

**BİR UÇAĞIN YUNUSLAMA AÇISININ
KLASİK VE BULANIK
DENETLEYİCİLERLE KONTROLÜ**

Ece Yurdusevimli

Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Ağustos-2015

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Ece Yurdusevimli'nin “**Bir Uçağın Yunuslama Açısının Klasik ve Bulanık Denetleyicilerle Kontrolü**” başlıklı **Havacılık Elektrik ve Elektronik** Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 15.07.2015 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Adı Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı) : Yrd. Doç. Dr. Asuman ÖZGER
Üye : Yrd. Doç. Dr. Emre KIYAK
Üye : Yrd. Doç. Dr. Hasan Serhan YAVUZ

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

BİR UÇAĞIN YUNUSLAMA AÇISININ KLASİK VE BULANIK DENETLEYİCİLERLE KONTROLÜ

Ece YURDUSEVİMLİ

Anadolu Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Asuman ÖZGER

2015, 46 sayfa

Bu çalışmada, bir uçağın yunuslama açısı kontrolü için farklı tip denetleyiciler tasarlanmıştır. Yunuslama açısı kontrolü, düz uçuş esnasında uçuş güvenliği ve yolcu konforu açısından önem arz etmektedir. Yunuslama açısı kontrolü için ilk olarak P, PI, PD, PID ve bulanık denetleyicili uçuş kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Daha sonra geleneksel ve bulanık denetleyicili sistemlerin simülasyon sonuçları karşılaştırılmıştır. Denetleyicilerin birbirlerine göre çeşitli avantaj ve dezavantajları olduğu ve bulanık denetleyicinin diğer denetleyicilere göre her açıdan daha iyi performans gösterdiği gözlenmiştir.

Anahtar Sözcükler: Uçuş Kontrol, PID, Bulanık Mantık, Yunuslama.

ABSTRACT

Master of Science Thesis

THE CONTROL OF THE PITCH ANGLE OF AN AIRCRAFT BY CLASSICAL AND FUZZY CONTROLLERS

Ece YURDUSEVİMLİ

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Aviation Electrics and Electronics Program**

Supervisor: Asst. Prof. Asuman ÖZGER

2015, 46 pages

In this study, different types of controllers are designed to control an aircraft's pitch angle. Pitch angle control is an important issue in terms of safety and passenger comfort during cruise. In this study, flight control systems with P, PI, PD, PID and fuzzy controllers are designed for pitch angle control. Then, the simulation results of systems with classical and fuzzy controllers are compared. It's observed that the controllers have both advantages and disadvantages when compared to each other and fuzzy controllers have the best performance in all cases among.

Keywords: Flight Control, PID, Fuzzy Logic, Pitch.

TEŐEKKÖR

Bu alıőmada yardımlarından ve desteklerinden dolayı başta danıőmanım Sayın Yrd. Do. Dr. Asuman Özger'e, Yrd. Doç. Dr. Emre Kıyak'a, Ahmet Ermeydan'a, Ozan Durmaz'a, aileme ve Nejdet Metin'e teőekkör ederim.

Ece YURDUSEVİMLİ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET.....	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	v
1. GİRİŞ	1
2. GELENEKSEL KONTROL SİSTEMLERİ	12
2.1. On-Off Denetleyici	16
2.2. PI Denetleyici.....	17
2.3. PD Denetleyici	18
2.4. PID Denetleyici Yapısı	18
3. BULANIK KONTROL SİSTEMLERİ	20
3.1. Klasik ve Bulanık Küme Kavramları.....	22
3.2. Üyelik Fonksiyonları	23
3.3. Bulanık İşlem Basamakları	25
4. UYGULAMA	28
4.1. Uygulamada Ele Alınan Uçakla İlgili Teknik Özellikler	28
4.2. NAVION Uçağının Yunuslama Açısı Değerinin Geleneksel Denetleyicilerle Kontrolü.....	30
4.3. NAVION Uçağının Yunuslama Açısının Bulanık Denetleyici ile Kontrolü	34
4.4. Denetleyicilerin Karşılaştırılması	39
5. SONUÇ	42
KAYNAKLAR	43

ŞEKİLLER DİZİNİ

1.1. Tipik geribeslemeli kontrol sistemi yapısı.....	1
1.2. Uçuş eksenleri ve hareketleri (Anonim, 2015a)	3
2.1. Ctesibius su saati (Anonim, 2015b).....	13
3.1. μA üyelik fonksiyonu	23
3.2. Üçgen üyelik fonksiyonu	24
3.3. Yamuk üyelik fonksiyonu	24
3.4. Gauss üyelik fonksiyonu	25
4.1. NAVION N4892K modeli.....	29
4.2. P denetleyicili kontrol sistemi	30
4.3. P denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı.....	31
4.4. PI denetleyicili kontrol sistemi yapısı	31
4.5. PI denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı.....	32
4.6. PD denetleyicili kontrol sistemi yapısı	32
4.7. PD denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı.....	33
4.8. PID denetleyicili kontrol sistemi yapısı.....	33
4.9. PID denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı.....	34
4.10. Bulanık denetleyicili kontrol sistemi	34
4.11. Bulanık denetleyici blok şeması	35
4.12. Hata üyelik fonksiyonu.....	36
4.13. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu	36
4.14. Kural gösterimi	38
4.15. Bulanık denetleyici yüzey gösterimi	38
4.16. Bulanık denetleyicili kontrol sistemi birim basamak cevabı.....	39
4.17. Geleneksel denetleyiciler ve bulanık denetleyici sistem çıkışları	40

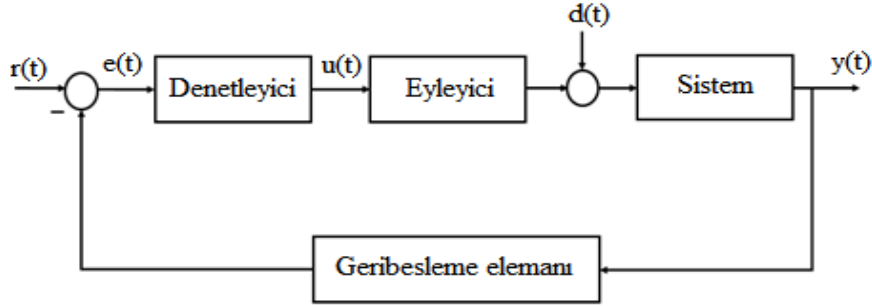
ÇİZELGELER DİZİNİ

4.1. NAVION uçağı teknik özellikleri.....	28
4.2. Kural tabanı.....	37

1. GİRİŞ

Kontrol sistemleri, en temel anlamda belli bir durum için istenen cevabı veren düzenek olarak tanımlanabilir. Bu düzenek içerisinde çoğunlukla bir denetleyici, eyleyici, kontrol edilecek sistem ve bir geribesleme elemanı bulunmaktadır.

Geribesleme elemanı bulunduran sistemler, cevabın bir algılayıcı veya ölçme elemanı ile girişe geri beslendiği ve bir toplayıcı vasıtası ile giriş sinyali ile cevap arasındaki farktan bir hata sinyalinin üretildiği sistemlerdir. Söz konusu sistemler bu tez dâhilinde olup diğer kontrol sistemi yapıları üzerinde durulmayacaktır. Şekilde tipik bir geribeslemeli kontrol sistemi yapısı gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Tipik geribeslemeli kontrol sistemi yapısı

Sistemde $r(t)$ referans sinyalini, $y(t)$ çıkış sinyalini, $e(t) = r(t) - y(t)$ hata sinyalini, $u(t)$ denetleyicinin karar sinyalini, $d(t)$ ise herhangi bir bozucu etkiyi göstermektedir. Burada kontrol edilecek olan değişken $y(t)$ 'dir. Bu durumda denetleyici, $e(t)$ hata sinyalini sıfır yapıncaya kadar yani giriş ve çıkış işaretleri eşitleninceye kadar karar sinyalleri üretip eyleyici üzerinden sisteme gönderecektir. Şekildeki sistemin iyi kontrol edilebilmesi, sistemdeki her bir elemanın uygun tasarımı ve seçimi ile mümkün olur (Visioli, 2006).

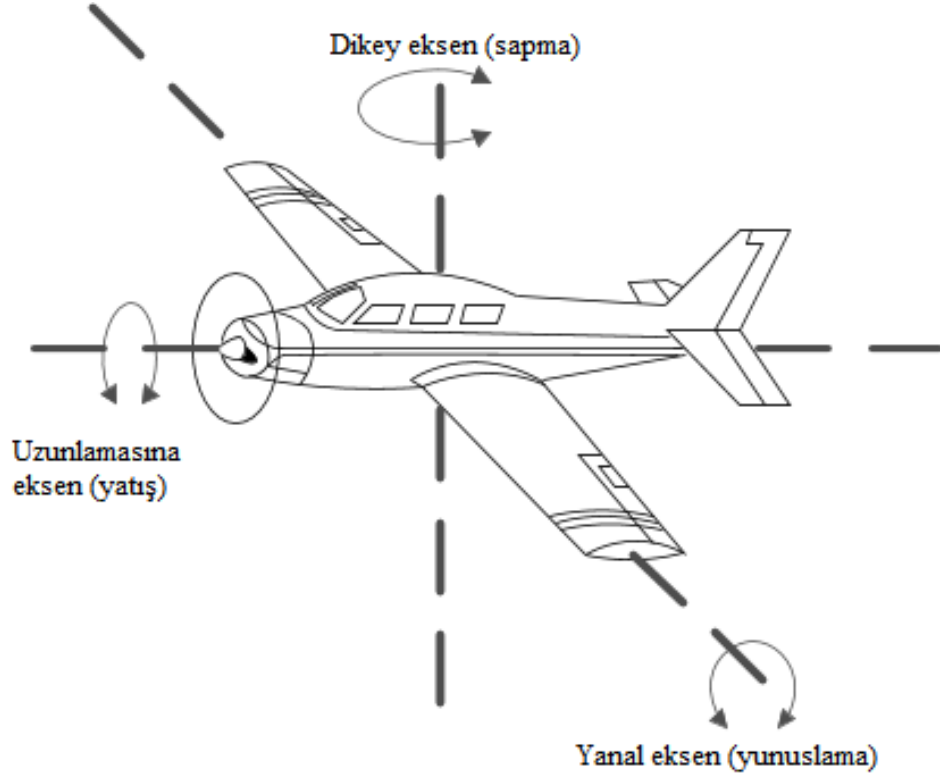
Bu çalışmada temel amaç kalkış, düz uçuş, yaklaşma ve iniş safhalarının tümünde uçuş güvenliği ve yolcu konforu açısından büyük önem taşıyan uçağın yunuslama açısının düz uçuş durumunda farklı denetleyicilerle kontrol edilmesidir. Bu hususta hareket eksenleri ve yunuslama açısından kısaca bahsedilecektir.

Uçak hareket eksenleri 3 şekilde incelenmektedir. Bunlar dikey eksen, yanal eksen ve uzunlamasına eksen olarak ayrılmaktadır. Dikey eksen uçak gövdesinde

tabandan tavana indiği düşünölen ve uğağın ağırlık merkezinden geçen eksendir. Dikey eksen üzerindeki hareket sapma (yaw) hareketi olarak adlandırılır ve uçak sağa veya sola saptığı zaman dikey eksenle burun istikameti arasında bir sapma açısı oluşturur. Dikey eksen üzerindeki hareketler kuyrukta bulunan istikamet dümeni (rudder) ile sağlanmaktadır.

Uzunlamasına eksen, uçak burnundan kuyruğa uzanan ve boylamasına eksen olarak da adlandırılan eksendir. Uzunlamasına eksen uçak ağırlık merkezinden geçmektedir ve diğer iki eksene diktir. Uzunlamasına eksen etrafındaki hareket, yatış (roll) hareketi olarak adlandırılmaktadır. Uğağın yatış hareketini yapmasını sağlayan uğuş kumandaları kanatçık (aileron) olarak adlandırılmaktadır. Kanatçıklar sağ ve sol kanatta simetrik olarak bulunmakta olup birbirlerine ters hareket ederek ęalıřırlar. Kanatçıklar sayesinde her bir kanadın ayrı ayrı taşıma karakteristiği değiştirilip belli bir tarafa yatış yapması sağlanmaktadır.

Yanal eksen, iki kanat ucu arasında uzanan eksene verilen isimdir. Yanal eksen uğağın ağırlık merkezinden geçmektedir ve diğer 2 eksene diktir. Bu eksen etrafında geręekleřtirilen hareket ise yunuslama hareketi olarak adlandırılıp uçak burnunun aşağı (pitch down) ya da yukarı yönlü (pitch up) hareket etmesiyle oluşmaktadır. Yunuslama hareketi, uçak kuyruk stabilizesine bağlı bulunan irtifa dümeni (elevator) ile kontrol edilmektedir. İrtifa dümeni aşağı yönlü hareket ettiğinde, bulunduğu bölgedeki yüzey üzerindeki basıncı artıracak ve kuyruk aşağı yönde hareket ederken uçak burnunu yukarı yönde hareket edecektir. Bu durumda yunuslama ekseni ile uçak arasında bir yunuslama (pitch) açısı (θ) oluşacaktır. şekil 2.1'de uğuş eksenleri ve uğağın bu eksenlerde yaptığı hareketler gösterilmiştir (Anonim, 2015a).



Şekil 1.2. Uçuş eksenleri ve hareketleri (Anonim, 2015a)

Bir uçuşta kalkış ve iniş merkezleri arasındaki en uzun süre düz uçuş esnasında geçmektedir. Gerek uçuşun nispeten zahmetli ve dikkat gerektiren safhalarından oluşundan, gerekse dış etkilere açık olup can ve mal güvenliği açısından sivil bir uçak için en tehlikeli safhalar oluşundan dolayı, kalkış ve iniş esnasında tam bir otomasyon kullanımı sivil havacılık otoriteleri ve kurumlar tarafından hala tam olarak kabul görmemiştir. Düz uçuş esnasında ise uçağın irtifa, hız, eksenlerle yaptığı açılar gibi değerlerin sabit tutulmasında otopilot sistemleri sıklıkla kullanılmaktadır. Özellikle bu sebepten dolayı otomatik kontrol sistemleri ve uçuş kontrol uygulamaları akademik alanda oldukça ilgi görmektedir.

Tez çalışması ile konu bakımından ilgili daha önce yapılan çalışmalar literatür taraması kapsamında incelenmiştir. Bu nedenle benzer uçak modelleri, kullanılan teknikler ve simülasyon için kullanılan programlar dikkate alınmış, özellikle güncel olan çalışmalara yer verilmiştir.

Bolandi ve ark. (2013), yaptıkları çalışmada, bir quadrotorun durum kontrolü için PID denetleyici tasarlamıştır. Tasarlanan denetleyici, sistemin zaman bölgesindeki cevabındaki maksimum aşma, yatışma zamanı, integral hata indeksi

ve gürbzlük gibi parametrelere göre optimize edilmiştir. Tasarlanan sistem MATLAB/Simulink programı ile simüle edilmiştir. Kullanılan kontrol stratejisinin etkili olduğu görülmüştür.

