

## BİR UÇAĞIN İRTİFA KONTROLÜNDE KLASİK VE BULANIK PD DENETLEYİCİ PERFORMANSLARININ KARŞILAŞTIRILMASI

**Ayşe KAHVECİOĞLU**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O.,  
Eskişehir  
akahveci@anadolu.edu.tr

**Osman PARLAKTUNA**

Osmangazi Üniversitesi, Elek. Elctr. Mühendisliği  
Eskişehir  
oparlak@ogu.edu.tr

**Hakan KORUL**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O.  
Eskişehir  
hkorul@anadolu.edu.tr

**Yasemin IŞIK**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O.  
Eskişehir  
yaisik@anadolu.edu.tr

### ÖZET

*Uçağın uçuş zarfı içinde istenen bir uçuş durumunda uzun bir süre tutulması başlıca kontrol problemidir. İç ve dış ortam uyarılarından kaynaklanan bozucu etkilerden dolayı, uçağın dinamik durumu kısa bir süre içinde değişebilir. Dolayısıyla herhangi bir uçuş durumu için tasarlanmış bir kontrol sistemi (klasik kontrol sistemleri), bu denge durumundan sapma halinde istenen kararlılık ve performans özelliklerini vermeyebilir.*

*Literatürde uçuş kontrol sistem tasarımında farklı kontrol uygulamalarının kullanıldığı görülmektedir. Bu kontrol uygulamalarından olan bulanık uçuş kontrol sistem tasarımı konusunda yapılan çalışmaların büyük çoğunluğu ise simülasyon seviyesindedir. Bu çalışmada uçuş kontrol sisteminde önemli bir yer tutan irtifa kontrolünün klasik PD denetleyici ve bulanık PD denetleyici kullanılarak tasarımı incelenmiş ve geniş gövdeli, dört motorlu jet yolcu uçağına ait elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.*

**Anahtar Kelimeler:** Bulanık PD kontrol, Otomatik uçuş kontrol

### ABSTRACT

*Maintaining desired flight conditions in flight envelope for a long period is the primary control problem in aircraft flight control. Due to internal and external disturbances, dynamic behaviour of aircraft may change in a short period of time. Thus a control system designed for a flight condition, may not provide the desired stability and performance characteristics in case of deviation from the equilibrium point.*

*There are numerous studies regarding flight control in the literature. Most of the applications about the design of fuzzy flight control are in simulation level. In this study, the design of classical and fuzzy PD controller for the altitude control system is analyzed and the results are compared for a very large four-engine passenger jet aircraft.*

**Keywords:** Fuzzy PD control, Automatic flight control

### 1. GİRİŞ

Herhangi bir tip aracın hareketi ele alındığında, bu hareketi onun hız vektörüyle karakterize etmek mümkündür. Bu vektörün zamana göre integrali aracın uzay içindeki yoludur.  $\dot{x}$  ile gösterilen hız vektörü aracın uzay içindeki pozisyonunun ( $x$ ), kontrol girdisinin ( $u$ ), herhangi bir bozucu etkinin ( $\xi$ ) ve zamanın fonksiyonu şeklinde gösterilebilir.

$$\dot{x} = f(x, u, \xi, t) \quad (1)$$

Burada  $f$  bir vektör fonksiyonudur.

Uçakta kontrol problemi, uçağın uçuş zarfı içinde bir uçuş durumunda uzun süre kalmamasından kaynaklanmaktadır. İç ve dış ortam uyarılarından kaynaklanan bozucu etkilerden dolayı, uçağın dinamik durumu kısa bir süre içinde değişebilir. Dolayısıyla

herhangi bir uçuş durumu için tasarlanmış bir kontrol sistemi (klasik kontrol sistemleri), bu denge durumundan sapma halinde istenen kararlılık ve performans özelliklerini vermeyebilir. Örneğin, beklenmedik durumları (değişen hava şartları, sistem arızaları vb.) modelleyerek uygun bir klasik kontrol sistem tasarımı oldukça güçtür [1,2].

Uçuş kontrol sistem tasarımında geliştirilen diğer yöntemler; uyarlamalı kontrol [3,4],  $\mu$  sentez kontrol [5,6],  $H_\infty$  kontrol [7,8], kazanç ölçeklemeli kontrol [9,10], yapay sinir ağları kontrolü [11,12], katlı model yaklaşımli kontrol [13,14] ve bulanık kontrol [15] şeklinde sıralanabilir.

Bu yöntemlerden bulanık kontrol, kontrol edilmesi gereken sürecin durum bilgisi ve kontrol işlemi arasındaki bulanık işlem algoritmasına dayanır. Bir sistem için matematiksel modelden ziyade, sistem bilgisinin daha önemli olduğu belirsizlik durumlarında, özellikle sistem transfer fonksiyonunun tanımlanmadığı fakat uygulanacak denetimin sözel olarak ifade edildiği sistemlerde bulanık kontrol kullanılmaktadır. Ayrıca transfer fonksiyonu bilinen klasik denetleyicilerin yerine sistem performansını iyileştirme amacıyla da uygulanabilir [16,17].

Bulanık sistemlerin birçok alanda (kontrol, imalat, ulaştırma vb.) başarılı uygulamaları (yük trenlerinin hızlarının denetlenmesi, hızlı trenlerin enerji tüketiminin ve seyahat zamanının optimizasyonu, helikopter uçuş kontrol sistemi, havalandırma sistemlerinin kontrolü vb.) mevcuttur [18,19]. Uçuş kontrol sistem tasarımı konusunda yapılan çalışmaların büyük çoğunluğu ise simülasyon seviyesindedir. Bu çalışmalardan bazıları; küçük bir insansız uçak için otomatik iniş kontrol sistemi, helikopter uçuş kontrol sistemi, çift motorlu geniş gövdeli uçak için iniş kontrol sistemi olarak sıralanabilir [2,19,20,21].

Bu çalışmada bulanık mantık ve kontrol, ele alındıktan sonra uçuş kontrol sisteminde önemli bir yer tutan irtifa kontrolünün klasik PD denetleyici ve bulanık PD denetleyici kullanılarak tasarımı incelenmiş ve geniş gövdeli, dört motorlu jet yolcu uçağına ait elde edilen sonuçlar değerlendirilmiştir. Bulanık PD kontrol ile bu uçağı üç farklı uçuş durumu için elde edilen çıkış

tepkileri, aynı uçuş durumları için klasik bir PD denetleyici ile elde edilen tepkilerle karşılaştırılmıştır. Sonuçta bulanık PD denetleyicinin, değişen uçuş durumlarına karşı, klasik PD denetleyiciye göre daha iyi irtifa kontrol performansı sağladığı gözlenmiştir.

