk ve orta öğrenimini Ordu'da tamamladı. 1997 yılında Maltepe Askeri

Lisesi'nde lise eğitimine başladı. Liseyi müteakip 2001 yılında Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalında lisans eğitimine başladı. 2005 yılında teğmen rütbesi ile Hava Teknik ve Sınıf Okulları Eğitim Merkezi Komutanlığı Gaziemir/İZMİR'e Kursiyer Subay olarak atandı.

Temel Kontrolör Subay Eğitimini Hava Teknik ve Sınıf Okulları Eğitim Merkezi Komutanlığı Gaziemir/İZMİR' de tamamladıktan sonra, Haziran 2006'da Hava Radar Mevzi Komutanlığı'na önleme kontrolör olarak atandı. Eylül 2010 yılında yüksek lisans eğitimine hak kazanarak, Hava Harp Okulu Uzay Teknolojileri Enstitüsünde Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans eğitimine başladı.

### Aydemir ARISOY

Aydemir ARISOY, 1989 yılında İstanbul Yıldız Üniversitesi'nden Lisans, 2000 yılında Orta Doğu Teknik Üniversitesi'nden Yüksek Lisans ve 2008 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği programından Doktora derecelerini almıştır. 2010 yılında HHO Elektronik Mühendisliği Bölümü, Kontrol ABD Bşk. olarak Yrd.Doç. kadrosuna atanmıştır. Halen, 2011 yılı Şubat ayında atandığı HHO Dekanlığı, Elektronik Mühendisliği Bölüm Bşk. lığı görevini yürütmektedir. Lineer ve lineer olmayan kontrol, kayma kipli kontrol, yüksek dereceli kayma kipli kontrol, esnek robotik sistemler, akıllı kontrol sistemleri, donanımlı sistem modelleme ve benzetimi çalışma konularındır.