Toha ve Tokhi (2011), yaptıkları çalışmada, rijit gövdeli ve esnek hareketli çift rotorlu bir hava aracı için çok giriş çıkışlı akıllı bir kontrol sistemi tasarlamışlardır. Kontrol sisteminde parçacık sürü optimizasyonlu geribeslemeli PID ve ileri beslemeli ters model tabanlı sistem kullanılmıştır. PID denetleyicide kullanılan metotlar ayrıca ele alınmıştır. Sonuç olarak klasik PID denetimi karşısında elde edilen sistemin daha iyi performans gösterdiği saptanmıştır.

Erginer ve Altuğ (2007), yaptıkları çalışmada, dört rotorlu dikey kalkış iniş yapabilen (VTOL) insansız hava aracını (quadrotor) modellemiş ve görü tabanlı kontrol mimarisini oluşturmuşlardır. Daha sonra sistemi PD denetleyici ile MATLAB ortamında simüle etmişlerdir. Sonuç olarak quadrotorun kurulu kamera ile yüzey paternini izleyebildiği ve bu paterne göre irtifa kontrolünün sağlandığı görülmüştür.

Li ve Li (2011), yaptıkları çalışmada, öncelikle quadrotor mimarisini analiz etmiş ve sistemin dinamik karakteristiklerini ortaya koyarak tasarlanan PID denetleyici performansını değerlendirmiştir. Daha sonra tasarlanan sistem MATLAB/Simulink ortamında simüle edilmiş ve son olarak PID denetleyicili bir quadrotor yapılarak çalışma gerçekleştirilmiştir. Gerçek modelle yapılan test uçuşu sonucunda, quadrotorun PID denetleyici ile kararlı bir şekilde kontrol edilebildiği saptanmıştır.

Alaimo ve ark. (2013), yaptıkları çalışmada, 6 rotorlu insansız hava aracı (hexacopter İHA) için PID denetleyici tasarlamıştır. İnsansız hava aracının hareketleri Newton-Euler eşitlikleriyle quaternion cinsinden belirlenmiştir. Tasarlanan sistemin temel düzeyden çok belirli karmaşık yörüngeleri izlemesi beklenmiş ve bu sırada sapma açısı, itki, pozisyon gibi parametreleri kontrol edilmiştir. Sonuç olarak sistemin istenen yörüngeyi izleyebildiği ve uygulanabilir olduğu saptanmıştır.

Turkoglu ve ark. (2008), yaptıkları çalışmada, bir insansız hava aracının boylamasına eksenindeki uçuş dinamikleri için İntegral Kare Hatası (ISE) tabanlı bir otomatik kontrol sistemi tasarlamıştır. Çalışmada, sistem çıkışı ile referans sinyal

arasındaki hata fonksiyonunun minimum yapılması hedeflenmiştir. Sonrasında ise optimum PID parametreleri belirlenerek kontrol sistem dinamikleri oluşturulmuştur. Sonuç olarak yatışma zamanı, minimum kontrol kuvveti ve maksimum aşma oranı düşük olan bir sistem elde edilmiştir.

Bresciani (2008), yaptığı çalışmada, bir quadrotor helikopterin modellenmesini ve kontrolünü gerçekleştirmiştir. Bresciani çalışmasını dinamik sistem modellemesi, kontrol algoritmasının geliştirilmesi, Matlab programında sistemin simüle edilmesi ve somut bir platformla gerçekleşmesi olarak 4 aşamada gerçekleştirmiştir. Bresciani kontrol organı olarak PID denetleyici kullanmıştır. Sonuç olarak yükseklik ve sapma kararlılığı sağlanmıştır.

Akyüz (2013), çalışmasında dört rotorlu insansız hava aracı (quadrotor)'nın PD ve bulanık denetleyici tasarımı ve simülasyonu gerçekleştirmiştir. PD denetleyici katsayıları deneme yanılma yöntemiyle bulunmuştur. Çalışma, sistem analizi, matematiksel modelin oluşturulması, kontrol aşamalarının uygulanması, simülasyon çalışması ve sonuçların karşılaştırılması olmak üzere beş aşamada yapılmıştır. Hava aracının pozisyon ve yunuslama, yatış açısı kontrolleri üzerinde durulmuş ve uygulama MATLAB/Simulink ve Simulink 3D programlarıyla gerçekleştirilmiştir. Aynı sistem için MATLAB/FIS programı ile bulanık denetleyici oluşturulmuştur. Sonuç olarak, PD kontrol sistemin bulanık mantık kontrol sistemine göre daha az salınımlı ve daha hızlı sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Bouchoucha ve ark. (2008), yaptıkları çalışmada dikey kalkış iniş yapabilen (VTOL) quadrotor mini X4 (OS4) hava aracının durum kontrolünü PI denetleyici ile gerçekleştirmiştir. Çalışma, Euler açı parametreleri tabanlı ve geri adım tekniği ile doğrusal olmayan gürbüz PI denetleyici kullanarak yapılmıştır. Yatış, sapma ve yunuslama açılarının sıfır değerinde sabit tutulması hedeflenmiş ve simülasyon sonucunda iyi performans gösterdikleri gözlenmiştir.

Ahsan ve ark. (2013), yaptıkları çalışmada, bir insansız hava aracının (İHA) irtifa kontrolü için PID denetleyici ile faz yol dengeleyicisinin (PLC) performanslarını karşılaştırmıştır. Aerosonde hava aracının doğrusal olmayan matematiksel modeli öncelikle doğrusallaştırılmıştır. Daha sonra ise tasarlanan denetleyiciler doğrusal olmayan model için test edilmiş ve sonuç olarak doğrusal

olmayan ve kompanze edilmiş doğrusal modelin MATLAB/Simulink programındaki sonuçları karşılaştırılmıştır. Yapılan karşılaştırmalar sonucu, faz yol dengeleyicisinin PID denetleyiciye göre irtifa kontrolü konusunda daha mukavemetli olduğu, daha iyi geçici durum yanıtı verdiği ve dolayısıyla irtifa değişikliği içeren bir manevra sırasında daha iyi performans göstereceği saptanmıştır.

Kurnaz ve ark. (2009), yaptıkları çalışmada, bir insansız hava aracı (İHA) için bulanık mantık tabanlı otonom seyrüsefer PID denetleyici sistemi tasarlamıştır. Tasarlanan denetleyici ile insansız hava aracının irtifa, hız ve baş açısı (heading) kontrolü sağlanarak küresel konum denetiminin sağlanması amaçlanmıştır. Yapılan çalışma MATLAB Aerosim programı kullanılarak test edilmiştir. Test sonuçlarına göre denetleyicilerin basitliğine rağmen İHA'nın seçilen yörüngeyi izleyebildiği ancak simülasyon ortamına rüzgâr gibi bozucu etkiler verildiğinde osilasyonların oluştuğu görülmüştür.

Robin (2005), yaptığı çalışmada, X4-Flyer hava aracı için sistem dinamiklerinin, olası gürültülerin ve yüksek manevra kabiliyetinin de göz önüne alındığı bir uçuş denetleyicisi tasarlamıştır. Yapılan çalışmada doğrusal olmayan denetleyici, geribesleme lineerleştirme yöntemi ve PID denetleyicilerden oluşan bir yapıdır. Denetleyicinin, havaaracı dinamiklerinin ve olası gürültülerin modelleri MATLAB/Simulink programında oluşturulmuştur.

Bhadange (2006), yaptığı çalışmada, bulanık mantık yöntemi ile bir insansız hava aracının (İHA) irtifa kontrolü için bulanık denetleyici tasarlamıştır. Çalışmada insansız hava aracının dinamik modeli, otopilot tasarımı, algılayıcı birleşimleri ve simülasyonu için "Unmanned Dynamics" kullanılmıştır. Bu çalışmada sistem modellendikten sonra MATLAB/Simulink programı kullanılarak simülasyon yapılmıştır. Sonuç olarak denetleyicinin iyi performans gösterdiği gözlenmiştir.

Kita ve ark. (2010), yaptıkları çalışmada, dikey iniş ve kalkış yapabilen (VTOL), düz uçuş ile havada bekleme durumları arasında geçiş yapabilen ve kuyruk üstüne iniş kalkış yapan (tail-sitter) insansız hava aracında durum kontrolü için bir PID denetleyici, irtifa kontrolü içinse bir ileri beslemeli kapalı döngü sistemi tasarlamıştır. İstikamet dümeni ve kanatçıklara ise kazanç ölçekleme yöntemi uygulanmıştır. Daha sonra simülasyon sonuçlarıyla karşılaştırma

yapılabilmesi açısından ilgili hava aracı ile sistem gerçeklenmiş ve simülasyon sonuçlarından daha iyi sonuçlar elde edildiği görölmüştür.

Jung ve Shim (2012), yaptıkları çalışmada, kuyruk aksamı üzerine iniş kalkış yapabilen insansız hava aracı için yunuslama, yatış açıları kontrolü ile verilen yörüngeyi izleme kontrolü gerçekleştirmiştir. Çalışmada PID ve L1 adaptif denetleyicinin birlikte kullanıldığı denetleyici performansları karşılaştırılmış ve birlikte kullanımın verilen yörüngeyi izleme ve diğer veriler açısından çok daha iyi bir performansı olduğu görölmüştür.

Sanchez ve ark. (2005), Colibri projesi kapsamında yaptıkları çalışmada, X-cell mini helikopteri için matematiksel modele dayalı PID irtifa-durum denetleyicisi tasarlamıştır. PID denetleyicisine ek olarak Mamdani tipi bulanık denetleyiciler de kullanılmıştır. PID denetleyici yatış, yunuslama ve sapma açıları için kullanılmış olup sistem simülasyon programında test edilmiştir. Çalışma sonucunda havada bekleme uçuşunda (hover) ve düşük hızlardaki kontrol durumu için iyi sonuçlar gözlenmiştir.

Hong, ve ark. (2009), yaptıkları çalışmada, bir insansız zeplin modeli üzerine yapay sinir ağı tabanlı adaptif kontrol sistemi tasarlamıştır. Tasarlanan sistem, Kararlılık ve Kontrol Destek Sistemi (SCAS)' ne uygulanmış ve simüle edilmiştir. Aynı zamanda sabit irtifa ve yörünge izleme modları için de klasik PID denetleyici algoritmaları bir otopilot tasarımı yapılmıştır. Sonuç olarak 2 yöntem karşılaştırılmış ve adaptif kontrol sisteminin klasik PID tasarım yaklaşımına çoğu alanda üstünlük sağladığı gözlenmiştir.

Wahid ve Hassan (2012), yaptıkları çalışmada, bir hava aracı sisteminin yunuslama kontrolü için kendinden ayarlamalı PID denetleyici tasarlamıştır. Öncelikle hava aracının boylamasına hareketini tanımlayan dinamik model, sistemin matematiksel modelinden türetilmiştir. PID denetleyici parametrelerini ayarlamak içinse bulanık mantık kullanılmıştır. Bunun dışında sistem klasik PID denetleyici ile de kontrol edilmiştir. Sistemin klasik PID denetleyici ile bulanık PID denetleyiciye verdiği cevaplar karşılaştırılmış ve sonuçlar incelenmiştir. Sonuç olarak uçağın boylamasına eksenindeki hareketini kontrol edecek bir otopilot tasarımı için bulanık PID denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre çok daha iyi performans gösterdiği belirlenmiştir.

Rahim ve Malaek (2011), yaptıkları çalışmada, arazi takip uçuşu için bulanık mantık yöntemini uygulamışlardır. Yöntem uygulanırken sistemin matematiksel modelinden de faydalanılmış, böylece arazi eğimi ve eğimin türevinden de hava aracı hızı ve yükseklik bilgileri elde edilmiştir. Bulanıklaştırma işlemi için Sugeno metodu kullanılmış ve eğim, yükseklik ve hız üyelik fonksiyonlarıyla işlem yapılmıştır. Bulanık mantık uygulamaları MATLAB/Fuzzy Logic Toolbox programıyla yapılmıştır. Sonuç olarak bulanık mantık yönteminin optimal sonuçlardan az miktarda saptığı ancak çok daha hızlı cevap verdiği gözlenmiştir.

Lungu ve ark. (2010), yaptıkları çalışmada, uçağın sapma açısı kontrolünü, açisal hız geribeslemeli uygulama elemanı ve PID kontrol yöntemi ile denetlemişlerdir. Sistemin blok diyagramından başlanarak kararlılık ve performans analizleri yapılmıştır. Bu amaç doğrultusunda MATLAB/Simulink ortamında bir algoritma uygulanmıştır. Çalışmada hafif orta ve ağır olmak üzere 3 hava aracı tipi için transfer fonksiyonları, sıfır değerleri, kutup değerleri gibi parametreler belirlenmiştir. Sonuç olarak her 3 tipte de geçici durum tepkisi iyi olan sonuçlar elde edilmiştir.

Liu (2003), yaptığı çalışmada, örnek PID kontrol çalışmalarına ve konveks kombinasyon metoduna dayanan bir PID denetleyici tasarlayarak uçuş kontrol alanına uygulamıştır. Liu çalışmasında yunuslama durum kontrolünü sağlayacak şekilde tek bir otopilot kanalını kontrol etmiştir. Simülasyon sonucunda sistem performansının ve otomasyon seviyesinin arttığı gözlenmiştir.

Savran ve ark. (2006), yaptıkları çalışmada, yüksek performanslı hava aracı için yapay sinir ağı tabanlı uçuş kontrol sistemi tasarlamıştır. Tasarlanan sistem, belirsizlik, değişen uçuş durumları ve sistem arızalarını telafi edecek şekilde düşünülmüştür. Yapılan çalışma, 2 alt sınıfa ayrılarak ilk kısımda, yapay sinir ağları kullanılarak doğrusal olmayan F-16 uçağının dinamik hareket modeli çıkarılmıştır. İkinci kısımda ise, yapay sinir ağı tabanlı akıllı PID denetleyici tasarlanmıştır. Sonuç olarak akıllı, adaptif ve hasar toleranslı bir uçuş kontrol sistemi elde edilmiştir.

Kıyak ve Kahvecioğlu (2003), yaptıkları çalışmada, bulanık mantık yöntemini bir uçağın son yaklaşma iniş aşamasında gerekli olan kontrol kuvvetini bulmak için uygulamışlardır. Bu çalışmada, uçak irtifası ve düşey hız sistem

girdileri olarak seçilmiş, uygun kontrol kuvveti ise çıkış olarak belirlenmiştir. Tasarlanan bulanık sistem MATLAB programıyla simüle edilmiştir. Simülasyon sonuçlarında bulanık mantığın uçak iniş aşaması için uygun bir denetleme yöntemi olduğu saptanmıştır.

Konar (2010), yaptığı çalışmada, B-737-300 ve B-767-200 tipi uçaklar için bulanık mantık ve yapar sinir ağları yöntemlerini kullanarak uçuş kontrol sistemine ait bazı parametreleri hesaplamıştır. Çalışmalarda elde edilen sonuçlara göre, kullanılan yapay zekâ tekniklerinin uçuş kontrol sistemlerinde etkili ve başarılı olduğu açıkça ortaya konulmuştur.

