

İki Eksenli Bir Helikopter Düzenegi İçin Bulanık Kontrolör Tasarımı

Yusuf Buğday¹, Mehmet Önder Efe²

^{1,2}Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara
{ybugday, onderefe}@etu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada iki eksenli (2E) bir helikopter için bulanık denetim yöntemi ile kontrolör tasarımı üzerinde durulmaktadır. Kontrolör, bir kişisel bilgisayar üzerinde Matlab/Simulink ortamında gerçekleştirilmekte ve 2E helikopterin doğrusal olmayan modeli kullanılmaktadır. 2E helikopter denetimi üzerine yapılacak olan bir yüksek lisans tezine hazırlık olarak gerçekleştirilen bu çalışmanın önemi, 2E helikopterin detaylı bir modeli üzerinde bulanık denetim tekniği ile doğrusal olmayan bir kontrolörün tasarlanıp, bu kontrolörün gerçek zamanlı kontrol uygulamaları için istenen kapalı çevrim performansını sağlayacak olgunluğa ulaştırılmış olmasıdır.

Abstract

This paper presents a fuzzy logic controller design for a two degrees-of-freedom (2DOF) helicopter. The controller is designed in Matlab/Simulink on a PC and a nonlinear model of 2DOF helicopter is used for this purpose. The importance of this paper, created as a preliminary work of a Master of Science thesis, is having developed a sufficiently good nonlinear controller, providing the desired closed loop performance in real time implementations, by using a detailed model of 2DOF helicopter and fuzzy control techniques.

1. Giriş

Bir yüksek lisans tezinin kontrolör tasarımı basamaklarından birini oluşturan bu çalışma, deney düzenegi olarak hazırlanmış ve ticari olarak erişilebilen bir 2E iki rotorlu (çok girdili çok çıktılı) helikopter sisteminin kaynak [1]'de ayrıntılarıyla sunulan bir modeli üzerinde, ileride yapılacak gerçek zamanlı kontrol uygulamaları için kontrolcü tasarımı amacıyla gerçekleştirilen bazı benzetimleri içermektedir.

Helikopterler kısıtlı alanlarda zemin tipi ayırmaksızın hızla kalkış ve iniş yapabilmeleri dolayısıyla taşımacılık ve acil müdahale durumlarında sıkça kullanılan araçlardır. Kullanılma nedenlerinin hassasiyetinin gerektirdiği şartların tam aksine helikopterlerin, yapısal olarak barındırdıkları kararsızlığa yatkınlık ve ileri derecede doğrusalsızlıklar göz önüne alındığında yüksek başarıma sahip sistemler tarafından kontrol edilmeleri gerektiği görülmektedir. Helikopter kontrolünde başarıma rota açısının ve yunuslama açısının denetimi ile doğrudan ilişkilidir. Bu noktada 2E helikopterler, bu iki açının kontrolü üzerinde yapılacak çalışmalara uygun deneysel ortam sağlamaları sebebiyle önem taşımaktadırlar. Bu çalışmada bir 2E helikopter düzenegi modeli üzerinde gerekli kararlılık ve başarıma sağlayacak uygun bir helikopter uçuş kontrolcüsü tasarımı üzerine yoğunlaşmaktadır.

Bu çalışmada ilk olarak üç terimli (PID) denetleyici ele alınmaktadır. Endüstriyel kontrol sistemlerinde sıkça

kullanılan PID kontrolör, ilk kez kullanılmaya başlandığı 1920'li yıllardan [2] günümüze kadar etkinliğini hiç yitirmemiş ve halen araştırmacıların yeni teknikler ile destekleyerek üzerinde durmaya devam etmiş olduğu geleneksel bir kontrol yöntemidir. DC motorlar ile sürülen bir 2E helikopter sistemi üzerinde durulan bu çalışmada standart bir PID kontrolör kullanılmakla beraber, DC motor kontrolünde PID kontrolörün bulanık mantık ile desteklendiği iki çalışma [3] ve [4] kaynaklarında, yapay sinir ağları ile desteklenen bir PID çalışması [5] kaynağında, kayan kipli ve PID kontrolörlerin birleştirilmesiyle ilgili Koshkouei'nin çalışması ise [6] kaynağında yer almaktadır.

Bu çalışmada incelenen diğer denetim yöntemi bulanık mantık yaklaşımıdır. Bulanık mantık [7] ilk olarak Prof. Zadeh tarafından 1960'lı yıllarda önerilmiş, birçok farklı bilim alanında kullanılan dilsel bir tekniktir. Bulanık kontrolün geleneksel kontrol yaklaşımlarına göre temel avantajı dilsel tanımları kullanarak sistem dinamiği ve onun karmaşıklığının tasarımı yansıttığı güçlükleri rahatlıkla aşabilmesidir. Bu teknik vasıtasıyla helikopter sisteminin doğrusal olmayan dinamikleri ve yapısal olarak barındırdığı ileri dereceli bağlaşımlar kolaylıkla aşılmaktadır. Bu çalışmada, kontrolörün bulanık mantık tekniği ile oluşturulmasıyla aşılacak bu güçlüklerin, 2E helikopter modelinin bulanık mantık tekniği ile doğrusallaştırılmasıyla aşılabileceği de [8] kaynağında ortaya konmakta olup, bulanık denetimle ilgili ayrıntılı bir çalışma [9] kaynağında ve doğrusalsızlıklar içeren bir DC motor sistemi için bulanık denetleyicinin diğer bazı denetim yaklaşımlarıyla mukayesesi [10] kaynağında mevcuttur.