## 2. BULANIK MANTIK VE KONTROL

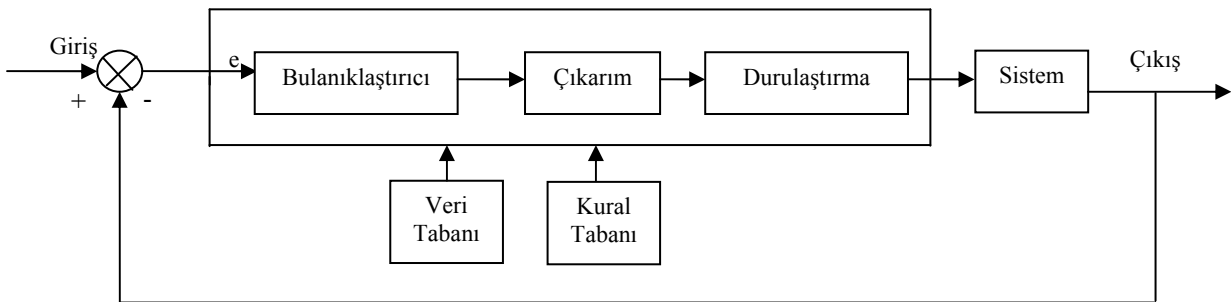
Gerçek dünya genel olarak belirsizlik, kesin düşünceden yoksunluk ve karar verilemeyeş nedeniyle karmaşıktır. Birçok sosyal, iktisadi ve teknik konularda insan düşüncesinin tam anlamı ile olgunlaşmamış oluşundan dolayı belirsizlikler her zaman bulunur. İşte bu karmaşıklık ve belirsizliği, bulanıklık (fuzzy) diye nitelendirmek mümkündür.

Bulanık küme kuramı, ‘belirsizlik’in bir tür biçimlenişi, formüllendirilmesidir. Bir çeşit çok değerli küme kuramıdır. Kümedeki her bir birey, iki değerli küme kuramlarında olduğu gibi ‘üye’ ya da ‘üye değil’ olarak değil, bir dereceye kadar üye olarak görülür. Bir aralıkta bulunabilecek öğelerin hepsinin, 1’e eşit üyelik derecesine sahip olması yerine, 0 ile 1 arasında değişik değerlere sahip olması düşünülür ve  $\mu_A(x)$ , x elemanın ‘A’ kümesine ait olma derecesi (0 ile 1 arasında bir değer) şeklinde gösterilir. Böyle bir gösterimle birçok elemandan oluşmuş bir kümede, her eleman için o kümeye ait olma derecesi belirlenir.

Bulanık küme ve sistem işlemleri için klasik küme şeklinde belirtilen değişim aralıklarının bulanıklaştırılması gereklidir. Bulanıklaştırma sürecinde ele alınan üyelik fonksiyonları, problemin yapısına ve amacına uygun olmalıdır. Genel anlamda üyelik fonksiyonları sezgisel, matematik, geometrik ya da istatistiksel yaklaşımlara dayandırılabilir.

Fonksiyonların; sık kullanılan üçgen ya da yamuk şeklinde, ya da diğer uygun formlarda olmasının yanı sıra alt kümelerin de birbiri ile örtüşecek şekilde olması gerekmektedir.

Bulanık kontrol, kontrol edilmesi gereken sürecin durum bilgisi ile kontrol işlemi arasındaki bulanık işlem algoritmasına dayanır. Şekil 1’de genel bir kapalı döngü bulanık kontrol sisteminin yapısı görülmektedir.



Şekil 1. Kapalı döngü bulanık denetleyici sistemi

Şekil 1’de görüldüğü gibi bulanık denetleyici bulanıklaştırıcı, çıkarım ve durulaştırma birimlerinden oluşmaktadır. Sistemde denetleyici girişindeki hata sinyali bulanıklaştırma biriminde bir ölçek değişikliğine uğrayarak bulanıklaştırılmaktadır. Çıkarım birimine gelen bilgiler, kural işleme biriminde depolanmış, bilgi tabanına (veri+kural tabanı) dayalı, kural ağırlık tablosu şeklinde gösterilen ‘eğer...ve..... ise, ... olsun’ (if...and...then...else) gibi kural işleme bilgileri ile birleştirilir.

Son adımda problemin yapısına uygun mantıksal karar önermeleri kullanarak elde edilen sonuçlar durulaştırıcı birime gönderilir. Durulaştırma biriminde bilgilerin her biri gerçel sayılara dönüştürülür ve sisteme verilir. Durulaştırma işleminde yükseklik yöntemi, ağırlık merkezi yöntemi ve ağırlıklı ortalama yöntemi en çok kullanılan yöntemlerdir. [2,3].

Bulanık denetleyicilerde, klasik denetleyicilerde olduğu gibi bulanık PD, bulanık PI, bulanık PID ve karma denetleyiciler biçiminde farklı yapılar tasarlanmaktadır.

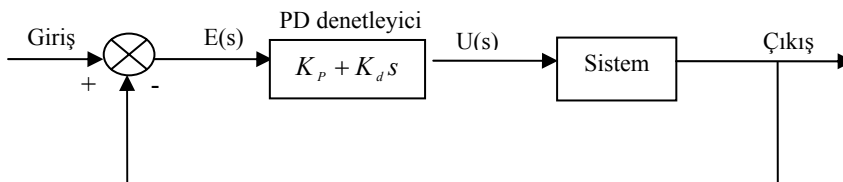
## 2.1. Bulanık PD Kontrol

Bulanık PD tip kontrol bulanık denetleyiciler içinde en fazla kullanılan denetleyici tipidir. Bu tip denetleyicide bulanıklaştırma ve kural işleme bilgileri oluşturulurken hata ( $e$ ) ve hatanın değişimi ( $\dot{e}$ ) bilgileri kullanılmaktadır. Bu şekilde oluşturulmuş ve çalışmanın uygulama bölümünde de kullanılan örnek bir kural ağırlık tablosu Tablo 1’de verilmektedir.

Burada;  $A_1, A_2, \dots, A_n$  değerleri gerçel sayılardır ve kural ağırlık değerlerini göstermektedir. HNCK, HNK, HY, HPB, HPCB, HDNCK, HDNK, HDY, HDPB ve HDPCB ise hata ve hatanın değişimine ait

**Tablo 1.** Kural ağırlık değer tablosu

		$\dot{e}$				
		HDNCK	HDNK	HDY	HDPB	HDPCB
e	HNCK	$A_1$	$A_2$	$A_3$	$A_4$	$A_5$
	HNK	$A_6$	$A_7$	$A_8$	$A_9$	$A_{10}$
	HY	$A_{11}$	$A_{12}$	$A_{13}$	$A_{14}$	$A_{15}$
	HPB	$A_{16}$	$A_{17}$	$A_{18}$	$A_{19}$	$A_{20}$
	HPCB	$A_{21}$	$A_{22}$	$A_{23}$	$A_{24}$	$A_{25}$



**Şekil 2.** Klasik PD kontrol sistemi

üyelik fonksiyonlarını göstermektedir (H:hata; D:değişim; NCK:negatif çok küçük; NK:negatif küçük; Y:yok; PB:pozitif büyük; PCB:pozitif çok büyük). Bu tabloya göre 25 adet kural oluşmaktadır. Bu kurallar;

Eğer  $e=HNCK$  ve  $\dot{e}=HDNCK$  ise  $u=A_1$

Eğer  $e=HNCK$  ve  $\dot{e}=HDNK$  ise  $u=A_2$

Eğer  $e=HPCB$  ve  $\dot{e}=HDPCB$  ise  $u=A_{25}$

biçimindedir.

İlk olarak hata ve hatanın değişimine ait değerler bulanıklaştırılarak kural işleme biriminden geçirilir. Durulaştırma biriminde ağırlıklı ortalama yöntemine göre, yorumlanan her bir kurala ait en küçük üyelik derece değeri aksiyon ağırlık değeri ile çarpılır ve bulunan sonuçlar toplanır. Bu değer, kuralların toplam üyelik değerlerine bölünerek denetleyici çıkışı bulunur [16,17,23].