Nho ve Agarwal (2000), yaptıkları çalışmada, doğrusal ve doğrusal olmayan hava aracı modelleri için bulanık iniş kontrol sistemi tasarlamıştır. Doğrusal modelde, deniz seviyesinde flap ve iniş takımlarının açık olduğu, süzülüş açısının yakalanması ve yere teker koyma olmak üzere 2 aşama için bulanık mantık uygulanmıştır. Doğrusal olmayan model ise, bulanık yöntem 6 serbestlik dereceli bir uçak modelinde denenmiştir. Sonuç olarak, bulanık denetleyicinin, hava aracı iniş yörüngesi izlemesi ve irtifa, yunuslama durumu ve uçak hızı arasındaki dengeyi kurması açısından güvenilir bir yöntem olduğu görülmüştür.

Malaek ve ark. (2004), yaptıkları çalışmada, yapay sinir ağları ve bulanık mantık yöntemini kullanarak otomatik iniş sistemi tasarlamışlardır. Bu çalışma kapsamında, PID, Neuro, Neuro-PID ve Anfis-PID isimli 4 farklı denetleyici oluşturulmuş ve sisteme uygulanmıştır. Yapılan simülasyon sonucunda, iç döngüsü PID ve dış döngüsü Anfis olan Anfis-PID denetleyicisinin çok şiddetli rüzgâr etkisinde bile istenen durumu koruduğu, bununla birlikte diğer denetleyicilerin kabul edilebilir sonuçlar verdiği görülmüştür.

Preeti ve Benival (2012), yaptıkları çalışmada, yüksek dereceden ve ölü zamanlı doğrusal olmayan sistemler için klasik ve bulanık P/PI/PD/PID denetleyicilerini karşılaştırmıştır. Bu çalışmada Ziegler-Nichols yöntemiyle ayarlanmış klasik denetleyicilerle bulanık denetleyiciler MATLAB/Simulink programında simüle edilmiştir. Simülasyon sonuçlarında bulanık PD denetleyicinin yüksek dereceden ve ölü zamanlı sistemlerde Ziegler-Nichols ayarlı klasik P/PI/PD/PID denetleyicilere göre daha iyi performans gösterdiği gözlenmiştir.

Vaishnav ve Khan (2007), yaptıkları çalışmada, yüksek dereceli bir sistem için Ziegler- Nichols yöntemi ile bir PID denetleyici ve bulanık mantık yöntemi ile basit kurallı bir bulanık denetleyici tasarlamışlardır. Sistem MATLAB/Simulink programında simüle edilmiştir. Simülasyon sonuçlarında Ziegler-Nichols yöntemiyle tasarlanan PID denetleyicili sistem cevabında yüksek maksimum aşma ve yatışma zamanı sıfır kalıcı durum hatasıyla görülürken, bulanık denetleyicili sistemin yanıtında ise maksimum aşmasız, kalıcı durum hatası sıfır olan ve daha düşük yatışma zamanlı bir eğri gözlenmiştir. Bulanık denetleyicili sistem, Ziegler-Nichols yöntemiyle tasarlanan PID denetleyiciden daha iyi performans göstermiştir.

Khan ve Rapal (2006), yaptıkları çalışmada, bulanık ve klasik PID denetleyici tasarlamış, sonuçları analiz etmiş ve performanslarını tartışmışlardır. Yapılan simülasyon sonuçlarına göre, özellikle doğrusal olmayan sistemlerde bulanık PID denetleyicisinin yükselme zamanı ve maksimum aşma parametreleri açısından ve hem geçici durum hem de kalıcı durum davranışı açısından klasik PID denetleyicisinden daha iyi performans gösterdiği gözlenmiştir.

Ali (2005), yaptığı çalışmada, PI denetleyici parametrelerini belirlemek için çevrim içi ayarlama metodunu ve bulanık mantık yöntemini kullanmıştır. Bu yöntemler devamlı bir otomatik ayarlama yöntemi elde etmek amacıyla her bir örnekleme zamanında tekrarlanmıştır. Sonuç olarak 11 bulanık tabanlı kural ile basit ve geniş uygulama alanlı bir sistem elde edilmiştir.

Nagababu ve Prabhudas (2013), yaptıkları çalışmada, NAVION genel havacılık uçağının boylamasına durum kontrolünde, gürültünün daha iyi bastırılması amacıyla farklı tip denetleyicilerle Matlab/Simulink modelleri oluşturmuştur. Bu çalışmada, PID ve bulanık-PID denetleyiciler karşılaştırılmış, PID denetleyiciler de kendi içinde kazanç ayarlama yöntemleri yönünden de karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak PID kazanç ayarlama yöntemlerinden Tyreus-Luyben yönteminin diğer yöntemlere üstünlük sağladığı, bulanık-PID denetleyicinin ise çalışma kapsamındaki diğer PID denetleyicilere göre üstünlük sağladığı görülmüştür.

Murali (2013), yaptığı çalışmada, NAVION genel havacılık uçağı otopilot kontrol sisteminin doğrusal olmayan modelini kurmuş ve uçağın 3 eksenindeki

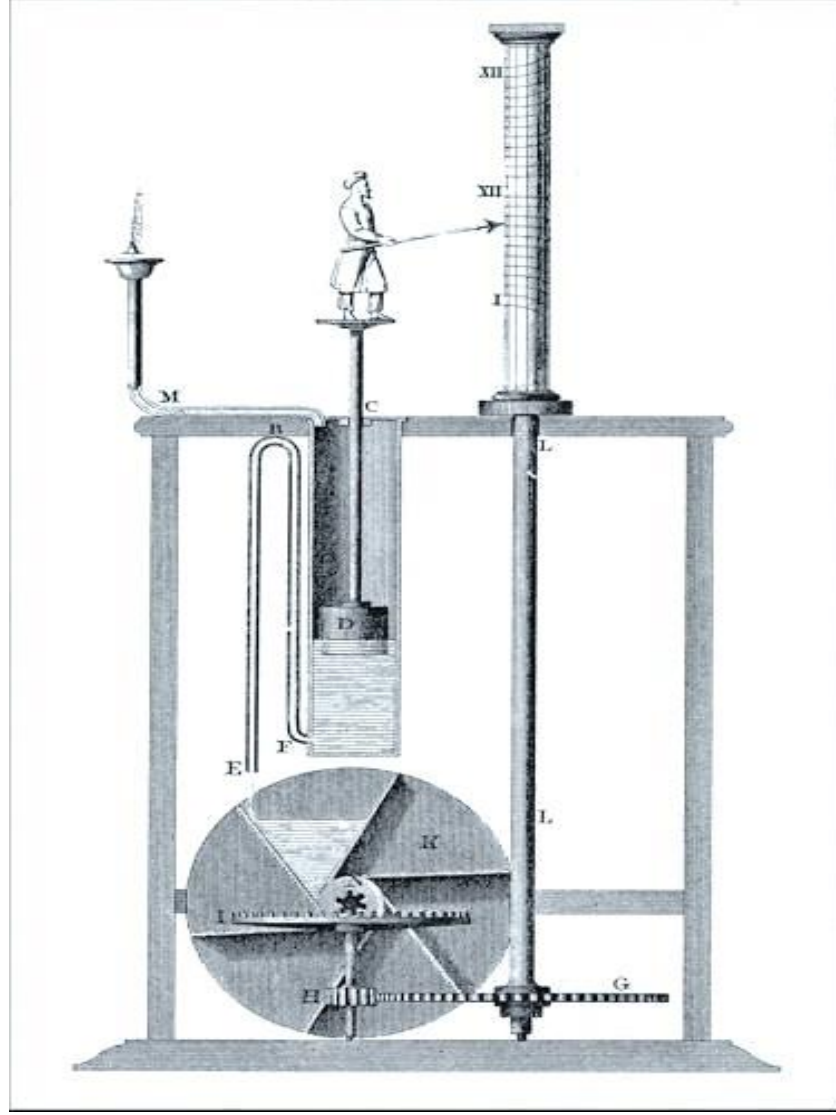
hareketini PID denetleyici ve genetik algoritma (GA) yöntemiyle kontrol etmiştir. Sonuç olarak genetik algoritma yöntemiyle optimize edilen PID denetleyicinin, geleneksel PID denetleyiciden daha iyi sonuç verdiği belirlenmiştir.

Bu çalışma kapsamında, ilk bölümde genel olarak kontrol sistemleri yapısından ve çalışmaya ışık tutabilecek nitelikte güncel tarihli çalışmalardan literatür taraması kapsamında bahsedilmiştir. İkinci bölümde geleneksel kontrol sistemleri hakkında bilgi verilmiş ve çalışmada kullanılan geleneksel denetleyici çeşitleri incelenmiştir. Üçüncü bölümde yine çalışma kapsamında kullanılan bulanık kontrol sistemleri ve alt basamakları ele alınmıştır. Dördüncü bölümde ise uygulamanın yapılacağı uçağın genel özellikleri, uygulamada kullanılan transfer fonksiyonları, ele alınan uçağın geleneksel ve bulanık denetleyicilerle oluşturulan modelleri sonucu elde edilen simülasyon çıktıları ele alınıp, sonuçlar karşılaştırılmıştır. Son olarak beşinci bölümde elde edilen sonuçlar irdelenmiş ve daha sonraki çalışmalar için fikir sunulmuştur.

2. GELENEKSEL KONTROL SİSTEMLERİ

Geleneksel kontrol sistemleri, otomatik kontrolün dolayısıyla da günümüz otomasyon sistemlerinin temellerini oluşturmaktadır. Bu noktada kontrol sistemlerinin tarihçesinden bahsetmek yerinde olacaktır. Kontrol sistemleri tarihçesi dört ana döneme bölünerek incelenebilir. Bunlar; ilk dönem (1900 ve öncesi), geleneksel öncesi dönem (1900-1935), geleneksel kontrol (1935-1950) ve modern kontrol (1950-günümüz) şeklindedir (Bennett, 1996).

Kontrol sistemleri ilk dönemi antik döneme dayanmaktadır. Bu noktada bilinen en eski isim, yaptığı işlevsel su saati ile Mısır'ın İskenderiye şehrinde yaşamış olan (M.Ö.3yy.) Ctesibius'tur (Bissell, 2009). Su saati kullanımının Al-Jazari (1203) ve Ibn al-Sā'ātī (1206) gibi yazarlar sayesinde Ctesibius'tan sonra da farklı coğrafyalarda devam ettiği bilinmektedir. Şekil 2.1'de Ctesibius su saatinin temsili çizimi (Anonim, 2015b) gösterilmiştir.



Şekil 2.1. Ctesibius su saati (Anonim, 2015b)

Su saatlerinin yanı sıra akış kontrol regülatörleri de bu dönemde ortaya çıkmıştır. Özellikle rönesansla birlikte Avrupa’da sıcaklık kontrol uygulamaları sıkça kullanılmaya başlamıştır. Sıcaklık kontrolünün temelleri Cornelius Drebbel (1572-1663)’in sıcak ölçüm düzeneği ile atılmıştır. Söz konusu düzenekte sıcaklık, civa içeren U borusuna bağlı bir kanaldaki sıvının genleşme miktarı ile ölçülmüştür. 18. yüzyılda kontrol konusundaki en büyük gelişme ise, James Watt (1736-1819)’ın buhar makinesinin hız kontrolü için geliştirdiği denetleyicidir. Watt’ın oluşturduğu yapı geleneksel kontrolde P tipi denetleyiciye karşılık gelip bir kalıcı durum hatası bıraktığı için bu makineler üzerine çalışmalar ileriki yıllarda da devam etmiştir. William Siemens (1823-1883), bu durumu giderecek olan integral etkili

denetleyicilerin temelini atmıştır. Denetleyicilerin hız, performans gibi parametrelerini iyileştirme çabaları süreklilik arz ederken, aynı süreçte bu sistemleri diferansiyel eşitlik cinsinden matematiksel olarak tanımlayarak yazıya dökmek için de çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Burada James Clerck Maxwell (1831-1879)'in "On Governors" adlı çalışması denetleyicilerin matematiksel olarak modellenmesi açısından bir mihenk taşı kabul edilmektedir. Maxwell'in çalışmasından önce karakteristik denkleminin köklerinin yerleşimine göre bir sistemin kararlı olup olmadığı incelenmekte ancak kökler bulunmadan kararlılık analizinin nasıl yapılacağı konusunda bir bilgi sunulamamaktaydı. Maxwell ise çalışmasında, 2. 3. ve 4. dereceden diferansiyel denklemlerin katsayılarını inceleyerek bu sorunu ortadan kaldırmıştır. Daha sonra Maxwell'in çalışmasını Edward J. Routh (1831-1907) ilerleterek, aynı dönemde farklı iklimlerde aynı konuda akademik hayatını sürdürmekte olan Adolf Hurwitz (1859-1919) ile birlikte adı anılacak olan "Routh-Hurwitz Kararlılık Kriteri" çalışmalarını gerçekleştirmiştir. Bu dönemde kontrol sistemleri adına yapılan çalışmalar daha çok sıcaklık, akış hız kontrolü alanlarında olup, ilerleyen yıllarda özellikle savaş makinelerinin geliştirilmesiyle birlikte buharlı, hidrolik ve pnömatik güç sistemleri alanlarında da çalışmalara başlanmıştır.

Kontrol sistemleri çalışmalarında geleneksel öncesi döneme (1900-1935) geldiğinde ise özellikle geliştirilen teknolojilerin ürüne dönüştüğü, bilim sanayi işbirliğinin sağlandığı ve ölçülebilen, kaydedebilen, görüntüleyebilen elektronik alet satışlarının hızlı bir artışa geçtiği görülmüştür (Bennett, 1996). Bununla birlikte, özellikle denetleyici çeşitlerinde bahsedilecek olan on-off denetleyicinin yetersizliği ve insan karar verme mekanizmasına olan uzaklığı gözlenmiş, bunun için çözüm yolları aranmıştır. 1922'de Nicholas Minorsky (1885-1970) PID denetleyici kontrol yasasını, yayınladığı makaleleriyle literatüre kazandırmıştır. 1930'lu yıllarda ise kontrol sistemlerinde negatif geribeslemenin önemi anlaşılmış ve bu konuda çalışmalar yapılmıştır.