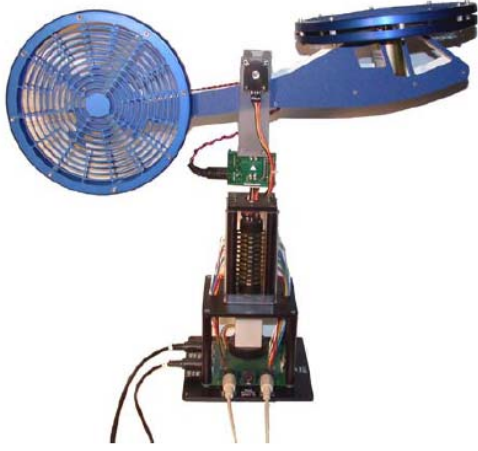
Bildiri şu şekilde düzenlenmiştir: 2. bölümde 2E helikopter için kullanılan model tanımlanmış, 3. bölümde bir PID denetleyici ile elde edilen denetim sonuçlarına yer verilmiş, 4. bölümde bulanık mantık ile bir denetimci tasarımı ve elde edilen benzetim sonuçları sunulup 5. bölümde bu bulanık denetleyicinin gerçek zamanlı uygulama başarıma irdelenmiştir.

2. 2E Helikopter Modeli

Bu çalışmada Şekil 1'de görülen *Quanser* firması tarafından üretilmiş ticari olarak erişilebilen, sabitlenmiş bir taban üzerine kurulmuş, DC motorlar ile sürülen iki pervaneden oluşan 2E helikopter sistemi temel alınmıştır. Ön pervane helikopterin yunuslama açısı θ ile burun yüksekliğini kontrol ederken, arka pervane helikopterin rota açısı ψ ile sağa sola olan hareketi kontrol etmektedir.

Şekil 2'de görüldüğü üzere yunuslama açısı θ , helikopterin burnu yükselirken, rota açısı ψ ise helikopter saat yönünde dönerken pozitif olarak tanımlanmıştır. Yunuslama açısına, F_p itme kuvveti ön pervane düzlemine normal olacak şekilde r_p uzaklığından, rota açısına ise F_y itme kuvveti arka pervane düzlemine normal olacak şekilde r_p uzaklığından dönme

momenti uygulamaktadır. Yerçekimi kuvveti F_g ise helikopterin ağırlık merkezinden, helikopterin burnunu aşağı yönde meylettirecek şekilde l_{cm} uzaklığından dönme momenti uygular.



Şekil 1 – 2E Helikopter Sistemi

Euler-Langrange eşitlikleri yardımıyla [1] kaynağında detaylıca incelenen sistemin doğrusal olmayan hareket denklemleri, L Langrange değişkeni sistemin kinetik ve potansiyel enerjisinin farkı olmak üzere ($L=T-V$), (1-a) ve (1-b) eşitliklerindeki gibi yazılabilir.

$$\frac{\partial}{\partial t} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_1} - \frac{\partial}{\partial q_1} L = Q_1 \quad (1a)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_2} - \frac{\partial}{\partial q_2} L = Q_2 \quad (1b)$$

Sistemin genelleştirilmiş koordinatı

$$q = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \quad (2)$$

$$= [\theta \quad \psi \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T$$

biçiminde ifade edilebilirken, genelleştirilmiş kuvvetleri ise

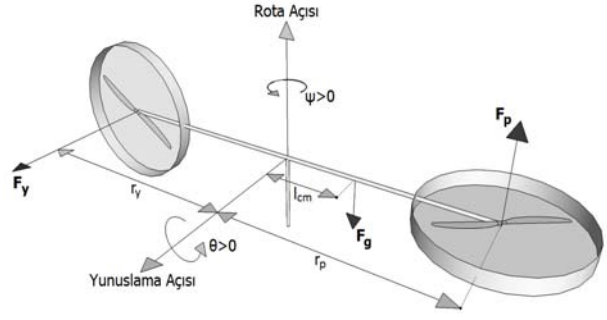
$$Q_1 = \tau_p(V_{m,p}, V_{m,y}) - B_p(V_{m,p})\dot{\theta} \quad (3a)$$

$$Q_2 = \tau_y(V_{m,p}, V_{m,y}) - B_y(V_{m,y})\dot{\psi} \quad (3b)$$

B_p ve B_y , yunuslama ve rota açısı için viskoz dönme sürtünmeleri, τ_p ve τ_y ise yunuslama açısını kontrol eden ön motorun giriş gerilimi $V_{m,p}$ ile rota açısını kontrol eden arka motorun giriş gerilimi $V_{m,y}$ cinsinden yazılan, yunuslama ve rota eksenlerine uygulanan dönme momentleri olmak üzere ifade edilebilir. Yunuslama ve rota eksenlerine uygulanan τ_p ve τ_y dönme momentleri bağımlıdır, bu nedenle (3-a) ve (3-b) eşitliklerinde görüldüğü gibi her iki dönme momenti de ön ve arka motor giriş gerilimlerini yapılarında barındırırlar.