## 3. KLASİK PD KONTROL

Bir kapalı döngü denetim sistemi içinde denetim elemanının görevi ölçme elemanı üzerinden geri beslenen çıkış büyüklüğünü, giriş büyüklüğü ile karşılaştırmak ve karşılaştırmadan ortaya çıkabilecek hata değerinin yapısına ve kendi denetim etkisine bağlı olarak uygun bir kumanda veya denetim sinyali üretmektir. Denetim elemanlarında kullanılan belli başlı dört temel denetim etkisi vardır. Bunlar; ikili veya aç-kapa (on-off) etkisi, orantı ( P- proportional) etkisi, integral (I-integral) etkisi ve türev (D- differen tial) denetim etkisidir.

Bu temel denetim etkilerinin bir veya birkaçının bir arada uygun şekilde kullanılmasıyla değişik denetim etkilerinde çalışan denetim organları (P, PI, PD, PID) oluşturulur.

Çalışmamızda kullanacağımız PD tip denetleyici (Şekil 2) D etkiden dolayı hızlı bir çalışma sağlar, sönümü artırır ve maksimum aşma, yükselme ve yatışkın duruma ulaşma zamanlarını azaltır. Yatışkın durum hatası üzerinde pek etkili değildir. Az sönümlü ya da kararsız sistemlerde de etkili olmaz.

Şekil 2'ye göre denetleyici çıkış ifadesi

$$U(s) = (K_p + K_d s)E(s) \quad (2)$$

biçiminde ifade edilmektedir [24,25].

#### 4. UÇAK İRTİFA KONTROL SİSTEMİ

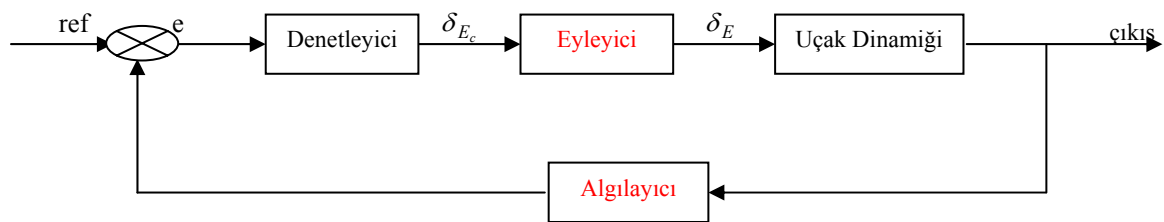
Bu bölümde uçuş kontrol sisteminde önemli bir yer tutan irtifa kontrolünün klasik PD denetleyici ve bulanık PD denetleyici kullanılarak tasarımı incelenmektedir. Bu sisteme ait blok diyagram Şekil 3'de görülmektedir.

Sistem çıkışındaki irtifanın ( $h$ ) girişteki referans irtifa değerini ( $h_r$ ) izlemesi için eyleyici girişindeki irtifa dümeni açısı ( $\delta_{E_c}$ ) kontrol edilmektedir.

Newtonun ikinci hareket yasasından elde edilen, doğrusal olmayan uçak hareket denklemleri belli denge uçuşları etrafında Taylor serisi ile doğrusallaştırılarak,

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (3)$$

şeklinde durum uzayı formunda gösterilebilir. Bu ifadede;  $\mathbf{x}$  durum değişkenleri vektörünü,  $\mathbf{u}$  girdi vektörünü,  $\mathbf{A}$  ve  $\mathbf{B}$  ise katsayılar matrislerini



Şekil 3. Uçak irtifa kontrol sistemi

göstermektedir. En genel halde elde edilen bu denklemler, uzunlamasına ve yanlamasına hareket dinamiklerine ayrıldığında, uzunlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi;

$$\alpha = \frac{w}{U_0} \quad (7)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad \mathbf{u} = [\delta_E] \quad (4)$$

olarak elde edilmektedir. Kararlılık türevlerinden oluşan  $\mathbf{A}$  ve  $\mathbf{B}$  matrisleri ise;

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ \tilde{M}_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

biçiminde ifade edilmektedir. Bu ifadelerde  $u$  uçağın ileriye doğru hızı,  $w$  uçağın dönüş hızı,  $U_0$  uçağın ileriye doğru denge hızı,  $q$  yunuslama açısal hızı,  $\theta$  yunuslama açısı,  $g$  yerçekimi ivmesi,  $X_u, X_w, Z_u, Z_w, X_{\delta_E}, Z_{\delta_E}, \tilde{M}_u, \tilde{M}_q, \tilde{M}_w, \tilde{M}_{\delta_E}$  ise ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevleridir.  $\tilde{M}_u, \tilde{M}_w, \tilde{M}_q, \tilde{M}_{\delta_E}$  ise eşitlik 6'da görüldüğü gibi ifade edilmektedir.

$$\begin{aligned} \tilde{M}_u &= (M_u + M_w Z_u) \\ \tilde{M}_w &= (M_w + M_w Z_w) \\ \tilde{M}_q &= (M_q + U_0 M_w) \\ \tilde{M}_{\delta_E} &= (M_{\delta_E} + M_w Z_{\delta_E}) \end{aligned} \quad (6)$$

Çalışmamızda durum değişkeni olarak irtifayı kullanacağımız için durum değişkenleri arasına irtifayı dahil etmek üzere aşağıdaki dönüşümler yapıldığında küçük hücum açıları ( $\alpha$ ) için;

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_E(s)} = \frac{1}{U_0} \frac{w(s)}{\delta_E(s)} \quad (8)$$

$$a_{z_{cg}} = \dot{w} - U_0 q = -\ddot{h} \quad (9)$$

$$-\frac{s^2 h(s)}{\delta_E(s)} = \frac{sw(s)}{\delta_E(s)} - U_0 \frac{q(s)}{\delta_E(s)} \quad (10)$$

eşitlikleri elde edilir. (10) eşitliğinden kararlılık türevlerine bağlı olarak kısa periyod mod için  $\frac{h(s)}{\delta_E(s)}$  uçak dinamiği;

$$\frac{h(s)}{\delta_E(s)} = \frac{1}{s^2} \left[ \frac{-K_w s(1+sT_1) - U_0 K_q (1+sT_2)}{\Delta_{sp}(s)} \right] \quad (11)$$

olarak elde edilir. Bu ifadede;  $\Delta_{sp}(s)$ ,  $K_w$ ,  $T_1$ ,  $K_q$ ,  $T_2$  aşağıdaki eşitliklerle verilmektedir.

$$\begin{aligned} \Delta_{sp}(s) &= s^2 - [Z_w + M_q + M_w U_0]s + [Z_w M_q - U_0 M_w] \\ K_w &= U_0 M_{\delta_E} - M_q Z_{\delta_E} \\ T_1 &= Z_{\delta_E} / K_w \\ K_q &= Z_{\delta_E} M_w - M_{\delta_E} Z_w \\ T_2 &= (M_{\delta_E} + Z_{\delta_E} M_w) / K_q \end{aligned} \quad (12)$$

Eşitlik (7-12)'de;  $\alpha$  hücum açısını,  $a_{z_{cg}}$  uçağın ağırlık merkezinde ölçülen bozulmuş hareketin normal ivmesini göstermektedir. Eyleyici ve algılayıcı dinamikleri ise  $\frac{1}{1+0.1s}$  ifadesine eşittir.