Geleneksel dönem (1935-1950), özellikle kontrol sistemleri alanında yapılan çalışmalarda ve endüstriyel ürünlerde ortak bir dil bulma konusunda gelişmeler yaşanan bir dönemdir. Bu hususta 1936 yılında otomatik kontrol üzerine "Industrial Instruments and Regulators Committee" düzenlenmiştir. 1942 yılında J. Z. Ziegler

ve N. B. Nichols, PID denetleyiciler için optimum kazanç ayarlama yöntemi üzerine olan makalelerini yayınlamışlardır. 2. Dünya Savaşı ile birlikte bilim insanların ilgi alanı daha çok havacılık ve savunma sanayisine yönelmiştir. Yine bu dönemde kontrol sistemleri alanında yazılan ilk kitaplar basılmıştır. Basılı materyallerde ve yapılan çalışmalarda göze çarpan eksiklik ise tüm bu çabaların doğrusal sistemler üzerinde gerçekleştirilmiş olmasıdır. Bilindiği üzere hayat hiçbir zaman düz bir çizgi olmamıştır. Karmaşa ve gürültü yaşamın her anında olduğu gibi elektriksel- mekanik- hidrolik tüm sistemlerde de mevcuttur. Karmaşık, çok girdili çıktılı, bozucu-dış etkenlerden etkilenen sistemlerin nasıl modelleneceği ve nasıl kontrol edileceği, o zamanın bilim insanları arasında büyük bir merak ve araştırma konusudur. Özellikle 1950 ve sonrasında doğrusal olmayan optimal kontrolün nasıl yapılacağı üzerine çalışmalar yürütülmüştür.

Modern kontrol dönemi, 1950 yılı sonrası ve günümüzü kapsamaktadır. Bu dönemde de savaşın etkileri insanoğlu üzerindeki etkisini yitirmemiş, özellikle manevra ve takip sistemleri, uzay araçları ve füzeler gibi askeri amaçlı teknolojiler üzerinde durulmuş, bu hususta yapılan bilimsel çalışmalara Amerika’da dönemin askeri kurumları da çeşitli destekler vermiştir. Özellikle savunma stratejisi açısından önem arz eden bu konularda doğrusal olmayan modellerin de modellenmesi ile ilgili çalışmalar yapılmıştır. Söz konusu çalışmalar, günümüzde durum-uzay modeli olarak bilinen modern kontrol yönteminin henüz ilk adımları olarak kabul edilmektedir. 1950 yılının sonlarına doğru optimal kontrol üzerine yapılan çalışmalar yoğunlaşmıştır. Özellikle endüstriye yönelik, genel varsayımlar yapılan, kısıtları olan ve birden fazla şartı sağlaması istenen en küçükleme ve en büyükleme problemleriyle ilgilenilmiştir. Bu süreçte kontrol edilebilirlik, gözlenebilirlik ve sistemin kararlılık durumunu doğrudan etkileyecek olan köklerin yerleşimi ve kaydırılması konularında çalışmalar yapılmıştır. Özellikle Kalman’ın yaptığı çalışmalar sistemlerde geribeslemenin önemini ortaya koymuştur. 1960 ve sonrasında ise çalışmalar yerini uygulamaya yönelik değişimlere bırakmıştır. Bu dönemde endüstriyel elektronikte diyot, transistör gibi yarı iletkenlerin kullanımı yaygınlaşmıştır. Özellikle endüstride kendine kullanım alanı bulan dijital bilgisayarlarla birlikte, firmalardaki tüm mekanik yapıların çalışma prensiplerini fiziksel ortamdan alıp, analitik olarak inceleyerek üzerinde matematik bilimi

işlemlerinin uygulanabileceği matematiksel modellere çevirecek uzman insan ihtiyacı doğmuştur (Bennett, 1996). Günümüzde ise yine en küçükleme en büyükleme problemleriyle, yapay zekâyla kontrol, hedef izleme ve yörünge takibi problemleri, akıllı kart uygulamaları, tamamen otonom sistem uygulamaları, insansız hava aracı (İHA) kontrol uygulamaları gibi konularda çalışmalar yapılmaktadır.

Çalışmanın bundan sonraki kısmında özellikle geleneksel öncesi dönemde bahsi geçen on-off denetleyici ile diğer denetleyici çeşitlerinden söz edilecektir.

2.1. On-Off Denetleyici

On-off denetleyiciler, kontrol girdisinin ($u(t)$) sistem çıktısına ($y(t)$) göre ve dolayısıyla hata sinyaline ($e(t)$) göre değiştiği kontrol yapılarıdır. Bu tip denetleyicilerde hata sinyalinin sayısal büyüklüğü önemsiz olup, işareti kontrol girdisinin davranışını belirlemektedir. Hata işareti pozitif olduğunda, çıkış değerinin referans giriş değerinden ($r(t)$) küçük olduğu, dolayısıyla kontrol sinyalinin artırılması gerektiği anlaşılacak ve sistem en büyük kontrol sinyalini uygulayacaktır. Hata işareti negatif olduğunda ise, çıkış işaretinin istenilen referans değerden büyük olduğu ve dolayısıyla kontrol sinyalinin küçültülmesi gerektiği anlaşılacak ve sistem en küçük kontrol sinyalini uygulayacaktır. On-off denetleyicinin kontrol mantığı denklem (2.1) ile özetlenebilir.

$$u(t) = \begin{cases} u_{\min}, & e < 0 \\ u_{\max}, & e > 0 \end{cases} \quad (2.1)$$

On-off denetleyicilerde hatanın büyüklüğünden bağımsız olarak tüm durumlarda en büyük veya en küçük kontrol sinyali uygulanması, istenilen değerden aşmalara veya referans değere gelinememesine, bazı durumlarda da sapmalara ve verimin azalmasına yol açmaktadır. Bununla birlikte, anahtarlama gibi performans ölçütlerinin önemli olmadığı durumlarda on-off denetleyiciler yapısının basitliği ve maliyetinin azlığı sayesinde tercih sebebi olmaktadır.

P (proportional) denetim etkisi, hata sinyalinin o andaki değeriyle doğru orantılı bir denetim sinyali üretilmesini sağlayan faktördür. Oransal etki olarak da adlandırılır. Oransal etki kazancı K_p şeklinde gösterilmektedir. K_p kazancı, hata

sinyali büyük olduğu zaman artacak, küçük olduğu zaman ise azalacak şekilde çalışmaktadır. $u(t)$ kontrol sinyali, K_p kazancına bağlı olarak denklem (2.2) ile gösterilmiştir. Burada $r(t)$ referans sinyali, $y(t)$ ise çıkış sinyalini temsil etmektedir.

$$u(t) = K_p * e(t) = K_p(r(t) - y(t)) \quad (2.2)$$

Ticari uygulamalarda ve bazı kaynaklarda oransal kazanç terimi yerine yüzde olarak ifade edilen “oransal bant (PB)” terimi de kullanılmaktadır. Oransal bant denklem (2.3) ile tanımlanmıştır.

$$PB = \frac{100}{K_p} \quad (2.3)$$

2.2. PI Denetleyici

PI denetleyiciler, hata sinyalinin anlık değerine bağlı olarak değişen P etkisi ile hata sinyalinin, dolayısıyla da kontrol sinyalinin önceki değerlerine bağlı olarak değişen integral etkisinin toplamı şeklinde etki göstermektedir.

İntegral etkinin en önemli özelliği, sistemde istenmeyen kalıcı durum hatalarını ortadan kaldırmasıdır. Oransal etkiye benzer şekilde, integral bileşeni K_i kazancı ile ifade edilmektedir. K_i kazancına bağlı kontrol sinyali denklem (2.4)’te verilmiştir.

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (2.4)$$

PI denetleyiciler ile sistemin salınımlı cevapları sönümlenir, aynı zamanda da kalıcı durum hatası sıfırlanır. Bir PI denetleyicinin genelleştirilmiş transfer fonksiyonu denklem (2.5) ile verilmiştir. Burada T_i terimi, “integral zaman sabiti” olarak adlandırılmaktadır.

$$C(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) \quad (2.5)$$

PI denetleyiciler, PID tip denetleyiciler endüstride kullanılmadan önce özellikle tren bariyerleri gibi fazla salınım istenmeyen alanlarda sıklıkla kullanılmıştır.

2.3. PD Denetleyici

PD denetleyiciler, oransal etkiyle türevsel (derivative) etkinin birlikte çalışmasıyla ortaya çıkmıştır. Oransal etki hata sinyalinin o anki değerine bağlıdır. İntegral etki hata sinyalinin geçmişteki değerlerine bağlıdır. Türevsel etki ise hata sinyalinin tahmin edilen gelecekteki değerlerine bağlı olarak değişir.

Türevsel etki, oransal ve integral etkide olduğu gibi bir katsayıyla (K_d) temsil edilmektedir. K_d kazancına bağlı kontrol sinyali denklem (2.6) ile ifade edilmiştir.

$$u(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.6)$$

Bir PD denetleyici için kontrol sinyali denklem (2.7) ile ifade edilmiştir. Burada T_d terimi “türev zaman sabiti” olarak adlandırılmaktadır.

$$u(t) = K_p \left(e(t) + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (2.7)$$

Denklem (2.7)’den de anlaşılacağı gibi, t anındaki kontrol sinyalinin niteliği, hata sinyalinin $t + T_d$ zamanındaki tahmin edilen değerine bağlı olarak oluşturulacaktır (Visioli, 2006).

PD denetleyiciler, türev zaman sabitinin seçim zorluğu ve kalıcı durum hatası vermesi sebebiyle endüstriyel uygulamalarda tercih edilmemektedir.

2.4. PID Denetleyici Yapısı

PID denetleyiciler, 3 kontrol etkisinin bileşiminden oluşmaktadır. Bunlar; oransal etki, integral etki ve türevsel etkidir. PID denetleyiciler bu 3 kontrol etkisinin toplamından oluşan bir denetim (karar) sinyali üretir.

Bir PID denetleyicinin karar sinyali aşağıdaki eşitlikle verilmiştir:

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t)dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (2.8)$$

Yukarıdaki eşitlikte, $u(t)$ kontrol sinyali, $e(t)$ hata sinyali, K_p oransal kazanç, T_i integral zamanı ve T_d türev zamanını ifade eder. Bir PID denetleyici, denklem (2.9) ve (2.10)'daki transfer fonksiyonları ile ifade edilmektedir.

$$C(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (2.9)$$

$$C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (2.10)$$

PID denetleyiciler, verim/maliyet oranının yüksek olması, yapısının basitliği, farklı alanlarda kullanıma olanak vermesi ve diğer sistemlere entegre edilebilmesi açısından sahip olduğu avantajlar sayesinde gerek sanayide gerekse akademik alandaki çalışmalarda geniş bir şekilde kullanılmaktadır.

Geleneksel denetleyicilerin göreceli olarak avantaj ve dezavantajları olduğu aşikârdır. Bu durumda uygun denetleyici seçimi için öncelikle denetleyicinin kullanılacağı sistem uzman gözüyle değerlendirilmeli ve sistemden istenen optimum cevaplara göre bir denetleyici seçilmelidir. Bu seçim yapılırken fayda/maliyet oranı özellikle göz önüne alınmalı, bakım masrafları, kurulum kolaylığı, parça tedariki gibi konular da göz ardı edilmemelidir.

Endüstriyel sistemlerde, örneğin kalıcı durum hatasının belli bir tolerans aralığı ile kabul edilebilir olduğu durumlarda basit yapısı sayesinde tek başına P veya PD denetleyici, PI veya PID denetleyici yerine kullanılmaktadır. Aksine, kalıcı durum hatasının olmaması istenilen durumlarda, basit bir PI denetleyici, özellikle 1. dereceden sistemlerde salınımları önlediğinden ve istenilen cevabı hızlı ve hatasız bir şekilde verdiği için dolayı P ve PD denetleyici yerine kullanılmaktadır.

3. BULANIK KONTROL SİSTEMLERİ

İnsanoğlunun varlık ve yokluk kavramlarını sorgulamaya başlamasıyla birlikte ortaya çıkan sonuçlar, yıllar boyu birçok zihinde soru işaretleri bırakmıştır. Meraktan veya ihtiyaçtan dolayı insanoğlu bu soru işaretlerinin ardını görmeye çalışmış, kendisi ve içinde bulunduğu evrenle alakalı tüm bileşenleri gücü ve imkânı yettiğince incelemiştir. Kimi zaman elde ettiği verilerden yeni sorulara, kimi zaman da sorulara cevap niteliğinde kabullere erişmiştir. Zamanla, günlük hayat içerisinde belirli bir aralıkta belirsizliklere cevap verebilen durumlar, bilimsel yöntemleri geliştirmiş ve bu yöntemi izlemeyi seçen kişiler uygulanabilirliği yahut geçerliliği yine bu aralıkta olan yönergelere kesinlik dereceleri atamışlardır.

İnsanoğlunun durumları bir sonuca bağlama isteği, verimi en yükseğe çıkarmak için kesinlik kavramına bağlı kalmıştır. Mümkün merteye kesin olan bulunmaya çalışılmış, kesin olana ulaşamıyorsa bile ona en yakın olan, kesin değer yerine kabul edilmiştir. İşte bu nedenden ötürü, atanan kesinlik kavramları uygulamada genellikle başarılı olmuştur.

Kesinlik kavramının yanı sıra kesin olanın dışında kalan her şey değer atanamayan öğeler olarak kalmaya mecbur bırakılmış, kısaca belirsizliğe hiçbir zaman pozitif bir yaklaşım sağlama çabası görülmemiştir. Her ne kadar yaklaşım bu şekilde olsa da insanoğlu yaratılışının bir gereği olarak 'anlık kararlar' verebilen özerk bir varlıktır. Bu kararları da 'var olma' yahut 'yok etme' güdüsüyle belirler. Dolayısıyla evrendeki tüm varlık ve yokluk kavramlarının kesinliği kadar, insanoğlunun da karar verebilme potansiyeli söz konusudur. İnsan algısında varlık ve yokluk kesindir fakat bu kesinliğin nerede, ne zaman, ne kadar ve nasıl olacağı belirsizdir. Bu belirsizlik her zaman berrak kalmak ve net sonuçlara ulaşmak isteyen insan mantığında bulanıklığa neden olmaktadır.

Geleneksel mantık anlayışının süregelmişliğinin kırılma noktası 1900'lü yılların başlarına rastlar. O dönemde ortaya varlık ve yokluk yahut doğru ve yanlış kavramlarının dışında diğer bir kavram olarak 'olası' kavramı Polonya'da Jan Lukaszewicz tarafından belirsizliğin derecelendirilmesinde önemli bir kilometre taşı olarak ortaya atılmıştır. 30 yıl sonrasında Amerika'da başka bir mantık ilimcisi olan Max Planck belirsizliğin derinlerine inmeye çalışmış, kendinden sonra bu

konuya değinecek olanlara ön ayak olacak başarılar elde etmiş fakat yüzeysellikten öteye gidememiştir.

Son yüzyıllara gelindiğinde tüm bilimler, evrenle alakalı kesinlik, görecelilik, bulanıklık konularındaki sorulara az ya da çok yanıtlar ortaya koymuştur. Fakat bu mantık bulanıklığı hakkında, 1965 yılında Lotfi A. Zadeh'in "The Theory of Fuzzy Logic and Fuzzy Sets" [Bulanık Mantık ve Bulanık Kümeler Kuramı] adlı çalışmasına kadar bilim dünyasına herhangi bir kayda değer kuram sunulmamıştır.