Eşitlik (1)'de verilen Euler-Langrange denklemlerinden, (2) eşitliğinde tanımlanan koordinatlardan ve (3) eşitliğinde

tanımlanan kuvvetlerden yararlanarak, 2E helikopter sisteminin doğrusal olmayan hareket denklemleri



Şekil 2 – 2E Helikopterin dinamik modeli

$$J_p \ddot{\theta} = r_p F_p + G_p(\tau_y) - l_{cm} F_g(\theta) \quad (4)$$

$$J_y \ddot{\psi} = r_y F_y + G_y(\tau_p) \quad (5)$$

halinde G_p ve G_y eksenlere uygulanan dönme momentleri arasındaki bağılaşımın doğrusal olmayan fonksiyonları, J_p ve J_y ise helikopter düzeneğinin yunuslama ve rota eksenlerine etkiyen eylemsizlik momentleri olmak üzere ifade edilebilir.

Tablo 1 – 2E Helikopter sistemini betimleyen sabitler

Sembol	Değer
J_p	0.0384 $kg \cdot m^2$
J_y	0.0432 $kg \cdot m^2$
B_p	0.8000 N/V
B_y	0.3180 N/V
r_p	0.1969 m
r_y	0.1683 m
l_{cm}	0.1857 m
m_{heli}	1.3872 kg

Sistem için, gerek burada yer verilen eşitlikler ve gerek Tablo 1'de sistem üreticisinin sağlamış olduğu sabitler ve katsayılar kullanılarak Matlab/Simulink ortamında tasarlanmış bir model benzetimler için kullanılmış olup, modelin gerçek sistemi karşılama başarımı hakkında detaylı bilgi [1] kaynağında bulunmaktadır.

3. PID ile Denetim Benzetimi

Üç terimli (PID) kontrol, sistemden istenen cevap ile sistemin verdiği cevabın arasında kalan hatanın kendisi, o ana kadar olan toplamı ve o andaki yönelimini kullanarak, sistem cevabını istenen referansa götürececek kontrol sinyalini üreten bir yöntemidir. Bir PID kontrolörün transfer fonksiyonu literatürde,

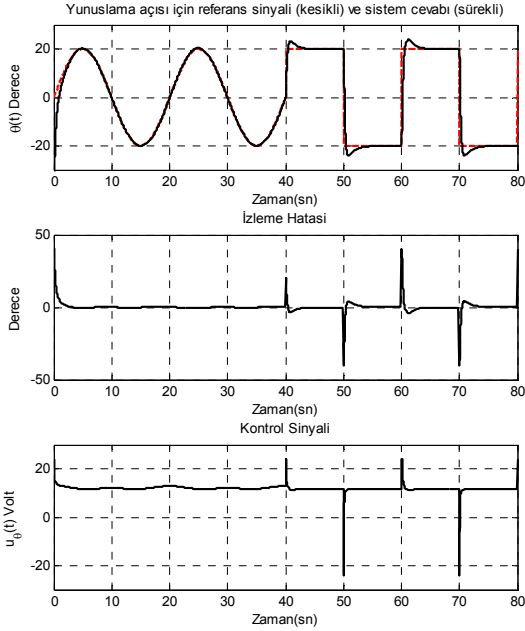
$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (6)$$

eşitliği ile $U(s)$ kontrol sinyali, $E(s)$ hata sinyali, K_p oransal kazanç, T_i integral kazancı, T_d türev kazancı ve s Laplace değişkeni olmak üzere sıklıkla yer almaktadır. Bu çalışmada 2E helikopterin hareketini sağlayan iki motor için iki ayrı PID

kontrolör (6) eşitliğindeki gibi tanımlanarak helikopter pozisyon kontrolü sağlanmıştır.

PID kontrol terimlerinin kazançlarının ayarlanması konusunda literatürde birçok yöntem bulunup [11] kaynağında bu yöntemlerle ilgili değerlendirmeler bulunabilir. Bu çalışmada sistemin yapısında barındırdığı zorluklar nedeniyle bir ayar yöntemi takip edilememiş olup, yunuslama ve rota açıları pozisyon denetimi için oluşturulmuş olan iki ayrı PID kontrolörün kazanç parametreleri her seferinde daha iyi sonuca ulaşmaya çalışılan denemeler sonucunda elde edilmiştir. Yunuslama açısı PID kontrolörü için (6) eşitliğinde belirtilen K_p , T_i ve T_d katsayıları sırasıyla 50, 1.35 ve 0.15 olarak, rota açısı PID kontrolörü için ise sırasıyla 90, 2.43 ve 0.11 olarak tercih edilmiştir.