Seçilen uçak tipi (geniş gövdeli, dört motorlu jet yolcu uçağı) ve ilgilenilen uçuş durumları için uçuş parametreleri Tablo 2'de, bu uçuş durumları için elde edilen kararlılık türevleri ise Tablo 3' de verilmektedir [26]. Bu değerlere göre sırasıyla üç farklı uçuş durumu için irtifa ile irtifa dümeni arasındaki uçak dinamikleri;

$$\begin{aligned} &(1. uçuş durumu) \\ \frac{h(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{-5.057s^2 - 346.213s - 69.678}{s^4 + 0.917s^3 + 1.13s^2} \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} &(2. uçuş durumu) \\ \frac{h(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{-8.0382s^2 - 1043.8518s - 314.4175}{s^4 + 1.467s^3 + 1.666s^2} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} &(3. uçuş durumu) \\ \frac{h(s)}{\delta_E(s)} &= \frac{-5.255s^2 - 582.127s - 87.75}{s^4 + 0.756s^3 + 0.857s^2} \end{aligned} \quad (15)$$

olarak elde edilir.

**Tablo 2.** Uçuş durumu parametreleri

Parametre	Uçuş Durumu 1	Uçuş Durumu 2	Uçuş Durumu 3
İrtifa (m)	6100	6100	12200
Mach no	0.5	0.8	0.8
$U_0 (ms^{-1})$	158	250	250
$\bar{q} (Nm^{-2})$	8.667	24420	9911

$\alpha_0$ (derece)	6.8	0	4.6
$\gamma_0$ (derece)	0	0	0

Tablo 2'de  $\bar{q}$  dinamik basıncı,  $\alpha_0$  denge hücum açısını,  $\gamma_0$  denge yörünge açısını göstermektedir.

**Tablo 3.** Kararlılık türevleri (uzunlamasına hareket)

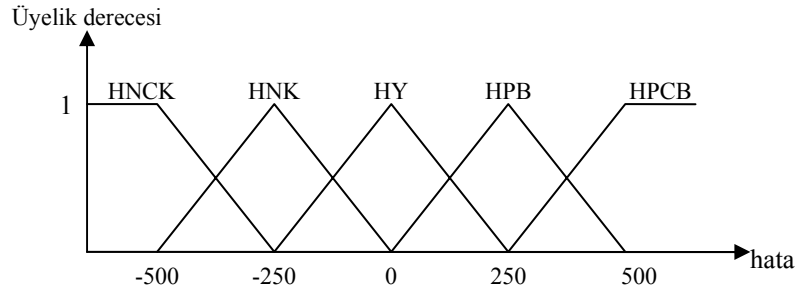
Kararlılık Türevi	Uçuş Durumu 1	Uçuş Durumu 2	Uçuş Durumu 3
$X_u$	0.003	-0.0002	0.0002
$X_w$	0.078	0.026	0.039
$X_{\delta_E}$	0.616	0.0	0.44
$X_{\delta_{th}}$	$3.434 \times 10^{-6}$	$3.434 \times 10^{-6}$	$3.434 \times 10^{-6}$
$Z_u$	-0.07	-0.09	-0.07
$Z_w$	-0.433	-0.624	-0.317
$Z_q$	-1.95	-3.04	-1.57
$Z_{\delta_E}$	-5.15	-8.05	-5.46
$Z_{\delta_{th}}$	$-1.5 \times 10^{-7}$	$-1.5 \times 10^{-7}$	$-1.5 \times 10^{-7}$
$M_u$	0.00008	-0.00007	0.00006
$M_w$	-0.006	-0.005	-0.003
$M_{\dot{w}}$	-0.0004	-0.0007	-0.0004
$M_\alpha$	-0.948	-1.25	-0.75
$M_{\dot{\alpha}}$	-0.0632	-0.175	-0.1
$Z_\alpha$	-68.414	-0.156	-79.25
$M_q$	-0.421	-0.668	-0.339
$M_{\delta_E}$	-1.09	-2.08	-1.16
$M_{\delta_{th}}$	$0.67 \times 10^{-7}$	$-0.67 \times 10^{-7}$	$0.67 \times 10^{-7}$

Her üç uçuş durumu için sisteme ait hata ( $e$ ), irtifa dümeni açısı ( $\delta_{E_c}$ ), irtifa ( $h$ ) ve irtifa değişiminin ( $\dot{h}$ ) zamana ( $t$ ) bağlı değişimleri, bulanık PD denetleyici ve klasik PD denetleyici kullanılması durumlarında Matlab 6.5 kullanılarak kodlanmış program yardımıyla bulunmuştur [26].

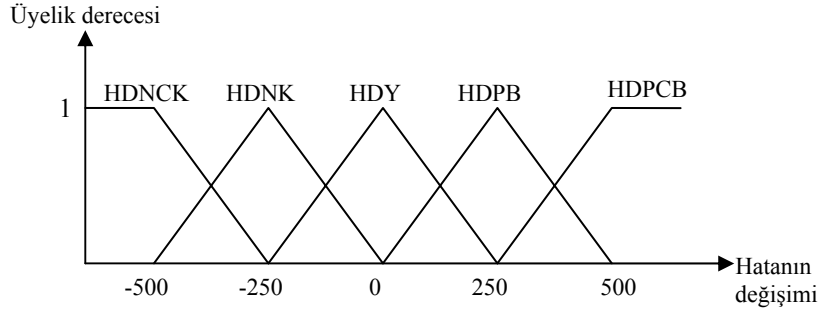
**Bulanık PD Denetleyici Uygulaması:** Denetleyici sistemde hata ve hatanın değişimine ait üyelik fonksiyonları Şekil 4 ve Şekil 5'de görüldüğü gibi 5'er adet, toplam 10 adet üyelik fonksiyonu ile tanımlanmıştır. Üyelik fonksiyonlarının tipleri,

sayıları ve değerleri sezgisel bilgilere göre seçilmiştir. Üçgen üyelik fonksiyonlarının seçilme nedeni, bu üyelik fonksiyonlarının sadece üç parametre ile tanımlanabilmesidir. Bu parametreler, üçgenin taban sınır değerleri ve tepe noktasıdır. Sınır değerleri ve değişim aralıkları seçilirken göz önüne alınan yaklaşım, üyelik fonksiyonlarının belli bir parça iç içe geçmesini sağlamak ve bu şekilde düzgün bir kontrol uzayı elde etmektir. Denetleyici sistem nominal uçuş durumundan olabilecek  $\pm 500$  m'lik irtifa değişim aralığında

çalışacağından üyelik fonksiyonu sınır değerleri minimum  $-500$ , maksimum  $+500$  olacak şekilde bölümlendirilmiştir. Sisteme ait irtifa dümeni açma değerlerini içeren kural ağırlık değer tablosu ise Tablo 4'de görülmektedir. Burada irtifa dümeni açma değerleri derece cinsinden verilmektedir. Fakat transfer fonksiyonlarındaki irtifa dümeni değişimleri sistemi radyan cinsinden etkilediğinden, kodlanan programda denetleyici çıkışında elde edilen irtifa dümeni açma değerleri radyana çevrilmektedir. Nominal uçuş durumundan  $500$  m irtifa kaybı oluşması durumunda; yukarıdaki bölümde belirtilen üç uçuş durumu için sisteme ait  $e(t)$ ,  $\delta_{E_c}(t)$ ,  $h(t)$ ,  $\dot{h}(t)$  değişimleri Şekil 6-9'da sırasıyla görülmektedir.