Zadeh, ortaya attığı bu kuramla insanoğlunun varlık ve yokluk, diğer bir deyişle '0 ve 1' olarak indirgediği algı çerçevesinin dışındakileri henüz göremediğini şöyle açıklar: “Bulanık mantık her şeyin, doğrunun da, bir derece meselesi olduğu insani akıl yürütme için bir modeldir. Temelde, sözcükle hesaplama anlamı sunmaktadır” (Zadeh, 1998). Zadeh (1965), ortaya attığı bu kurama 'bulanık mantık' adını vermiştir. Temelde matematiksel olarak bulanık bir küme ve onun altındaki küme gruplarına dayanmaktadır. Varlık ve yokluk olgularından ileri gelen 1 ve 0 değerleri burada küme elemanı olma ya da küme elemanı olmama olarak karşımıza çıkar. Dikkat çekici nokta ise indirgemenin dışında kalan kısım olarak, küme içerisinde herhangi bir ön şart yoktur ve cevapları oluşturan veriler hali hazırda bulunmamaktadır.

1980'lere gelindiğinde Japonya'da Zadeh'in kavramları teknoloji ve kontrol sistemleri üzerinde denenmeye başlanmıştır. Avrupa bilim otoritelerinin aksine dünyanın doğu kesiminin araştırmacı kimliği, önyargıları daha fazla parçalama kabiliyetine sahiptir. Bulanık mantığın ilk örneği de Mamdani ve Assilian sayesinde olmuştur (Mamdani ve Assilian, 1973). Bulanık mantık sistemini bir buharlı makine yönetimi için tasarlamışlardır (Şen, 2002).

Bulanık mantık konusundaki en büyük adım 1987'de Hitachi firmasının, metro sistemlerinin otomatik kontrolü için bulanık sistemi seçmiş olmasıdır. Bu olayla birlikte sistem yeni bir boyuta geçmiş, kullanım tercihleri çeşitlenmiştir. 1993 yılında IEEE Transaction Fuzzy Systems dergisinin çıkışı da sistemin ne denli benimsendiğinin bir kanıtıdır. Günümüzde endüstriyel alanda birçok yerde bulanık mantık dünyaca ünlü firmalar tarafından kullanılmaktadır.

3.1. Klasik ve Bulanık Küme Kavramları

Klasik mantık çerçevesinde kümeler bir elemanı ya bulundurmaktadır ya da bulundurmamaktadır. Bir eleman küme içerisinde ise o eleman aynı anda küme dışında olamaz. Buna diğer kümelerin içi de dâhildir. Varlık mekanizmasına göre bir şey hem var olup hem de yok olamaz diye düşünülebilir. Aynı şekilde ilköğretim sıralarında öğrenilen küme teorisi de bir elemanın kümeye dâhil olması ve olmaması bağlamında incelenmektedir. Ancak bu mantık sistemi tam olarak matematiksel modeli elde edilemeyen ve insan karar mekanizmasının devreye girmesi gereken problemlerde yetersiz kalmakta ve uygun çözümler üretememektedir.

Bulanık mantık çerçevesinde ise elemanlar yüzdesele olarak kümelere dâhildir. Bu yüzde ise değişkendir ve önceden bilinemez. Olasılık kavramındaki yüzdelerin belirlediği aralıktan farklı olarak buradaki yüzde kavramı bir aralığı betimlemez. Yani olasılık teorisi bir olayın olma yüzdesini belirliyorken, bulanık mantık teorisi ise o olayın ne kadar olduğunu ya da ne kadar olmadığını göstermektedir. Bunu matematiksel bir dille açıklamak gerekirse, U uzayında tanımlı bir A kümesi ve bu A kümesinde tanımlı bir X_A fonksiyonu ele alınabilir (Chen ve Pham, 2001). Klasik küme kavramında X_A fonksiyonu denklem (3.1)'deki gibi tanımlanır.

$$X_A(x) = \begin{cases} 1, & x \in A \\ 0, & x \notin A \end{cases} \quad (3.1)$$

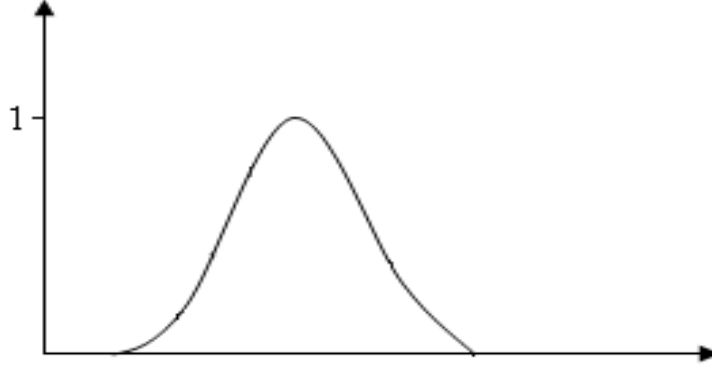
x elemanının A kümesine ne kadar dahil olduğunu gösteren bağıntılar denklem (3.2) şeklinde de gösterilmektedir (Bai ve ark., 2006).

$$\mu_A(x) \in [0,1] \quad (A = (x, \mu_A(x) \mid x \in X)) \quad (3.2)$$

$\mu_A(x)$ üyelik fonksiyonlu değerlerden oluşan A kümesi ise denklem (3.3) ile ifade edilmektedir.

$$A = \frac{\mu_A(x_1)}{x_1} + \frac{\mu_A(x_2)}{x_2} + \dots = \sum_i \frac{\mu_A(x_i)}{x_i} \quad (3.3)$$

Bulanık mantık gösteriminde denklem (3.2) ve (3.3)'e bağılı olarak, x değişkeninin A kümesine ne kadar dahil olduğunu gösteren ve aldığı değer $[0, 1]$ aralığında değişen üçgen, yamuk, eğri şeklinde bir üyelik fonksiyonu (μ_A) tanımlanacaktır (Şekil 3.1).



Şekil 3.1. μ_A üyelik fonksiyonu

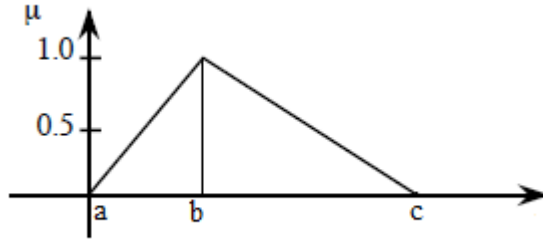
Böylece söz gelişi, havanın sıcak mı soğuk mu olduğu değil, ne kadar sıcak ya da ne kadar soğuk olduğu derecelendirilecek, başka bir deyişle bu dilsel değişkenler bulanıklaştırılarak sistemin girişleri olarak tanımlanacak ve değer kazanacaktır

3.2. Üyelik Fonksiyonları

Üyelik fonksiyonları 0 ile 1 arası değer alırlar. Üyelik fonksiyonlarından akademik çalışmalarda ve uygulamalarda en çok kullanılanlar üçgen, yamuk ve Gauss fonksiyonlarıdır.

Üçgen üyelik fonksiyonu denklem (3.4)'de tanımlanmış ve Şekil 3.2 ile gösterilmiştir.

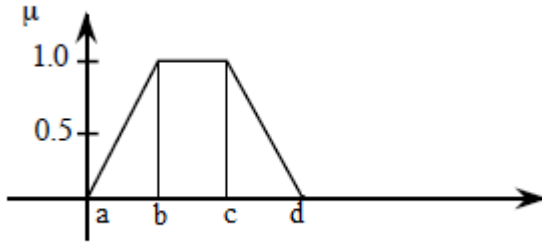
$$\text{üçgen}(x, a, b, c) = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ \frac{x-a}{b-a}, & a \leq x \leq b \\ \frac{c-x}{c-b}, & b \leq x \leq c \\ 0, & c \leq x \end{cases} \quad (3.4)$$



Şekil 3.2. Üçgen üyelik fonksiyonu

Yamuk üyelik fonksiyonu denklem (3.5)'de tanımlanmış ve Şekil 3.3. ile gösterilmiştir.

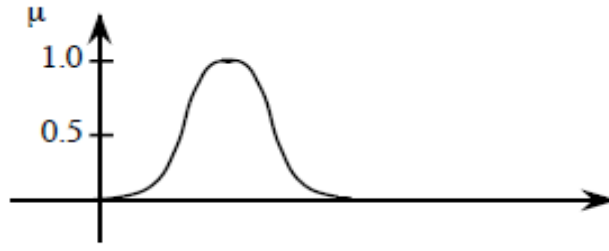
$$\text{yamuk}(x, a, b, c, d) = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ \frac{x-a}{b-a}, & a \leq x \leq b \\ \frac{d-x}{d-c}, & c \leq x \leq d \\ 0, & d \leq x \end{cases} \quad (3.5)$$



Şekil 3.3. Yamuk üyelik fonksiyonu

Bir Gauss üyelik fonksiyonu m (merkez) ve σ (varyans) gibi iki parametreyle tanımlanmaktadır. Gauss üyelik fonksiyonu tanımı denklem (3.6) ile verilmiş ve Şekil 3.4 ile gösterilmiştir.

$$\text{gauss}(x, m, \sigma) = e^{-1/2\left(\frac{x-m}{\sigma}\right)^2} \quad (3.6)$$



Şekil 3.4. Gauss üyelik fonksiyonu

3.3. Bulanık İşlem Basamakları

Bulanık işlem basamakları temel olarak 4 aşamada incelenmektedir. Bunlar, bulanıklaştırma arayüzü (fuzzification interface), kural tabanı (rule base), bulanık çıkarım modülü (fuzzy inference module) ve durulaştırma arayüzü (defuzzification interface) olarak adlandırılmaktadır. Bu tanımlama Mamdani ve Sugeno tipi olarak 2 'ye ayrılan bulanık denetleyicilerden Mamdani için geçerli olup, Sugeno tipinde bulanık çıkarım modülü farklılık göstermektedir. Sugeno tipi denetleyicilerde çıkış için üyelik fonksiyonu bulunmayıp bu durum sabit bir sayı veya doğrusal bir fonksiyon ile ifade edilmiştir. Bu sayılar her bir girişin bir sayıyla çarpılarak ağırlıklandırılması ve toplanmasıyla oluşmaktadır. Sugeno 1. derece polinom tipi bulanık çıkarım modülü genel işleyişi denklem (3.7) ile gösterilmiştir. Burada z çıkışı, x 1. girişin üyelik fonksiyonunu, y 2. girişin üyelik fonksiyonunu göstermektedir. p, q, ve r ise sabit sayılardır.

$$z = px + qy + r \quad (3.7)$$

Bulanıklaştırma arayüzü, günlük hayatta kullanılan dilsel değişkenleri, bulanık çıkarım modülünün algılayıp işleyebileceği ve sistem için “giriş” değerleri olarak kullanabileceği bilgiye çeviren birimdir. Burada giriş değişkenlerine üyelik değerleri atanmaktadır.

Kural tabanı, bir uzman görüşü dâhilinde hazırlanan ve o sistemin hangi giriş değerlerinde hangi istenen çıkış değerlerini vereceğini bir sistematik dâhilinde oluşturan birimdir. Kural tabanı if... else... then... kuralları olarak da adlandırılmaktadır. Buradaki yapı söz gelimi “Eğer oda çok sıcak ise klima motor devri yüksek olsun” şeklinde olabilir. Bulanık kuralların uygulanması insan bilgi

ve tecrübesine bağlı olduğundan ve her gerçek sistemin uygun çalışma şekli birbirinden farklı olduğundan bulanık kurallar her bir uygulama için o sisteme uygun şekilde oluşturulmalıdır.

Kural tabanında sözel olarak oluşturulan kurallar, giriş ve çıkış arasındaki bağıntıyı verecek şekilde bulanık eşleştirme (haritalama) yapılarak sistematik olarak tablolaştırılır. Burada genellikle birden fazla giriş değeri çıkış değerini etkileyecek şekilde sistem oluşturulur. Giriş çıkış arasındaki bağıntıyı veren kurallar ne kadar özelleşir ve ayrışır, bulanık denetleyicinin her bir farklı giriş – çıkış kombinasyonu için vereceği tepki de o oranda yeterli olacak ve hassaslaşacaktır (Bai ve ark., 2006).

Bulanık çıkarım modülü, kural tabanında olduğu gibi, uzman kişi bilgisi ve daha çok karar verme yetisinin devreye girdiği ve ilgili sistemin kontrolünü sağlamaya yönelik çıkarımların yapıldığı kısımdır.

Durulaştırma arayüzü, yapılan çıkarımların yani elde edilen sonuçların bulanık durumdan değişikliğe uğratarak sayısal değerlere dönüştürülmesi işlemini gerçekleştiren birimdir. Böylelikle bulanık mantıkla kurulan denetleyici, gerçek hayattaki sisteme uygulanabilir hale gelmektedir. Durulaştırma aşamasında 3 tip yöntem yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlar, ağırlık merkezi yöntemi, ağırlıklı ortalama yöntemi ve ortalama en büyük üyelik yöntemi (en büyüklerin ortası) şeklinde sıralanabilir.

Ağırlık merkezi yönteminde, üyelik fonksiyonu eğrisinin altında kalan alan hesaplanarak durulaştırma işlemi yapılmaktadır.

En büyüklerin ortası yönteminde, en büyük üyelik derecelerine sahip noktaların orta noktası hesaplanmakta, yani aritmetik ortalaması alınmaktadır.

Ağırlıklı ortalama yönteminde, simetrik üyelik fonksiyonları kullanılan bir çıkarım kümesinde her bir üyelik fonksiyonunun en büyük üyelik derecesinin o noktayla ağırlıklandırılmasıyla durulaştırma işlemi yapılır. Bir başka deyişle her bir en büyük üyelik derecesine karşılık gelen değer ve nokta çarpılarak o noktaların toplamına bölünerek durulaştırılır.

Bulanık mantık, doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol sistemleri başta olmak üzere insan zekâsına ve karar verme mekanizmasına gereksinim duyulan tüm sistemlerde çok geniş bir biçimde uygulanmaktadır. Tıp, hız-frenleme sistemleri,

süreç planlama, otomasyon sistemleri, oyun algoritmaları ve yapay zekâda da bulanık mantıktan faydalanılmaktadır.

Bulanık mantığın uygulama alanları sadece akademik çalışmalarla sınırlı kalmamış, günlük hayat içerisinde ev aletleri, klima, beyaz eşya, otomobil, ışıklandırma, bilgisayar gibi en çok kullanılan ve yaşam kolaylığı sağlayan yardımcılarda da sıklıkla uygulanmıştır.

4. UYGULAMA

Bu çalışmada, aerodinamik verileri bilinen ve boylamasına hareket denklemleri hesaplanan bir genel havacılık uçağının yunuslama açısı değeri bir geribeslemeli kontrol sistemi ile kontrol edilmiştir. Çalışmada, Matlab/Simulink ortamında P, PI, PD, PID ve bulanık denetleyiciler tasarlanıp kullanılmıştır. Denetleyici katsayılarının belirlenmesinde Matlab/Autotune özelliğinden ve sezgisel yöntemden faydalanılmıştır.