Yapılan benzetimde referans olarak 0.05Hz frekans ile ilk 40 saniye sinüzoidal ve ikinci 40 saniye kare dalga olmak üzere sistemin türevlenebilir ve türevlenemez girdilere karşı başarımını ortaya çıkaracak 20 derece genlikli bir sinyal uygulanmıştır. Benzetim sonucunda, yunuslama açısı için referans işaretini takip, izleme hatası ve kontrol sinyali neticeleri Şekil 3'te, rota açısı için referans işaretini takip, izleme hatası ve kontrol sinyali neticeleri Şekil 4'te gösterilmektedir



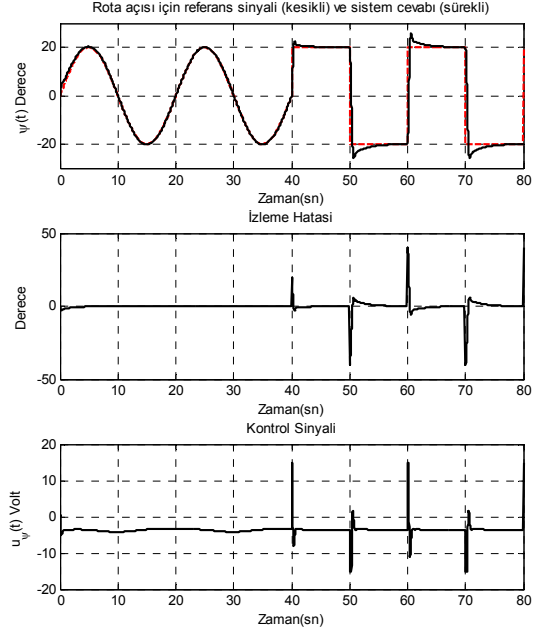
Şekil 3 – PID ile yunuslama açısının referans işaretini takibi, izleme hatası ve kontrol işareti

Şekil 3 ve Şekil 4'te görülen benzetim sonuçlarına göre referans işareti her iki açı tarafından kısa yükselme zamanları, düşük hata ve duru kontrol sinyalleri ile ancak belirgin aşımalar eşliğinde takip edilmiştir.

4. Bulanık Denetimi Tasarımı ve Benzetim Sonuçları

Bulanık mantık, dilsel değişkenlerin kullanılmasına dayanan kural tabanlı yapıyla, dinamik sistemleri ifade eden diferansiyel denklemlerin yerine, sistem davranışının sözel tasviri üzerinden kontrol yapılmasını sağlayabilen bir tekniktir. Bu bağlamda klasik kontrol yöntemlerinin ancak doğrusal

sistemler için uygun olan doğrusal yaklaşımlarının, yüksek doğrusalsızlıklar içeren helikopter gibi havalı itki sistemleri için yetersiz kalmasıyla, [8] kaynağında yer verilen bulanık mantık ile helikopter sisteminin doğrusallaştırılması ya da bu çalışmada incelenen bulanık denetleyicilerin kullanılması gibi sistemin yapısal zorluklarını aşan çözümler önem kazanmaktadır.



Şekil 4 – PID ile rota açısının referans işaretini takibi, izleme hatası ve kontrol işareti

Bu çalışmada, helikopter açısal pozisyon kontrolü sağlamak amacıyla yunuslama açısı ve rota açısı için iki ayrı bulanık kontrolör kullanılmış, ilgili açısal pozisyon hatası ve ilgili açısal hız hatası ilgili kontrolöre girdi olarak uygulanmış, $R=25$ kural ile üçgen üyelik fonksiyonları kullanarak iki ayrı kontrolör oluşturulmuştur. Kontrolörlerin giriş çıkış ilişkisi (7) eşitliği yunuslama açısı için, (8) eşitliği rota açısı için olmak üzere aşağıda verilmiştir.

$$u_p = \frac{\sum_{i=1}^R y_{i,p} \prod_{j=1}^m \mu_{ij,p}(e_{j,p})}{\sum_{i=1}^R \prod_{j=1}^m \mu_{ij,p}(e_{j,p})} \quad (7)$$

$$u_y = \frac{\sum_{i=1}^R y_{i,y} \prod_{j=1}^m \mu_{ij,y}(e_{j,y})}{\sum_{i=1}^R \prod_{j=1}^m \mu_{ij,y}(e_{j,y})} \quad (8)$$

Burada $e_{1,p}$, $e_{1,y}$ değişkenleri sırasıyla yunuslama ve rota açıları pozisyon hataları, $e_{2,p}$ ve $e_{2,y}$ değişkenleri sırasıyla yunuslama ve rota açıları açısal hız hatalarını göstermekte, $\mu_{ij,p}$ ve $\mu_{ij,y}$ değişkenleri ise sırasıyla yunuslama ve rota açıları pozisyon ve hız hataları için üyelik fonksiyonlarını temsil etmektedir. Buna göre yunuslama açısı için kural tabanı

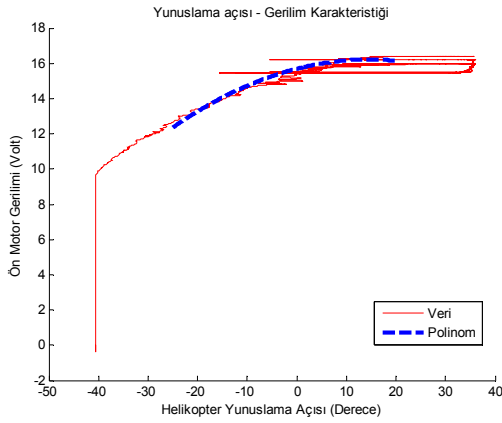
EĞER $e_{1,p} \in P_j$ ve $e_{2,p} \in Q_j$ ise \circ HALDE $u_p = y_{i,p}$

olarak ifade edilip, rota açısı için ise kural tabanı

EĞER $e_{1,y} \in P_j$ ve $e_{2,y} \in Q_j$ ise \circ HALDE $u_y = y_{i,y}$

ifadesiyle tanımlanmıştır. Kontrol sinyali bileşenleri $y_{i,p}$ ve $y_{i,y}$ değişkenlerinin uygun seçimi ile bulanık denetim işlevi elde edilmiştir.