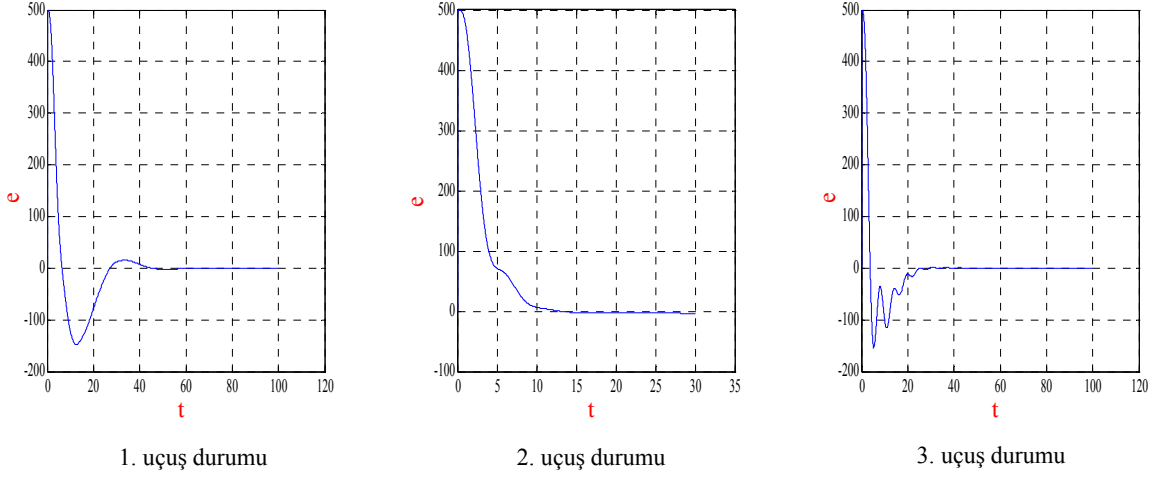
Şekil 4. Hata üyelik fonksiyonları



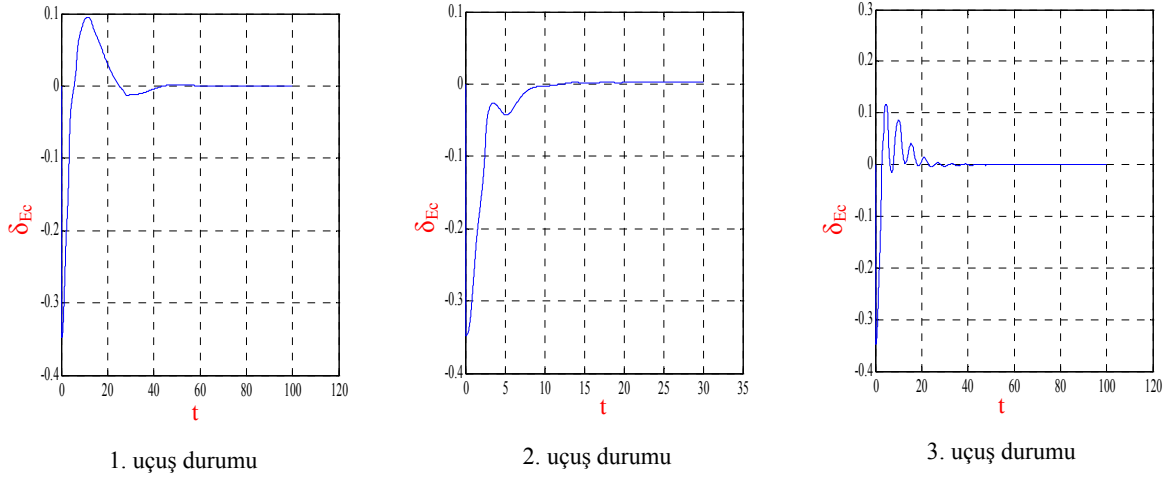
Şekil 5. Hatanın değişimi üyelik fonksiyonları

Tablo 4. Sisteme ait kural ağırlık tablosu

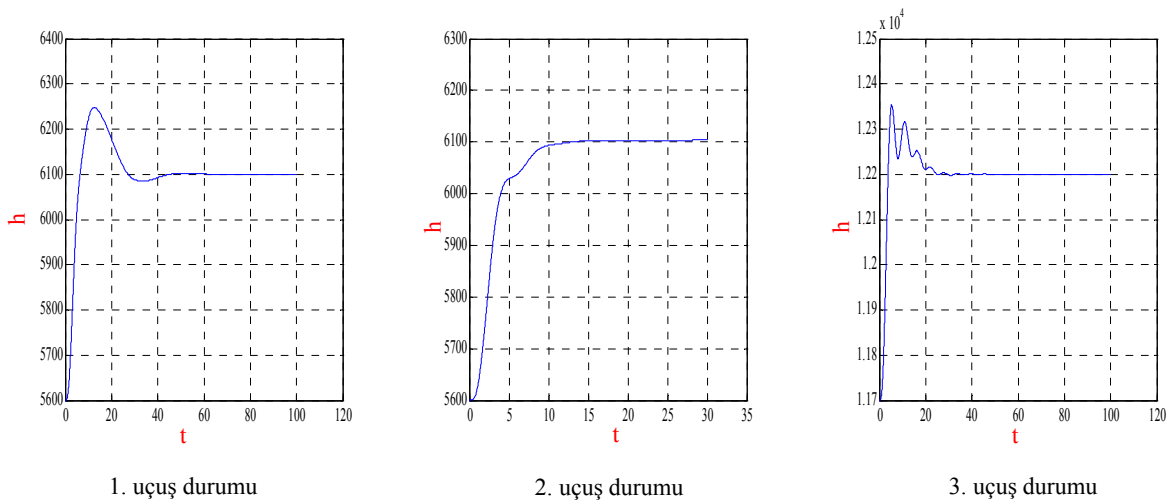
		$\dot{e}$				
		HDNCK	HDNK	HDY	HDPB	HDPCB
$e$	HNCK	20	17	18	12	0
	HNK	16	15	10	0	-10
	HY	3	8	0	-17	-15
	HPB	10	0	-13	-16	-19
	HPCB	0	-14	-20	-19	-20



Şekil 6. Hatanın zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)

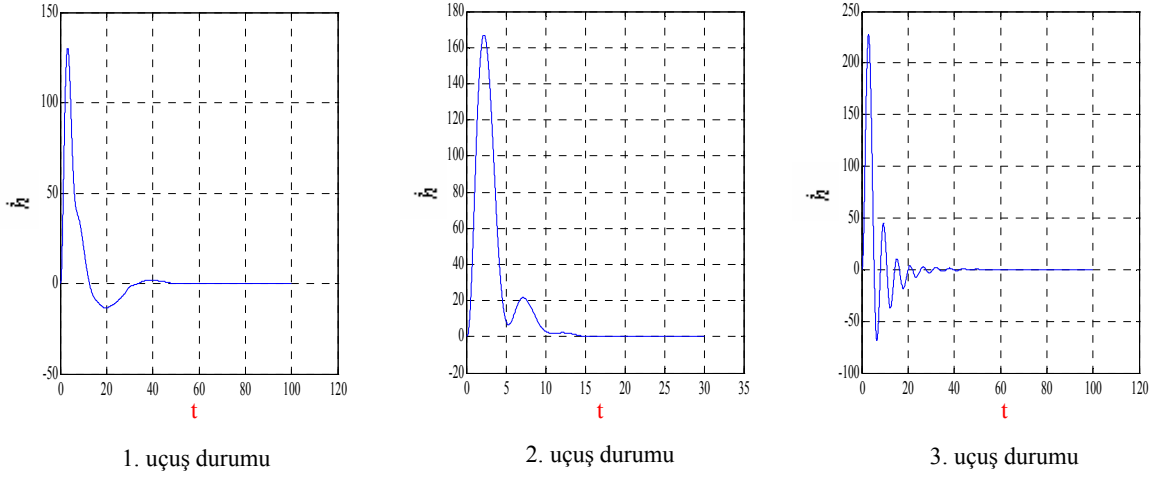


Şekil 7. İrtifa dümeni açısının zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)