4.1. Uygulamada Ele Alınan Uçakla İlgili Teknik Özellikler

Bu çalışmada tek motorlu 4 kişi kapasiteli hafif bir genel havacılık uçağı olan NAVION'un deniz seviyesindeki verilerinden faydalanılarak hesaplanan matematiksel modeli kullanılmıştır. NAVION uçağının teknik özellikleri (Nelson, 1998) Çizelge 4.1'de gösterilmiştir.

Çizelge 4.1. NAVION uçağı teknik özellikleri

Kanat Alanı (ft ²)	184 ft ²
Açıklık Oranı (ft)	33.4 ft
Veter Uzunluğu (ft) \bar{c}	5.7 ft
Motor (hp)	185/205 hp (138/153 kW)
Ağırlık Merkezinin yeri (C _g)	%29.5 MAC (ortalama aerodinamik veter)
Ağırlık (lbs)	2,750 lbs
Momentler (slug.ft ²)	
I _x	1048
I _y	3000
I _z	3530
I _{xz}	0

Çizelgedeki bilgiler dâhilinde NAVION uçağının boylamasına hareket denklemleri (Prabhudas ve Nagababu, 2013) denklem (4.1) ile verilmiştir. Burada irtifa dümeni girdisine ($\delta_e(s)$) karşılık gelen yunuslama açısı ($\theta(s)$) ilişkisi gösterilmiştir.

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = -\frac{11.8(s+1.97)}{s^2+5s+12.96} \quad (4.1)$$

Benzer şekilde yunuslama açısının değiştirilmesini sağlayan aerodinamik kontrol yüzeylerini hareket ettiren eyleyici burada basit bir elektrikli servo motor olarak düşünülmüştür. Servo motora ait transfer fonksiyonu (Prabhudas ve Nagababu, 2013) denklem (4.2) ile verilmiştir. Burada servo motor girdisine ($\delta_e(s)$), karşılık gelen irtifa dümeni açısı ($e_{\delta_e}(s)$) ifade edilmiştir.

$$\frac{\delta_e(s)}{e_{\delta_e}(s)} = -\frac{1}{s+12.5} \quad (4.2)$$

Navion uçakları, 1948 yılından günümüze kadar askeri ve sivil amaçlı olmak üzere geniş bir alanda kullanılmıştır. Günümüzde de daha çok sivil alanda olmak üzere modifiye edilmiş olarak kullanılmaktadır. Şekil 4.1 'de günümüzde kullanılan bir Navion (N4892K) uçağının resmi görülmektedir (Hallick J., 2015).



Şekil 4.1. NAVION N4892K modeli

4.2. NAVION Uçağının Yunuslama Açısı Değerinin Geleneksel Denetleyicilerle Kontrolü

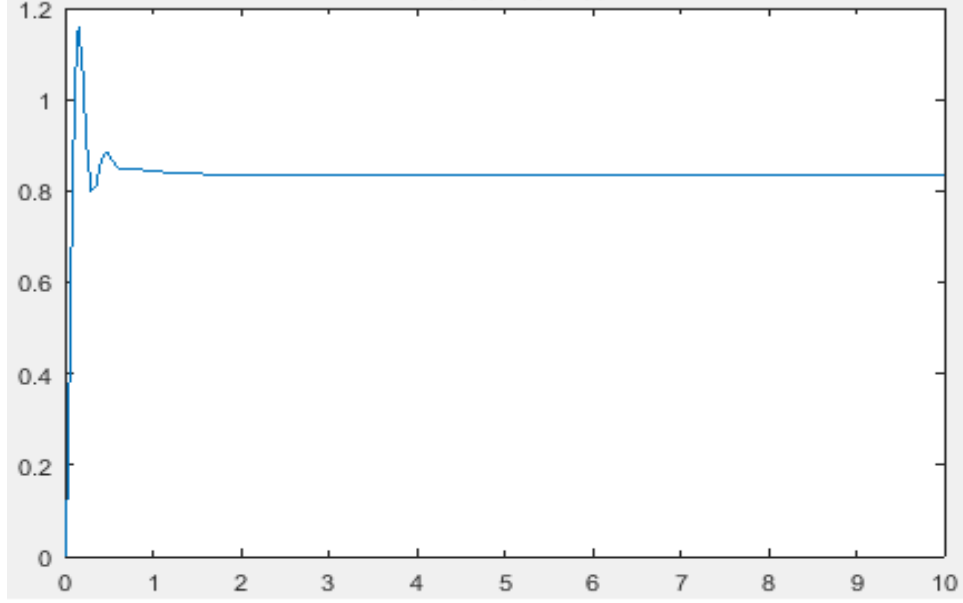
NAVION uçağının matematiksel modelini içeren geleneksel P, PI, PD ve PID denetleyicili yunuslama açısı kontrolü Matlab/Simulink modelleri ve bu sistemlere ait birim basamak cevapları Şekil 4.2- 4.9 ile verilmiştir.

P denetleyicili kontrol sistemi yapısı Şekil 4.2 ile verilmiştir. P tipi denetleyicili sistemde, sistem cevabında çok fazla aşma ve kalıcı durum hatası olmamasını sağlayacak şekilde K_p katsayısı 35 olarak seçilmiştir. Burada hata değerinin 1 ve -0.17 değerleri arasında ve hatanın türevinin 3.6 ve -12 değerleri arasında salınım yaptığı gözlenmiştir. Hata değerinin 0.165 civarında sabit kaldığı ve az miktarda kalıcı durum hatası olduğu gözlenmiştir.



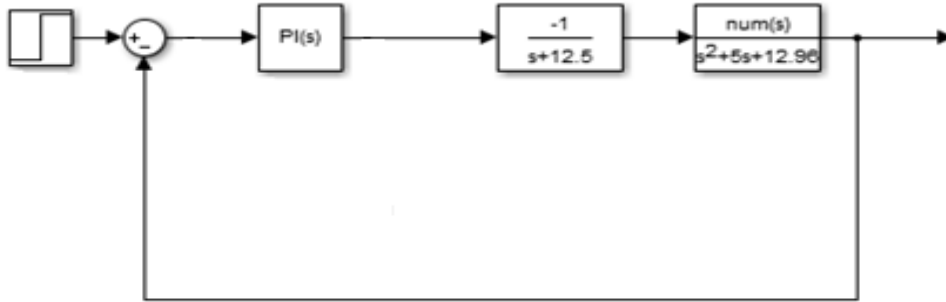
Şekil 4.2. P denetleyicili kontrol sistemi

P denetleyicili sistemin birim basamak girdiye cevabı Şekil 4.3 ile verilmiştir. P tipi denetleyicinin birim basamak cevabında %16 maksimum aşma, % 16,5 kalıcı durum hatası görülmüş ve sonuç olarak sistem çıkışı 0.835 değerinde sabit kalmıştır.



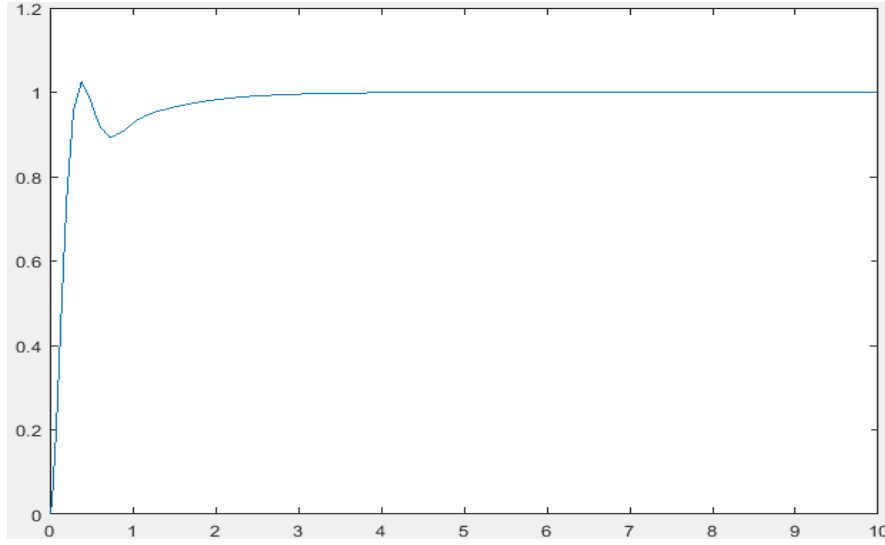
Şekil 4.3. P denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı

PI tipi denetleyicili sistemde Matlab/ Autotune özelliğinden faydalanılarak K_p katsayısı 7.83 ve K_i katsayısı 28.98 olacak şekilde belirlenmiştir. Burada hata değerinin 1 ve -0.03 arasında değiştiği ve sonuç olarak 0 olduğu gözlenmiştir. Geliştirilen PI denetleyicinin integral etkinin kalıcı durum hatasını ortadan kaldırdığı saptanmıştır.



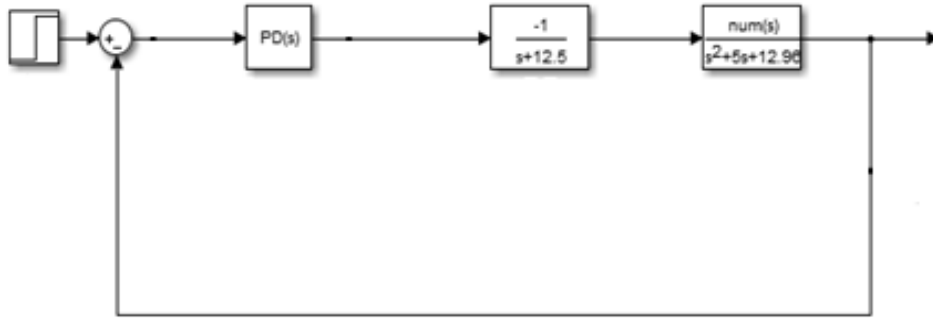
Şekil 4.4. PI denetleyicili kontrol sistemi yapısı

PI tipi denetleyicinin birim basamak cevabında %3 maksimum aşma görülmüş, kalıcı durum hatasına rastlanmamış, sonuç olarak 1 değerinde sabit kaldığı görülmüştür.



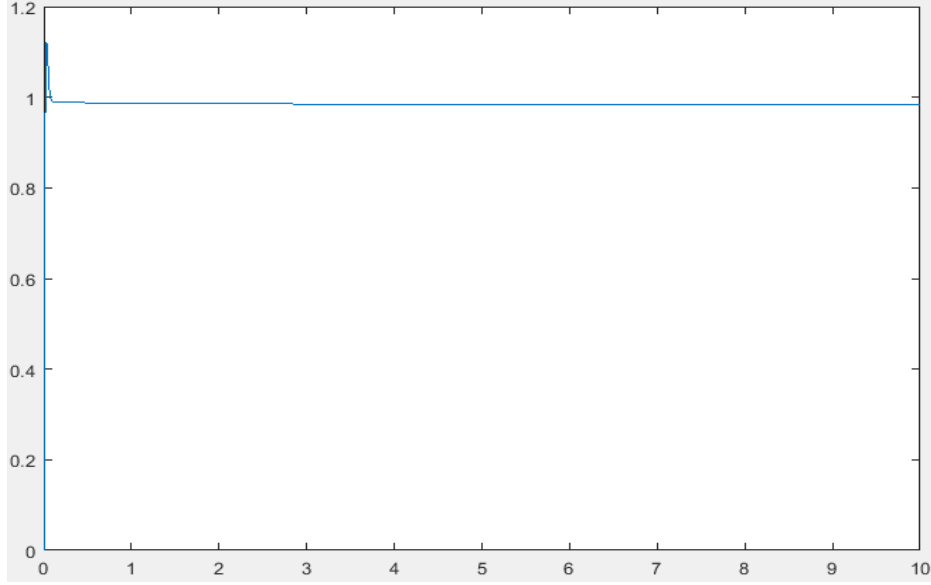
Şekil 4.5. PI denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı

PD tipi denetleyicili sistemde, Matlab/Autotune özeliğinden faydalanılarak K_p katsayısı 460.57, K_d katsayısı ise 8.65 olacak şekilde belirlenmiştir. Burada hata değerinin 1 ve -0.125 arasında değiştiği ve sonuç olarak 0.015 değerinde sabit kaldığı görülmüştür.



Şekil 4.6. PD denetleyicili kontrol sistemi yapısı

PD tipi denetleyicinin birim basamak cevabında %12 maksimum aşma, %1.5 kalıcı durum hatası görülmüş, sonuç olarak sistem çıkışı 0.985 değerinde sabit kalmıştır. Burada P ve PI tipi denetleyiciden farklı olarak, PD tipi denetleyicide sistem çıkışı 2 saniyeden daha kısa bir sürede istenilen değere ulaşarak söz konusu denetleyicilere göre üstünlük sağlamıştır.



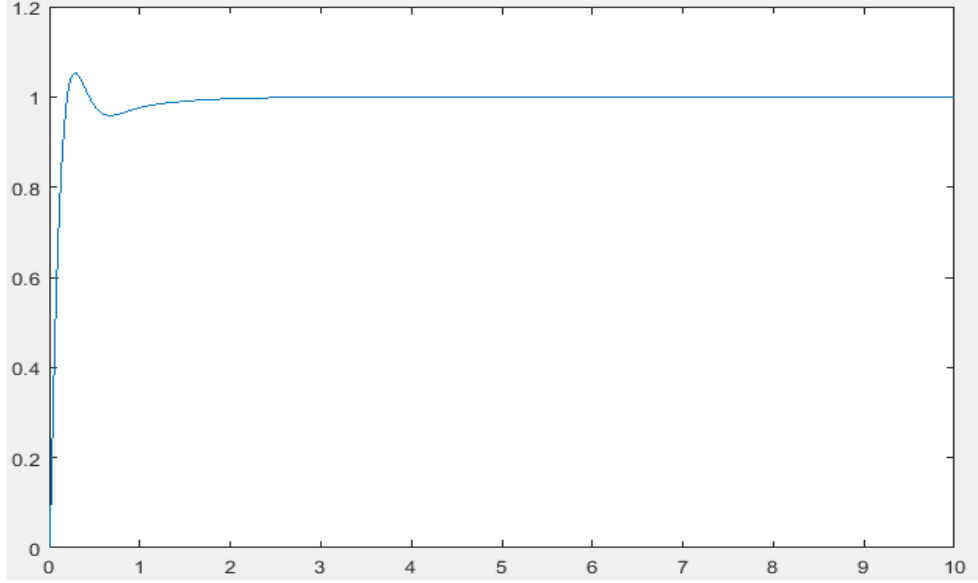
Şekil 4.7. PD denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı

PID tipi denetleyicili sistemde, Matlab/Autotune özelliğinden faydalanılarak K_p katsayısı 15.32, K_i katsayısı 70.14, K_d katsayısı ise 0.67 olacak şekilde belirlenmiştir. Burada hata değerinin 1 ve -0.55 arasında değiştiği ve sonuç olarak 0 değerinde sabit kaldığı görülmüştür.