Yunuslama açısının farklı açılarda ulaşacağı yatışkın durumlar için, bu açığı kontrol eden ön motora farklı gerilim değerleri uygulanmalıdır. Örneğin referans sinyali takibi sırasında yunuslama açısı, yataya göre yukarıda ulaşacağı bir yatışkın durum için, yataya göre aşağıda ulaşacağı bir yatışkın duruma göre daha fazla gerilime ihtiyaç duyar. Bu nedenle gerçek helikopter sisteminin ön motoruna açık çevrim olarak farklı gerilim değerleri uygulanarak ulaşılan yunuslama açısı verileri toplanmıştır. Şekil 5 ile gösterilen bu veriler üzerinden kestirilen bir polinom ile helikopter yunuslama açısı - ön motor gerilimi karakteristiği yaklaşık olarak tasvir edilmiştir.



Şekil 5 – Yunuslama açısı – ön motor gerilim karakteristiği

Ampirik olarak elde edilen bu polinom

$$p(x) = -0.002455x^2 + 0.07238x + 15.69 \quad (9)$$

şeklinde ifade edilip, $y_{i,p}$ kontrol sinyali bileşenleri bu karakteristik üzerinden (10) eşitliğinde görüldüğü gibi tanımlanmıştır. Rota açısı için bu tip bir farklılık söz konusu olmadığından, $y_{i,y}$ değişkenleri (11) eşitliğindeki gibi sabit değerlerden oluşturulmuştur. Bu değişkenlerin seçiminde, helikopter yunuslama açısını kontrol eden ön motorun ± 24 V, rota açısını kontrol eden arka motorun ± 15 V giriş gerilimi aralıklarında çalıştıkları göz önüne alınarak, yapılan denemeler sonucunda edinilen deneyimden istifade edilmiştir. Yunuslama açısının negatif yönde hareketi için helikopterin kütlesine uygulanan F_g yerçekimi kuvveti yeterli geldiği için, $y_{i,p}$ değişkenleri sadece pozitif gerilimler üretecek aralıkta tanımlanmıştır.

Denklem (7) ve denklem (8) ile verilen giriş çıkış ilişkilerinde $\mu_{ij,p}$ ve $\mu_{ij,y}$ ile gösterilen üyelik fonksiyonları üçgensel üyelik fonksiyonlarıdır ve her iki açı içinde P ve Q dilsel değişkenleri Büyük Negatif, Negatif, Sıfır, Pozitif ve Büyük Pozitif olarak tanımlanmıştır. Bu dilsel değişkenler için üyelik fonksiyonları (12)-(16) ifadelerindeki gibi tanımlanmaktadır. Bu tanımlamalara göre üyelik fonksiyonunu betimleyen L ve L_B parametrelerinin her beş tipteki üyelik fonksiyonu için ne anlama geldiği ise Şekil

6'da gösterilmektedir. L ve L_B değerleri sırasıyla, yunuslama açısı pozisyon hatasını niteleyen üyelik fonksiyonlarında 0.7 derece ve 10 derece, yunuslama açısı hız hatasını niteleyen üyelik fonksiyonlarında 0.1 derece/sn ve 25 derece/sn, rota açısı pozisyon hatasını niteleyen üyelik fonksiyonlarında 0.5 derece ve 4 derece, rota açısı hız hatasını niteleyen üyelik fonksiyonlarında ise 0.1 derece/sn ve 15 derece/sn olarak seçilmiştir.

$$y_p = \begin{bmatrix} p(x)+10 & p(x)+9 & p(x)+8 & p(x)+6 & p(x)-2 \\ p(x)+4.5 & p(x)+3 & p(x)+2 & p(x) & p(x)-2.5 \\ p(x)+2 & p(x)+0.5 & p(x) & p(x)-0.4 & p(x)-1.5 \\ p(x)+1.2 & p(x)-0.4 & p(x)-1.5 & p(x)-2.5 & p(x)-4 \\ p(x)+1 & p(x)-6 & p(x)-8 & p(x)-9 & p(x)-10 \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

$$y_y = \begin{bmatrix} -15 & -14 & -13 & -12 & -9 & -13 & -11 & -9 \\ -8 & -7 & -9 & -6.5 & -6 & -5.5 & -3 & -5 \\ -4 & -3 & -1 & 0 & -2 & -0.5 & 0 & 2 \end{bmatrix}^T \quad (11)$$