Şekil 8. İrtifanın zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)

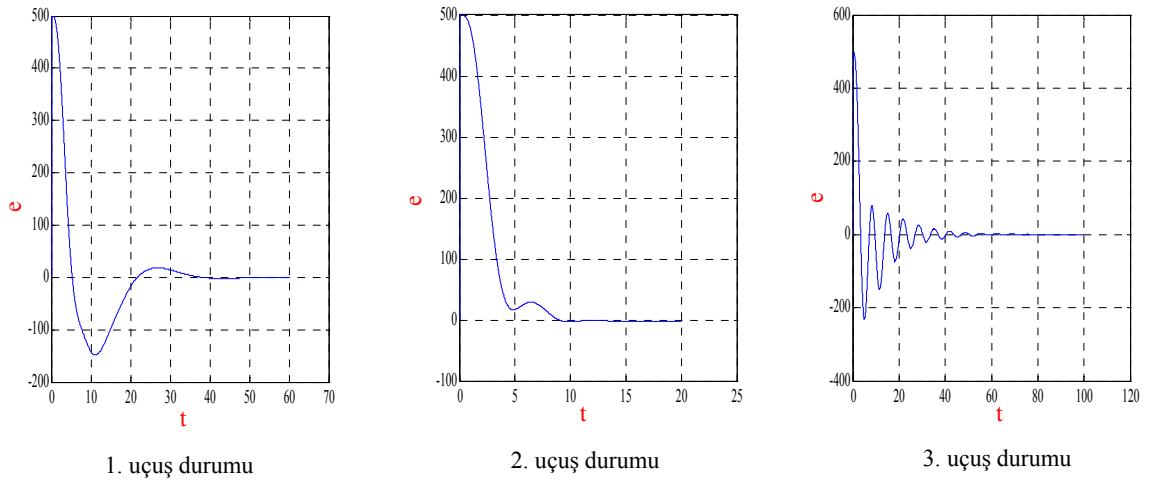
## Bir Uçağın İrtifa Kontrolünde Klasik ve Bulanık PD Denetleyici Performanslarının Karşılaştırılması



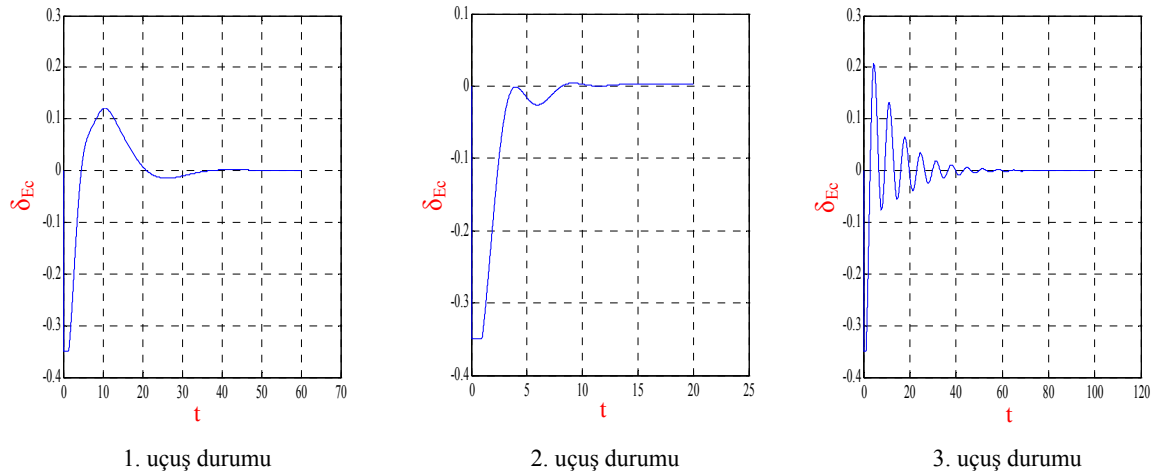
Şekil 9. İrtifa hızının zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)

**Klasik PD Denetleyici Uygulaması:** Denetleyici sistemde,  $K_p = -0.0008$  ve  $K_d = -0.0005$  olarak alındığında ve nominal uçuş durumundan 500 m irtifa kaybı oluşması durumunda; yukarıdaki

bölümde belirtilen üç uçuş durumu için sisteme ait  $e(t)$ ,  $\delta_{Ec}(t)$ ,  $h(t)$ ,  $\dot{h}(t)$  değişimleri şekil 10-13'de sırasıyla görülmektedir.

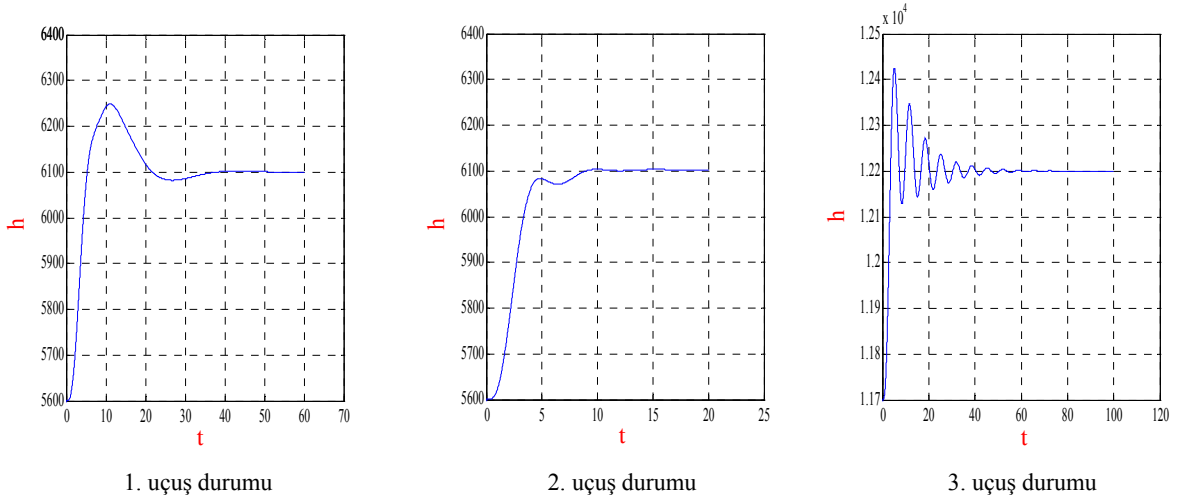


Şekil 10. Hatanın zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)