Şekil 4.8. PID denetleyicili kontrol sistemi yapısı

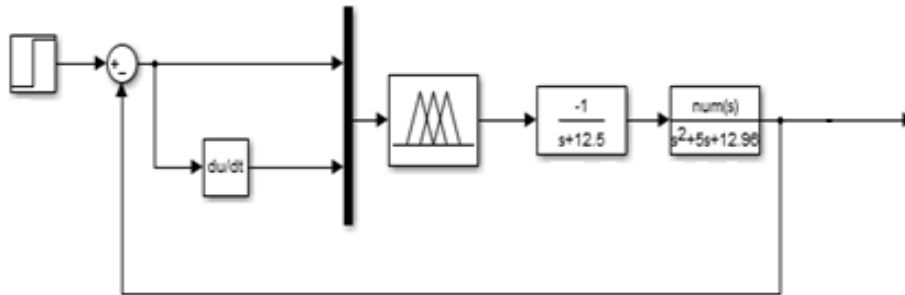
PID tipi denetleyicinin birim basamak cevabında, %6 maksimum aşma görülmüş, kalıcı durum hatasına rastlanmamış, sonuç olarak ise 1 değerinde sabit kaldığı görülmüştür.



Şekil 4.9. PID denetleyicili kontrol sisteminin birim basamak girdiye cevabı

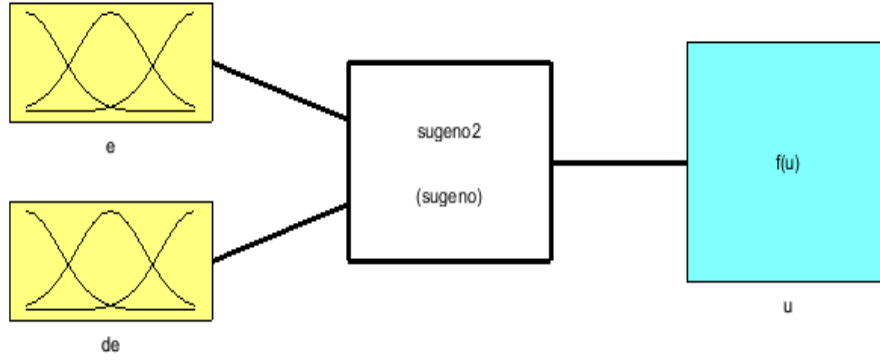
4.3. NAVION Uçağının Yunuslama Açısının Bulanık Denetleyici ile Kontrolü

Bu çalışmada NAVION uçağı için modern denetleyici olarak, geleneksel PD denetleyicinin hata ve hata türevi değerlerini ve denetleyici çıkışını taklit eden bir bulanık denetleyici tasarlanmıştır. Bulanık denetleyici tasarlanırken, giriş değerlerinin üyelik fonksiyonları aralığı bu değerlerle uyum içerisindedir. Benzer şekilde çıkış değerleri de geleneksel PD denetleyici çıkış sinyalini taklit etmektedir. Bulanık denetleyicili sistem yunuslama açısı kontrol sistemi Şekil 4.10 ile verilmiştir.



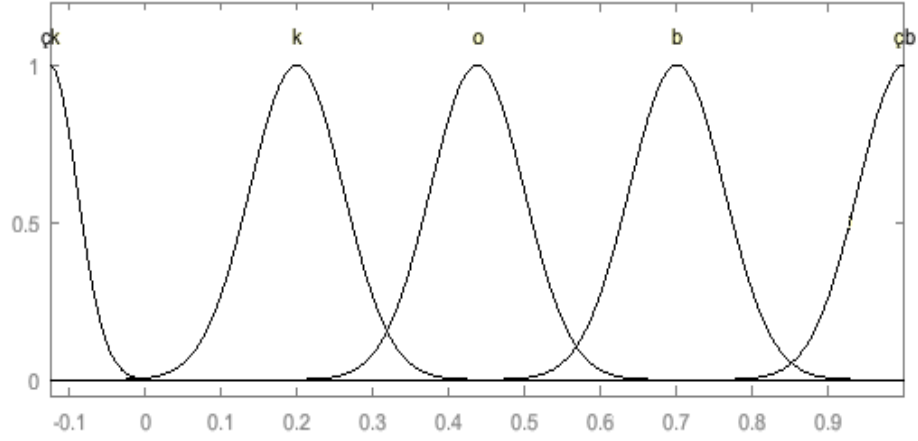
Şekil 4.10. Bulanık denetleyicili kontrol sistemi

Bulanık denetleyicili kontrol sisteminde üyelik fonksiyonları ile temsil edilen blok, bulanık denetleyici bloğudur. Burada ilk giriş hata, 2. giriş ise hatanın türevidir. Çıkış ise geleneksel kontrol sisteminde olduğu gibi u karar sinyali olarak tanımlanmıştır. Bulanık denetleyici blok şeması Şekil 4.11 ile verilmiştir.



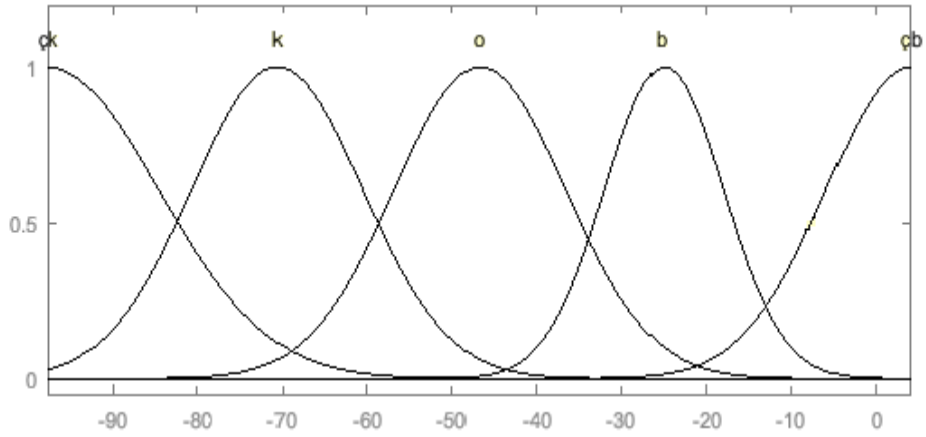
Şekil 4.11. Bulanık denetleyici blok şeması

İlk giriş için tanımlanan hata üyelik fonksiyonu Şekil 4.12 ile verilmiştir. Hata üyelik fonksiyonunda beş adet Gauss üyelik fonksiyonu kullanılmıştır. Burada etkin olması istenen fonksiyon ve kurala göre Gauss fonksiyonlarının orta noktaları ve varyans değerleri değiştirilmiştir. İlgili üyelik fonksiyonları için çk ; çok küçük, k ; küçük, o ; orta, b ; büyük, çb ; çok büyük hata değerleri tanımlanmıştır. Burada $-0.125/1$ aralığı geleneksel PD denetleyicide bulunan hata sapma aralığı olarak alınmıştır.



Şekil 4.12. Hata üyelik fonksiyonu

İkinci giriş olan hatanın türevi içinse benzer şekilde beş adet Gauss üyelik fonksiyonu tanımlanmıştır (Şekil 4.13). Burada bulanık denetleyici sonucu incelenerek istenen çıkış değerine göre Gauss fonksiyonlarının orta değerleri ve varyansları ile değişiklik yapılmıştır. İlgili üyelik fonksiyonları için çk; çok küçük, k; küçük o; orta, b; büyük ve çb; çok büyük türev değerleri tanımlanmıştır. Benzer şekilde geleneksel PD denetleyici ile elde edilen hatanın türevi sapma aralığı da burada giriş değeri için referans aralık olarak kullanılmıştır. Burada çıkış değerleri için $-6.8e+04$ çk olarak, $3.165e+05$ k olarak, $-2.259e+06$ o olarak, $1.086e+06$ b, $1.47e+06$ çb olarak belirlenmiştir.



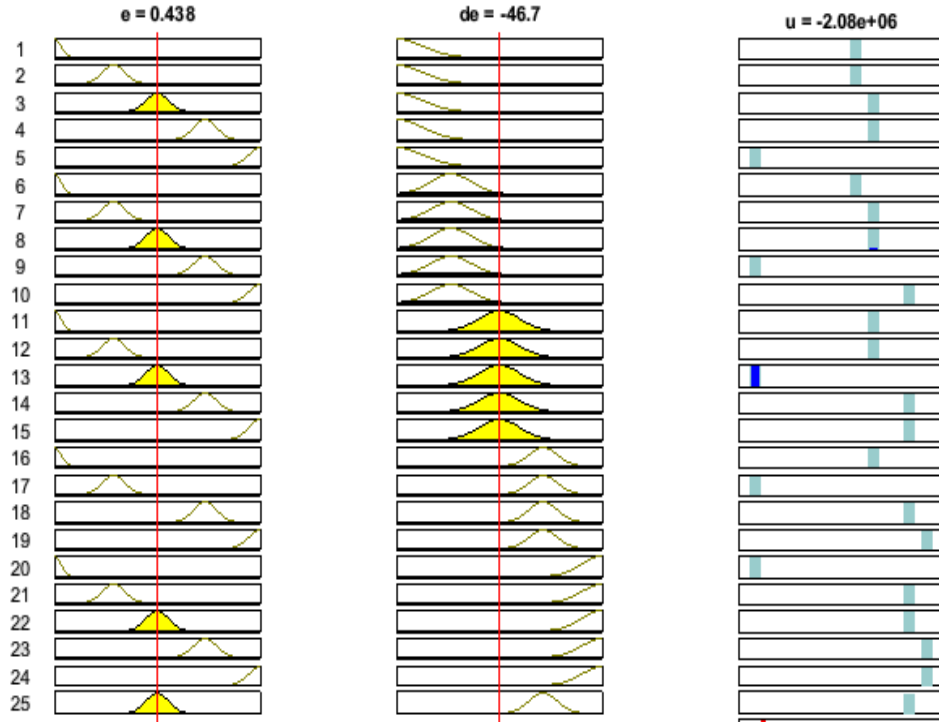
Şekil 4.13. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu

Bulanık mantık uygulamasında giriş sinyalleri ve çıkış sinyalleri arasındaki ilişkiyi gösteren kural tabanı Çizelge 4.2 ile verilmiştir. Burada “EĞER ... ve İSE ...’dır:” şeklinde bir mantık kurulmuş olup örneğin ilk kural ‘Eğer hata değeri çok küçük ve hatanın türevi değeri de çok küçükse, u karar sinyali de çok küçük olsun” şeklindedir. Benzer şekilde yirmi beş adet kural yazılmıştır.

Çizelge 4.2. Kural tabanı

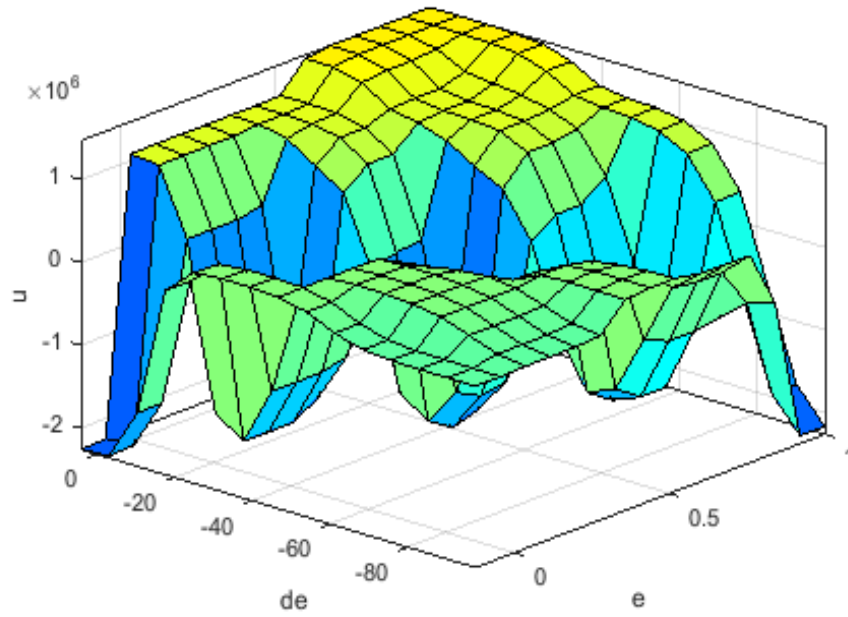
e \ de/dt	çk	k	o	b	çb
çk	çk	çk	k	k	o
k	çk	k	k	o	b
o	k	k	o	b	b
b	k	o	b	b	çb
çb	o	b	b	çb	çb

Kullanılan aralıklar ve oluşturulan kurallar çerçevesinde kuralların uygulanışı Şekil 4.14 ile gösterilmiştir. Burada örneğin hata değeri 0.438, hatanın türevi değeri ise -47.6 iken u karar sinyali 2.08e+06 değerini almaktadır.



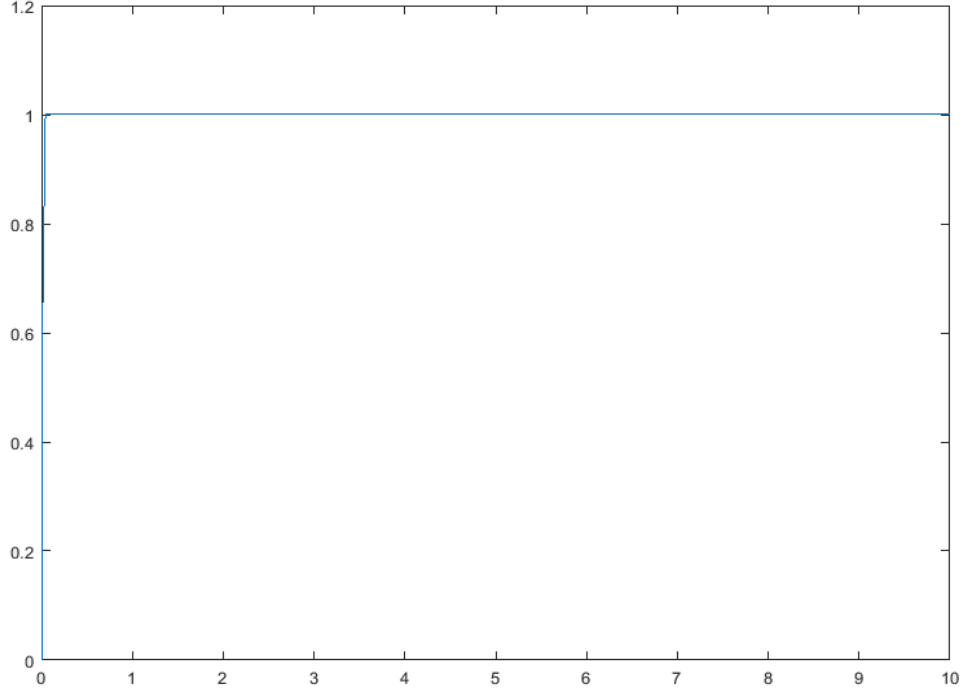
Şekil 4.14. Kural gösterimi

Kural gösterimine benzer şekilde hata, türevi ve kontrol sinyali değerlerinin 3 boyutlu düzlemde izlenebileceği bulanık denetleyici yüzey gösterimi (e, de, u) olarak Şekil 4.15 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.15. Bulanık denetleyici yüzey gösterimi

Bulanık denetleyici ile çalışan kontrol sisteminin birim basamak girdiye olan çıkışı Şekil 4.16 ile gösterilmiştir.