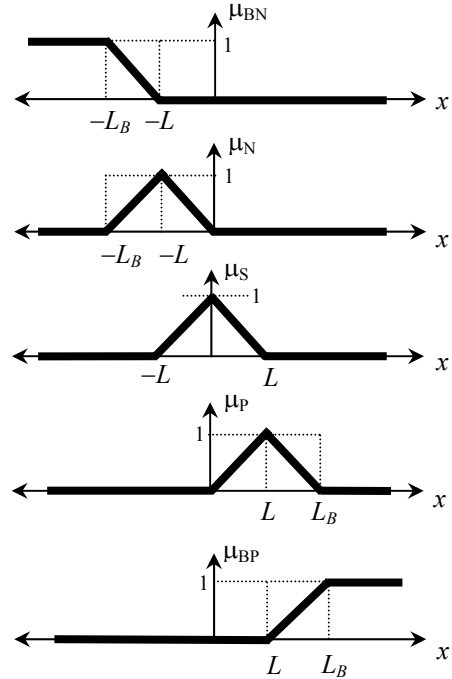
$$\mu_{BN}(x) = \max\left(\min\left(-\frac{x+L}{L_B-L}, 1\right), 0\right) \quad (12)$$

$$\mu_N(x) = \max\left(\min\left(-\frac{x}{L}, \frac{x+L_B}{L_B-L}\right), 0\right) \quad (13)$$

$$\mu_S(x) = \max\left(\min\left(1+\frac{x}{L}, 1-\frac{x}{L}\right), 0\right) \quad (14)$$

$$\mu_P(x) = \max\left(\min\left(\frac{x}{L}, -\frac{x-L_B}{L_B-L}\right), 0\right) \quad (15)$$

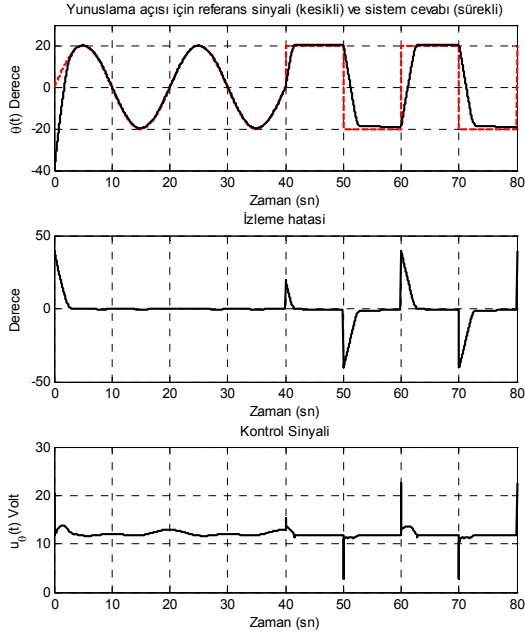
$$\mu_{BP}(x) = \max\left(\min\left(\frac{x-L}{L_B-L}, 1\right), 0\right) \quad (16)$$



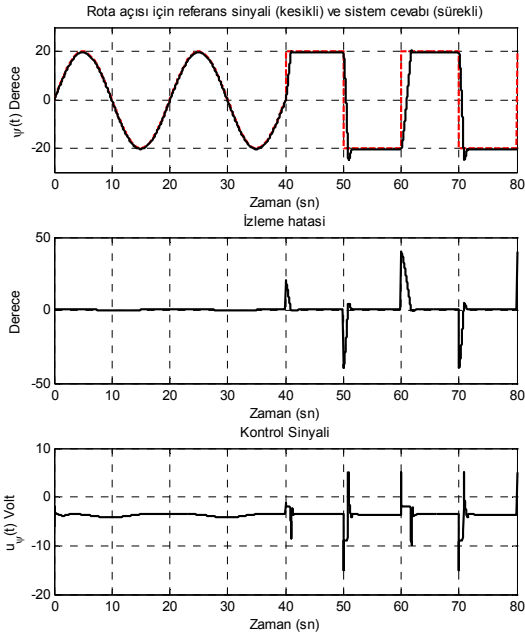
Şekil 6 – Üyelik fonksiyonları

Daha önce özelliklerine değinilen referans işareti ile yapılan benzetim sonucunda, yunuslama açısı için referans işaretini takip, izleme hatası ve kontrol sinyali neticeleri Şekil 7'de, yunuslama açısı için tasarlanan denetleyicinin tasvir

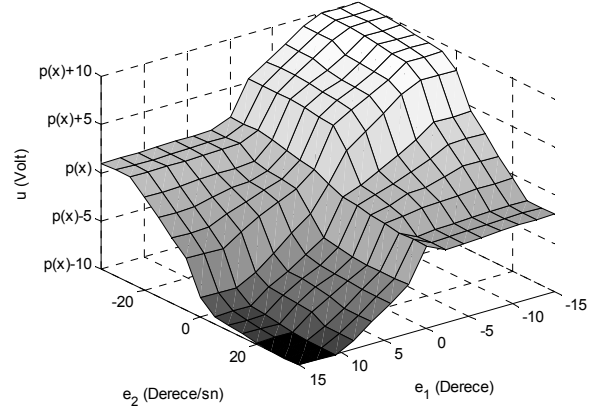
ettiği denetim işlevi ise Şekil 9'da gösterilmektedir. Aynı benzetimin diğer bir sonucunda, rota açısı için referans işaretini takip, izleme hatası ve kontrol sinyali neticeleri Şekil 8'de, rota açısı için tasarlanan denetleyicinin tasvir ettiği denetim işlevi ise Şekil 10'da sunulmuştur.