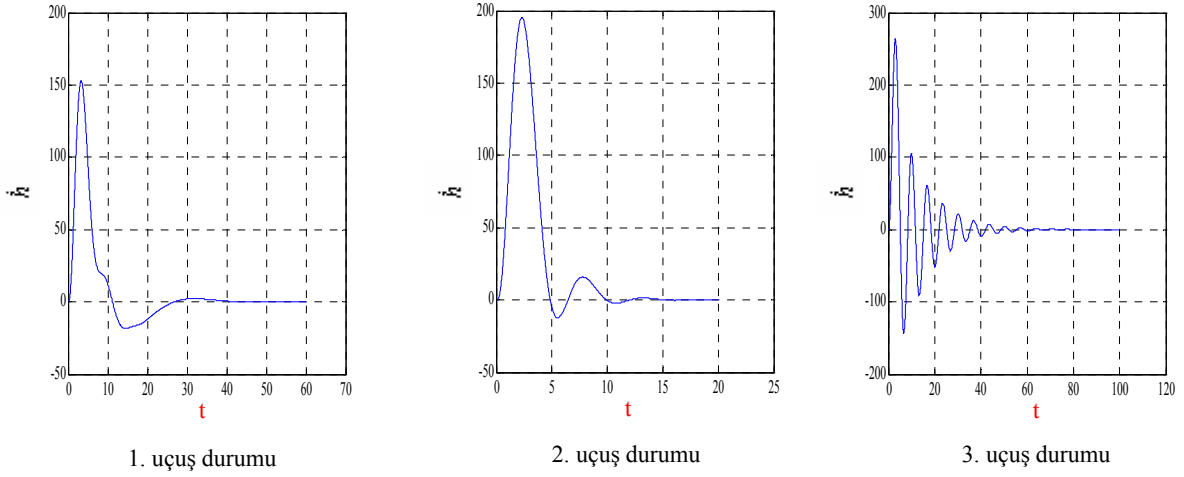


Şekil 11. İrtifa dümeni açısının zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)





Şekil 12. İrtifanın zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)



Şekil 13. İrtifa hızının zamana göre değişimi (1-2 ve 3. uçuş durumu)

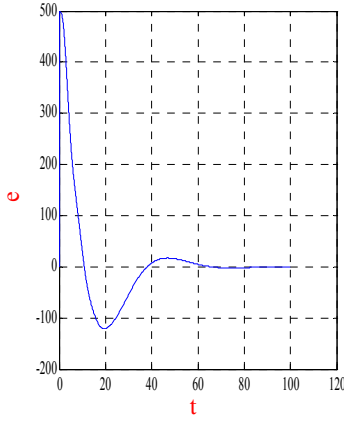
Şekil 11’de görüldüğü gibi irtifa dümeni açısı (radyan) yapısal olarak -0.35 ile 0.35 arasında hareket etme kabiliyetine sahip olduğundan irtifa dümeni açısı kodlanan programda -0.35 ile 0.35 arasında sınırlandırılmıştır. Pratikte de pilotun bu sınırlar dışında bir kumanda girişi vermemesi için sınırlayıcı elemanlar kullanılmaktadır.

Şekil 12’de görüldüğü gibi 3. uçuş durumu için irtifa değişim periyodunun kısa, yatışkın duruma ulaşma zamanının uzun ve tepkinin düzgün olmadığı (osilasyon frekansı yüksek) görülmüştür. Dolayısıyla bir uçuş durumu için uygun olan PD denetleyicinin farklı bir uçuş durumunda aynı performansı sağlamadığı görülmüştür. 3. uçuş durumu için farklı  $K_p$  ve  $K_d$  değerleri denenmiş ve Şekil 14-17’de görüldüğü gibi daha iyi çıkış tepkilerine  $K_p=-0.0002$  ve  $K_d=-0.0004$  seçildiğinde ulaşıldığı görülmüştür.

## 5. SONUÇ

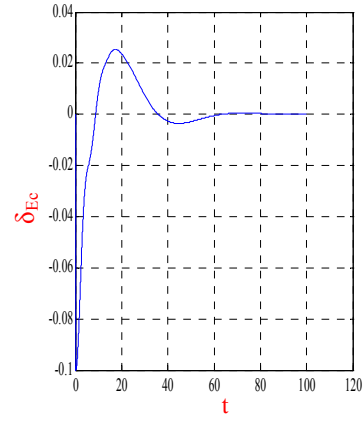
Bu çalışmada, uçuş kontrol sisteminde önemli bir yer tutan irtifa kontrolünün klasik PD denetleyici ve bulanık PD denetleyici kullanılarak tasarımı incelenmiş ve üç farklı uçuş durumu için geniş gövdeli, dört motorlu jet yolcu uçağına ait elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Bulanık PD tip denetleyici kullanılması durumunda elde edilen tepkilerin her üç uçuş durumu için de klasik PD denetleyici kullanıldığında elde edilen tepkilere oldukça yakın sonuçlar verdiği görülmektedir. Ayrıca bulanık PD kontrolün uygulandığı tepkilerde aşma miktarının klasik PD kontrol uygulamasına göre daha düşük olduğu ve tepkilerinde daha düzgün olduğu gözlenmektedir. 1. uçuş durumunda irtifa dümeni açısı bulanık PD denetleyici durumunda maksimum 0.1 değerini alırken, klasik PD denetleyici durumunda 0.12 gibi bir değere ulaştığı görülmektedir. Yine aynı şekilde

## Bir Uçağın İrtifa Kontrolünde Klasik ve Bulanık PD Denetleyici Performanslarının Karşılaştırılması



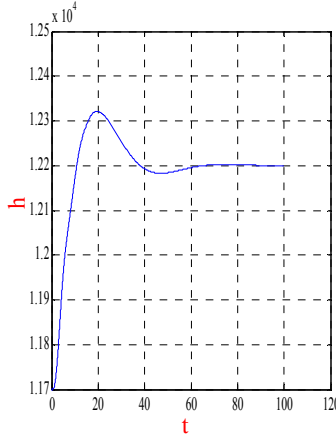
3. uçuş durumu

Şekil 14. Hatanın zamana göre değişimi



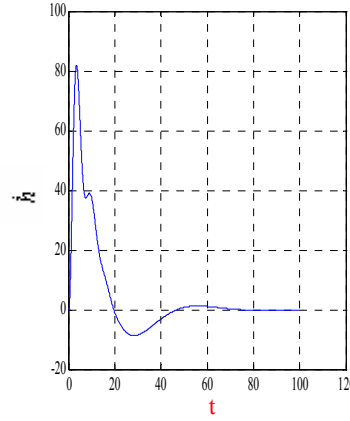
3. uçuş durumu

Şekil 15. İrtifa dümeni açısının zamana göre değişimi



3. uçuş durumu

Şekil 16. İrtifanın zamana göre değişimi



3. uçuş durumu

Şekil 17. İrtifa hızının zamana göre değişimi

1. uçuş durumunda irtifa hızının değişimi bulanık PD denetleyici durumunda maksimum 130 iken, klasik PD denetleyici durumunda 150'den fazla bir değer almaktadır. Dolayısıyla bulanık PD denetleyici durumunda daha düzgün ve yolcuları daha az rahatsız eden bir irtifa yükselmesi gerçekleşmektedir.

Klasik PD tip denetleyici kullanılması durumunda farklı  $K_p$  ve  $K_d$  değerleri denenmiş ve ilk iki uçuş durumu için en iyi çıkış tepkisine  $K_p=-0,0008$  ve  $K_d=-0,0005$  seçildiğinde ulaşıldığı görülmüştür. Üçüncü uçuş durumunda daha iyi çıkış tepkisi ise  $K_p=-0,0002$  ve  $K_d=-0,0004$  değerleri seçildiğinde elde edilmiştir.

U durumunda elde çıkış tepkisinin frekansının düşük, yatışkın duruma ulaşma zamanının kısa ve daha düzgün olduğu görülmüştür.

Dolayısıyla klasik PD denetleyici kullanılması durumunda, herhangi bir uçuş durumu için tasarlanmış denetleyici sistemin farklı bir uçuş

durumunda aynı performansı sağlamadığı sonucuna ulaşılmıştır.