Şekil 4.16. Bulanık denetleyicili kontrol sistemi birim basamak cevabı

Bulanık denetleyicili sistemde aşma ve kalıcı durum hatası görülmemiştir. Sistem çıkışı istenen değere 0.1 saniye gibi çok kısa bir sürede ulaşmıştır.

4.4. Denetleyicilerin Karşılaştırılması

Bu çalışmada geleneksel denetleyicilerden P, PI, PD ve PID tip denetleyiciler ve modern denetleyicilerden bulanık tip denetleyici kullanılmıştır.

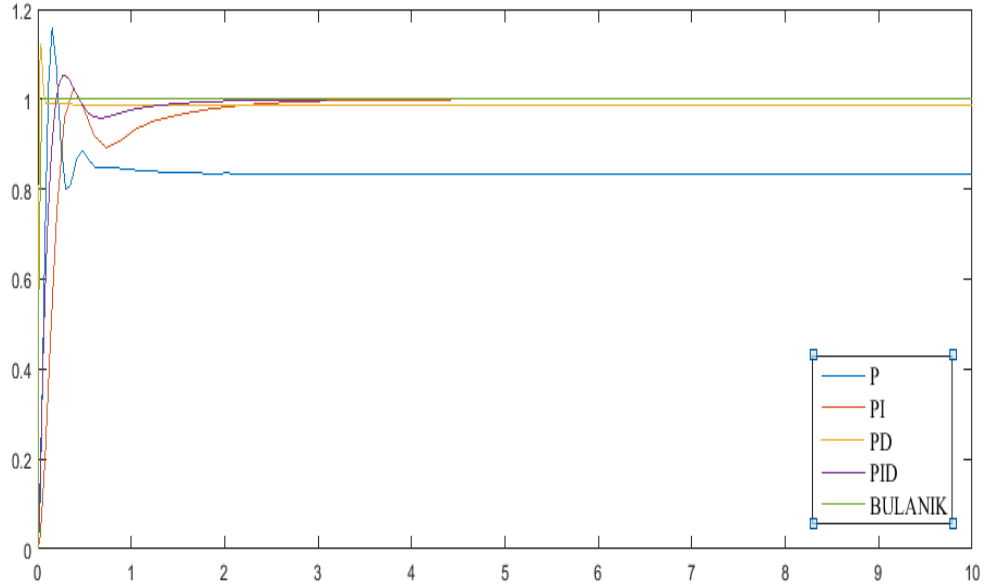
P tipi denetleyicinin NAVION uçağının yunuslama açısı kontrolü için diğer denetleyicilere göre maksimum aşma miktarının ve kalıcı durum hatasının daha çok olduğu, çıkış sinyalinin yaklaşık 3 saniye içinde stabil hale geldiği ve çalışmada mevcut denetleyiciler arasında en düşük performans gösterdiği görülmüştür.

PI tipi denetleyicide maksimum aşma miktarının %3 olduğu, kalıcı durum hatası görülmediği ve çıkış sinyalinin yaklaşık 4 saniye içinde stabil hale geldiği

tespit edilmiştir. Bu durumda PI tipi denetleyicinin çalışmada mevcut olan P tipi denetleyiciden bu kontrol sistemi için daha uygun olacağı saptanmıştır. Bununla birlikte aşma ve kalıcı durum hatası göstermeyen bulanık denetleyiciye göre bu yönlerden ve aynı zamanda bulanık denetleyicinin istenen sistem çıkışına 0.1 saniye gibi çok kısa bir sürede ulaşmasından dolayı bulanık denetleyiciye göre geleneksel PI denetleyicinin daha kötü performans gösterdiği görülmüştür.

PD tipi denetleyicide maksimum aşma miktarının %12 olduğu, %1.5 kalıcı durum hatası olduğu ve çıkış sinyalinin yaklaşık 2 saniye içerisinde stabil hale geldiği görülmüştür. Bu durumda PD tipi denetleyici mevcut sistem için P tipi denetleyiciden her anlamda daha iyi sonuç vermektedir. PI tipi denetleyiciye göre daha çabuk stabil hale gelmesi bir avantajdır ancak daha fazla aşma göstermesi ve az da olsa kalıcı durum hatası vermesi ise dezavantajdır.

PID tipi denetleyicide maksimum aşma miktarının %6 olduğu ve çıkışın istenen referans giriş değerine 3 saniyede ulaştığı görülmüştür. Kalıcı durum hatası görülmemiştir. Bu bakımdan PI tipi denetleyici ile benzer performanslar göstermiş olup mevcut sistem için P ve PD tipi denetleyiciye göre daha iyi performans göstermiştir.



Şekil 4.17. Geleneksel denetleyiciler ve bulanık denetleyici sistem çıktıları

Bulanık denetleyicili sistem çıkışının istenen referans değere 0.1 saniye gibi çok kısa bir sürede aşma ve kalıcı durum hatası olmadan ulaştığı gözlenmiştir. Bu durumda maksimum aşma, kalıcı durum hatası ve oturma zamanı gibi parametreler bakımından bulanık denetleyicinin geleneksel denetleyicilere göre çok daha iyi performans gösterdiği görülmüştür (Şekil 4.17). Mevcut uçak modelinin yunuslama açısı kontrolü için en iyi denetleyicinin bulanık tip denetleyici olduğu sonucuna varılmıştır.

5. SONUÇ

Bu çalışmada 4'ü geleneksel 1'i modern olmak üzere toplam 5 farklı denetleyici modeli incelenmiştir. Elde edilen sonuçlara göre, P tipi denetleyicilerin hassasiyet gerektirmeyen sistemlerde kullanılmasının, PI tipi denetleyicilerin hassas, kararlı ve sıfır hata istenen sistemlerde kullanılmasının, PD tipi denetleyicilerin salınımın orta derecede kabul edilebilir olduğu, hatasız olmasındansa hedefe çabuk ulaşması istenen sistemlerde kullanılmasının, PID tipi denetleyicilerin hassas, hatasız ve kısa sürede hedefe ulaşması beklenen sistemlerde kullanılmasının uygun olduğu görülmüştür.

Bulanık denetleyicilerin hassasiyet gerektiren, kararlı, istikrarlı ve sıfır hata istenen sistemlerde rahatlıkla kullanılabileceği ve kuralların uygulanması bakımından insan düşüncesine en yakın tepki veren sistem olduğu görülmüştür.

İleriki çalışmalarda özellikle tez çalışmasında kullanılan Sugeno tipi bulanık çıkarım motorlu denetleyicinin, ANFIS ile kullanılıp daha iyi performans gösteren denetim yapıları kurulması planlanmıştır.

KAYNAKLAR

- Ali E. (2005), "Automatic Fuzzy Tuning of Proportional-Integral Controllers Based on Time-domain Specifications", *Journal of King Saud University*, 17, Eng. Sci. (2), 171-196.
- Anonim (2015a), "Airplanes: How They Fly"
<https://www.gleim.com/aviation/learn-to-fly/?page=3>
- Anonim (2015b), "Water clock"
http://en.wikipedia.org/wiki/Water_clock
- Ahsan M., Shafique K., Mansoor A. ve Mushtag M. (2013) "Performance Comparison of Two Altitude-Control Algorithms for a Fixed-Wing UAV", IEEE.
- Akyüz S. (2013), *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor) 'nın PD ve Bulanık Kontrolcü Tasarımı ve Benzetim Uygulaması*, Yüksek Lisans Tezi, Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir.
- Alaimo A., Artale V., Milazzo C. L. R. Ve Ricciardello A. (2013), "PID Controller Applied to Hexacopter Flight", *J Intell Robot Syst., Springer Science+Business Media*, Dordrecht.
- Bai Y., Zhuang H. ve Wang D. (2006), *Advanced Fuzzy Logic Technologies in Industrial Applications, AIC*, Springer-Verlag London Limited.
- Bennett S. (1996), "A Brief History of Automatic Control", *IEEE Control Systems*, 0272, 17-25.
- Bhadange S. (2006), *Fuzzy Logic Controller For The Altitude Control of An Unmanned Aircraft Vehicle Using Matlab and Simulink*, Yüksek Lisans Tezi, College of Graduate Studies Texas A&M University, Kingsville.
- Bissell C. C. (2009), "A history of Automatic Control", Springer Handbook of Automation, Ed. By Nof, Shimon Y., Springer, Berlin.
- Bolandi H., Rezaei M., Mohsenipour R., Nemati H., Smailzadeh S. M., (2013), "Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller", *Intelligent Control and Automation*, 4, 335-342, Scientific Research.
- Bouchoucha M., Tadjine M., Tayebi A. ve Müllhaupt P. (2008), "Step by Step Robust Nonlinear PI for Attitude Stabilisation of a Four-Rotor Mini-

- Aircraft”, *16th Mediterranean Conference on Control and Automation Congress Centre*, Ajaccio, France.
- Bresciani T. (2008), *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*, Yüksek Lisans Tezi, Lund Üniversitesi, Otomatik Kontrol Bölümü, İsveç.
- Chen G., ve Pham T. T. (2001), *Introduction to Fuzzy Sets, Fuzzy Logic and Fuzzy Control Systems*, CRC Press, Florida.
- Erginer B., ve Altuğ E. (2007), “Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle”, *Proceedings of the IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, Istanbul.
- Hallick J. (2015), N4892K, <http://navion.com/4892K.html>
- Hong C. H., Choi K. C. ve Kim B. S. (2009), “Applications of Adaptive Neural Network Control to an Unmanned Airship”, *International Journal of Control, Automation, and Systems*, ICROS, KIEE and Springer, 7(6):911-917.
- Jung Y. ve Shim D. H. (2012), “Development and Application of Controller for Transition Flight of Tail-Sitter UAV”, *J Intell Robot Syst*, Springer, 65, 137–152.
- Khan A. A. Ve Rapal N. (2006), “Fuzzy PID Controller: Design, Tuning and Comparison with Conventional PID Controller”, *IEEE*, 1-4244-0457.
- Kıyak E. Ve Kahvecioğlu A. (2003), “Bulanık Mantık ve Uçuş Kontrol Problemine Uygulanması”, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 1, 63-72.
- Kita K., Konno A. ve Uchiyama M. (2010), “Transition between Level Flight and Hovering of a Tail-Sitter Vertical Takeoff and Landing Aerial Robot”, *Advanced Robotics*, 24, 763-781.
- Konar M. (2010), *Bulanık Mantık ve Yapay Sinir Ağları Kullanılarak Uçuş Kontrol Sistemlerine Ait Bazı Parametrelerin Hesaplanması*, Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Kayseri.
- Kurnaz S., Cetin O. ve Kaynak O. (2009), “Fuzzy Logic Based Approach to Design of Flight Control and Navigation Tasks for Autonomous Unmanned Aerial Vehicles”, *J Intell Robot Syst*, 54, 229-244.
- Li J. ve Li Y. (2011), “Dynamic Analysis and PID Control for a Quadrotor”, *Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, Beijing, China.

- Liu H. H. T. (2003), ““PID” Type Control for Multiple Performance: A Flight Control Study”, *Proceedings of the American Control Conference*, Denver, Colorado, IEEE.
- Lungu M. A., Lungu R., Sepcu L. C. ve Popescu M. X. (2010), “Automatic Control System of the Aircraft’s Yaw Angle Using a Proportional-Integrator-Derivative Control Law”, *Annals of DAAAM for 2010 & Proceedings of the 21st International DAAAM Symposium*, Volume 21, No 1, 83-84.
- Malaek S. M. B., Sadati N., Izadi H. Ve Pakmehr M. (2004), “Intelligent Autolandng Controller Design using Neural Networks and Fuzzy Logic”, *5th Asian Control Conference*, 365-373.
- Mamdani E. H. , Assillian S. (1973), “An Experiment in Linguistic Synthesis Wtih a Fuzzy Logic Controller”, *J. Human Computer Studies*, *Queen Mary Collage*, London University, U.K.
- Murali S. (2013), “Autopilot Design for Navion Aircraft Using Intelligent Controllers”, *IJSER*, 2229-5518, 107-110.
- Nelson R., (1998), *Flight Stability and Automatic Control*, WCB McGraw-Hill
- Nho K. ve Agarwal K. R. (2000), “Automatic Landing System Design Using Fuzzy Logic”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 23, 298-304.
- Prabhudas M. ve Nagababu V. (2013), “A Fuzzy Logic Strategy on Attitude Controlling of Longitudinal Autopilot for Better Disturbance Rejection”, *IJERT*, 2278-0181, 2, 186-190.
- Preeti ve Beniwal N. S. (2012), “Comparison of Conventional and Fuzzy P/PI/PD/PID Controller for Higher Order Nonlinear Plant with High Dead Time”, *IJSRP*, 2, 2250-3153.
- Rahim M. ve Malaek S. M. B. (2011), “Aircraft terrain following flights based on fuzzy logic”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 83, 94-104.
- Robin A. (2005), *Design of A Flight Controller For An X4-Flyer Rotorcraft*, Yüksek Lisans Tezi, Makine ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Huntsville, Alabama.

- Savran A., Tasaltin R. ve Becerikli Y. (2006), "Intelligent adaptive nonlinear flight control for a high performance aircraft with neural networks", *ISA Transactions*, Volume 45, Number 2, 225–247.
- Sanchez E. N., Becerra H. M., ve Velez C. M. (2005), "Combining fuzzy and PID control for an unmanned helicopter", *NAFIPS 2005 Annual Meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society*, IEEE, 235-240.
- Şen Z.,(2002) *Bulanık Mantık ve Modelleme İlkeleri*, Bilge Sanat Yapım Yayınları, İstanbul.
- Toha S.F., ve Tokhi M.O. (2011), "PID and inverse-model-based control of a twin rotor system", *Cambridge University Press*, Cambridge Journals, U.K.
- Turkoglu K., Ozdemir U., Nikbay M. ve Jafarov E.M., (2008), "PID Parameter Optimization of an UAV Longitudinal Flight Control System", *World Academy of Science, Engineering and Technology, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*.
- Vaishnav S. R. ve Khan Z. J. (2007), "Design and Performance of PID and Fuzzy Logic Controller with Smaller Rule Set for Higher Order System", *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science*, San Francisco, USA, 978-988-98671-6-4.
- Visioli A., (2006), *Practical PID Control*, Springer - Verlag London Limited.
- Zadeh, L. A., (1998), *Commercialism and Human Values*, Azerbaijan International, Spring (6.1), 65.
- Wahid N. ve Hassan N. (2012), "Self-tuning Fuzzy PID Controller Design for Aircraft Pitch Control", *Third International Conference on Intelligent Systems Modelling and Simulation*, IEEE.