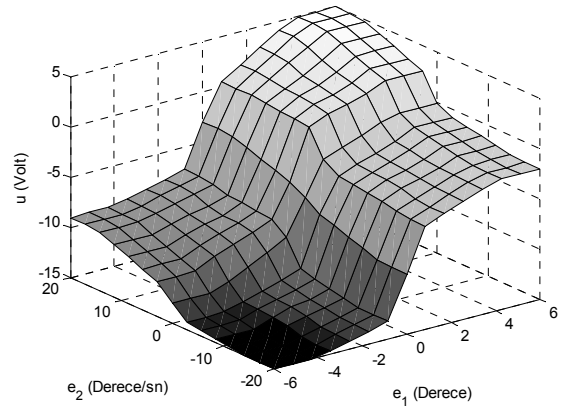
Şekil 7 – Bulanık denetleyici ile yunuslama açısının referans işaretini takibi, izleme hatası ve kontrol işareti



Şekil 8 – Bulanık denetleyici ile rota açısının referans işaretini takibi, izleme hatası ve kontrol işareti



Şekil 9 – Yunuslama açısı için tasvir edilen kontrol yüzeyi



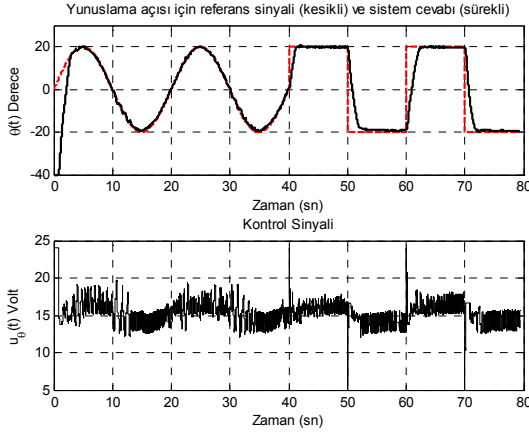
Şekil 10 – Rota açısı için tasvir edilen kontrol yüzeyi

Şekil 7 ve Şekil 8'de görülen benzetim sonuçlarına göre referans takibi düşük hata ve duru bir kontrol sinyali ile elde edilmiş olup, PID denetleyici ile oluşan aşımalar bulanık denetiminin olduğu durumda gözlenmemiştir. Bulanık denetimde PID denetleyiciye göre yükselme zamanı daha fazla olmasına karşın, aşımaların makul düzeyde oluşması oturma zamanı bakımından daha iyi netice elde edilmesini sağlamıştır.

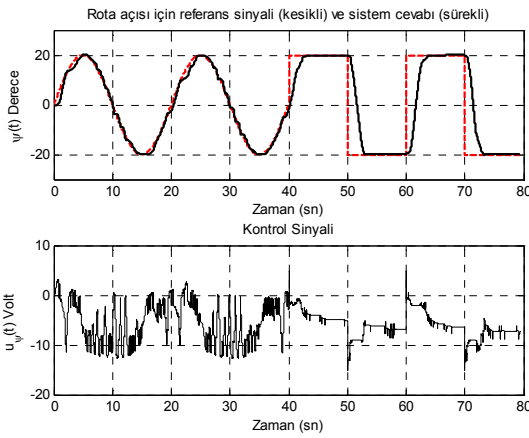
5. Gerçek Zamanlı Uygulama Sonuçları

Bu kısımda daha önce benzetim yolu ile tasarlanan bulanık kontrolörler gerçek zamanlı uygulamaya tabi tutulmuşlardır. Bir terminal ve bir PCI kart vasıtasıyla bir masaüstü kişisel bilgisayara bağlı olan 2E helikopter ile Şekil 9 ve Şekil 10'da görülen kontrol yüzeylerini tasvir eden yunuslama ve rota açıları bulanık kontrolörleri kullanılarak yine Matlab/Simulink ortamında kapalı çevrim sistem oluşturulmuştur.

Daha önce benzetimlerde kullanılan referans sinyali, bu defa gerçek zamanlı sisteme her iki eksen içinde aynı anda olmak üzere uygulanmış, bulanık kontrolörlerin sergiledikleri başarımlar gözlenmiştir. Bu 80 saniyelik uygulamanın yunuslama açısı için sonuçları Şekil 11'de, rota açısı için sonuçları ise Şekil 12'de verilmiştir. Her iki kontrolör içinde benzetimlerle tutarlı sonuçlar ortaya çıkmış olup, yeterli kapalı çevrim başarımını sağlayacak olgunlukta kontrolörlerin tasarlandığı elde edilen bu sonuçlarla ortaya konmuştur.



Şekil 11 – Yunuslama açısı bulanık denetleyicisinin gerçek zamanlı uygulama sonuçları



Şekil 12 – Rota açısı bulanık denetleyicisinin gerçek zamanlı uygulama sonuçları

6. Sonuçlar

Bu çalışmada bir 2E helikopter için PID ve bulanık denetleyiciler tasarlanmış ve kontrol benzetimleri yapılmıştır. Doğrusal olmayan 2E helikopter modeli, helikopterin yunuslama ve rota açılarını kontrol eden ön ve arka motoru için volt cinsinden uygulanan kontrol sinyali neticesinde yunuslama ve rota açılarını derece cinsinden pozisyon cevapları vermektedir.