3. uçuş durumunda, farklı bir klasik PD denetleyici ( $K_p=-0.0002$  ve  $K_d=-0.0004$ ) kullanılarak bulanık denetleyici ile benzer sonuçlara ulaşılabilmektedir. Buna rağmen bulanık PD denetleyici durumunda yatışkın duruma ulaşma zamanı 40 saniye iken klasik PD denetleyici durumunda bu değer 60 saniye olduğu görülmüştür.

Sonuç olarak, bir uçuş durumu için tasarlanan klasik PD denetleyici, farklı uçuş durumları için aynı performans karakteristiklerini vermezken, bulanık PD denetleyici tüm uçuş durumları için daha iyi çıkış karakteristikleri vermektedir.

## 6. KAYNAKLAR

[1] KAHVECİOĞLU, A., *Uçuş Kontrol Sistem Tasarımında Kath- Model Yaklaşımı ve*

- Genetik Algoritma Tekniğinin Uygulanması*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir 2000.
- [2] VERBRUGGEN, H.B., ZIMMERMAN, H.J., BABUSKA, R., Fuzzy Algorithms for Control, Kluwer Academic Publishers, U.S.A.,1999.
- [3] ASTRÖM, K. J., WITTENMARK, B., Adaptive Control, Lund Institute of Technology, Addison Wesley Publishing Company, 1989.
- [4] [http://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/87785main\\_H-618.pdf](http://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/87785main_H-618.pdf)
- [5] ENNS, D.F., Robustness of Dynamic Inversion vs. Mu Synthesis: Lateral-Directional Flight Control Example, Proceedings of the AIAA Conference on Guidance, Navigation, and Control, Portland, Oregon, August 1990.
- [6] HAYES. J. R., KUREEMU and BATES, D.G., 2002. "LFT-Based Uncertainty Modelling and mu-analysis of the HIRM+RIDE Flight Control Law", Proc. of the IEEE International Symposium on Computer Aided Control Systems Design (CACSD'02), Glasgow, pp242-247.
- [7] <http://www.control.eng.cam.ac.uk/gp202/invse ss/sess99.out.html>
- [8] NICHOLS, R.A., REICHERT, R.T., RUGH, W.J., Gain Scheduling for H-Infinity Controllers: A Flight Control Example, IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1 (2) (1993):69—79
- [9] <http://www.op.dlr.de/FF-DR-ER/research /flight /flight.html>
- [10] [http://www.dcsc.tudelft.nl/Research/Current/ project\\_mo\\_rb.html](http://www.dcsc.tudelft.nl/Research/Current/ project_mo_rb.html)
- [11] <http://www.kbs.twi.tudelft.nl/Publications/Report/ 2004-Liang-DKS04-04.html>
- [12] <http://www.ndengineering.com/otherprojects.html>
- [13] MAGNI, J. F., Multimodel eigenstructure assignment in flight control design, Elsevier Science, Vol 3-Num 3, April, pp. 141-151, 1999.
- [14] ACKERMANN, J., Multi-Model Approaches to Robust Control System Design, Lecture Notes in Control and Information Science, Vol 70 Springer Verlag, Berlin, 1985.
- [15] <http://www2.ing.unipi.it/~dia/research/flight.htm>
- [16] KIYAK, E., Bulanık Mantık ve Uçuş Kontrol Uygulamaları, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir 2003.
- [17] ROTTON, S. K., BREHM, T., SANDHU, G. S., Analysis and Design of a Proportional Fuzzy Logic Controller, Department of Electrical Engineering Wright State University, Dayton, Ohio.
- [18] CORDON, O., GAMIDE, F., HERRERA, F., MAGDELEN, H.L., Ten Years of Genetic Fuzzy Systems Current Framework and New trends, Fuzzy Sets and Systems, Vol 141-Num 1, January, pp 5-31, 2004.
- [19] SANCHEZ, E., SHIBATA, T., ZADEH, L.A., Genetic Algorithms and Fuzzy Logic Systems, Soft Computing Perspectives, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd., Singapore, 1997.
- [20] LIVCHITZ, M., ABERSHITZ, A., SOUDAK, U., Development of an automated fuzzy-logic-based expert system for an unmanned landing, Fuzzy Sets and Systems Vol 93-Iss 2, January 16, pp 145-159, 1998.
- [21] <http://researchnews.osu.edu/archive/fuzzy.htm>
- [22] ŞEN, Z., Bulanık (Fuzzy) Mantık ve Modelleme İlkeleri, Bilge Sanat Yapım Yayınları, İstanbul 2001.
- [23] TOPUZ, V., Bulanık Genetik Proses Kontrolü, Doktora Tezi, Marmara Üniversitesi, İstanbul 2002.
- [24] YÜKSEL, İ., Otomatik kontrol, Uludağ üniversitesi Güçlendirme Vakfı yayını, No 47, 2001.
- [25] BİR, A., Otomatik Kontrol Sistemleri, Literatür Yayıncılık, İstanbul 1999.
- [26] McLEAN, D., Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall International (UK) Ltd, 1990.

## ÖZGEÇMİŞLER

### Yrd. Doç. Dr. Ayşe Kahvecioğlu

1965 Eskişehir doğumludur. İlk, orta ve lise öğrenimini Eskişehir'de tamamladı. 1986 yılında Anadolu Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. 1987 yılında A.Ü Sivil Havacılık Meslek Yüksek Okulu'na araştırma görevlisi olarak girdi. İlk yüksek lisansını 1989 yılında A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana bilim Dalı'nda, ikinci yüksek lisansını 1991 yılında Fransa Ensica'da Havacılıkta Bakım ve Onarım konusunda ve 2000 yılında ise A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı'nda doktora çalışmasını tamamladı. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda yardımcı doçent doktor olarak görevini sürdürmektedir.

**Doç. Dr. Osman Parlaktuna**

Lisans ve yüksek lisans öğrenimini ODTÜ Elektrik Mühendisliği Bölümünde 1981 ve 1984 yıllarında, doktora öğrenimini ABD’de Vanderbilt Üniversitesi Elektrik Mühendisliği bölümünde 1990 yılında tamamladıktan sonra Anadolu Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümünde öğretim üyesi olarak çalışmaya başladı. 1993 yılında üniversitenin ikiye ayrılması sürecinde Osmangazi Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümüne geçti. Halen bu bölümde öğretim üyesi olarak çalışmaktadır. İlgi alanları mobil robotlar, kontrol sistemleri ve akıllı sistemlerdir.

**Yrd. Doç. Dr. Hakan Korul**

1968 Eskişehir doğumludur. İlk, orta ve lise öğrenimini Eskişehir’de tamamladı. 1992 yılında Anadolu Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. 1992 yılında A.Ü Sivil Havacılık Yüksek Okulu’na araştırma görevlisi olarak girdi. Yüksek lisansını 1995 yılında Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana bilim Dalı’nda ve 2003 yılında ise A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Ana bilim Dalı’nda “Bir uçağın koordineli dönüşünün model referanslı kontrolü” konulu doktora tez çalışmasını tamamladı. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda yardımcı doçent doktor olarak görevini sürdürmektedir.

**Arş. Grv. Yasemin Işık**

1974 Eskişehir doğumludur. İlk, orta ve lise öğrenimini Eskişehir’de tamamladı. 1998 yılında Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Elektrik ve Elektronik bölümünden mezun oldu. Aynı yıl A.Ü Sivil Havacılık Yüksekokulu’na araştırma görevlisi olarak girdi. 2001 yılında A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Ana bilim Dalı’nda yüksek lisansını tamamladı. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda araştırma görevlisi olarak görevini sürdürmektedir.