Geleneksel bir kontrolör olan PID kontrolörün, ileri derecede doğrusalsızlıklar içeren 2E helikopter gibi bir havalı itki sisteminde gösterdiği başarımlar incelenmiş, yapılan benzetimler sonucunda referans takibi genel olarak sağlanmakla birlikte dikkat çekici aşımaların oluştuğu gözlenmiştir.

Üzerinde durulan diğer bir denetimci olan bulanık denetleyici, radyan cinsinden hesaplanan pozisyon hataları ile üyelik fonksiyonlarını gerekli derecelerde aktifleştirip belirlenen y_p ve y_p değişkenleri ile motorlar için uygun oranda volt cinsinden kontrol sinyalleri üretmektedir. Bulanık denetleyici ile yapılan benzetim sonucunda elde edilen bulgulara göre beklenen kapalı çevrim sistem cevabı yunuslama ve rota açılarını elde edilmiş, yunuslama ve rota açılarını için tasarlanan bulanık denetleyicilerin, tasvir ettikleri denetim işlevlerini beklediği gibi yerine getirdikleri görülmüştür. Hem yunuslama hem de rota açısı, gerek geçici

hal gerekse sürekli hal bakımından tatmin edici sonuçlar vermiş, verilen referans sinyalleri düşük denebilecek bir izleme hatasıyla her iki açı tarafından, denetleyicilerin ürettiği duru kontrol sinyalleri vasıtasıyla takip edilmiştir.

Bu çalışmada uygulanan her iki denetim yönteminde de yunuslama ve rota açıları denetimi için birbirinden bağımsız iki ayrı kontrolör kullanılıp, bulanık denetiminin kullanıldığı durumda bir açıdaki hareketin diğer açığa etkisine rağmen referans takibinde PID ile yapılan denetimde oluşan aşımaların gözlenmemesi, bulanık denetiminin dış bozulmalara karşı olan gürbüzlüğüne ortaya koymaktadır.

Son olarak benzetimler ile oluşturulan bulanık denetleyicilerin yeterliliği gerçek zamanlı uygulamalar ile sorgulanmıştır. Sistem dinamiklerinin sahip olduğu yüksek doğrusalsızlıklara rağmen işlemsel karmaşıklığı az denebilecek standart iki bulanık denetleyici ile genel olarak başarılı ve gürbüz bir kontrol sergilenmesi ve ayrıca gerçek zamanlı uygulamada bu denetleyicilerin benzetimlerle tutarlı sonuçlar ortaya çıkarması bu çalışmada elde edilen dikkat çekici neticelerdir.

7. Teşekkür

Bu çalışma 107E137 numaralı TÜBİTAK projesi tarafından kısmen desteklenmiş olup TOBB ETÜ İnsansız Hava Araçları laboratuvarında gerçekleştirilmiştir.

8. Kaynakça

- [1] Quanser Inc. Quanser 2 DOF Helicopter User and Control Manual Revision 1. 119 Spy Court Markham, Ontario L3R 5H6 Canada
- [2] N. Minorsky, "Directional stability of automatically steered bodies." J. Amer. Soc. Of Naval Engineers, pp. 280-309, v. 34, 1922.
- [3] L.Y. Lai, M.Y. Lee, "Fuzzy tuning of integrator outputs of PID controllers for a DC motor system", Chung-Yuan J. Vol. XXII, pp.126-137, Dec. 1993.
- [4] L.C. Hung, Y.C. Liu, H.Y. Chung, "An associate design of fuzzy logic with grey-neural prediction in PID controller", 2002-ROC automatic control symposium, 2002.
- [5] P.C. Chou, S.C. Hsieh, "Neural Assisted PI/PID Controller Design for a Motor Control System", CIMSA, pp. 152-155, 2005.
- [6] A.J. Koshkouei, K.J. Burnham, "Control of DC Motors Using Proportional Integral Sliding Mode", Control Theory and Applications Centre, Coventry University, Coventry, CV1 5FB, UK
- [7] L.A. Zadeh, "Fuzzy sets," *Information and Control*, vol.8, pp. 338-353, 1965
- [8] Agudelo M., Espinosa J., Vandewalle J., "Control of a Helicopter Laboratory Process using Fuzzy Techniques", Internal Report 06-74, ESAT-SISTA, K.U.Leuven (Leuven, Belgium), 2006. Accepted for publication in *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems: Applications in Engineering and Technology*
- [9] K.M. Passino, S. Yurkovich, *Fuzzy Control*, Prentice Hall, 1998.
- [10] A. Yücel, Y. Buğday, M.Ö. Efe, "Bir DC Motorun Gerçek Zamanlı Kontrolünde Üç Yöntem", *Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı; TOK'08*, Cilt 1, sayfa 280-285, 2008
- [11] K. H. Ang, G. Chong, and Y. Li, "PID control system analysis, design, and technology," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 13, no. 4, pp. 559-576, Jul. 2005.