

**UYARLANABİLİR SİNİRSEL BULANIK
ÇIKARIM SİSTEMİ (ANFIS) İLE BİR
İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN UÇUŞ KONTROLÜ**

Yüksek Lisans Tezi

Ozan Durmaz

Eskişehir-2015

**UYARLANABİLİR SİNİRSEL BULANIK ÇIKARIM SİSTEMİ (ANFIS)
İLE BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN UÇUŞ KONTROLÜ**

Ozan Durmaz

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Emre Kıyak

Eskişehir

Anadolu Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Aralık, 2015

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Ozan Durmaz'ın “Uyarlanabilir Sinirsel Bulanık Çıkarım Sistemi (ANFIS) ile Bir İnsansız Hava Aracının Kontrolü” başlıklı Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 28.12.2015 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. Emre KIYAK
Üye : Yrd. Doç. Dr. Gülay ÜNAL
Üye : Yrd. Doç. Dr. Hasan Serhan YAVUZ

Enstitü Müdürü

ÖZET

UYARLANABİLİR SİNİRSEL BULANIK ÇIKARIM SİSTEMİ (ANFIS) İLE BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN UÇUŞ KONTROLÜ

Ozan DURMAZ

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı
Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Aralık, 2015

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Emre KIYAK

Bu çalışmada, insansız bir hava aracı olan Telemaster uçağının, DATCOM yazılımı yardımıyla kararlılık türevleri bulunmuştur. Bu kararlılık türevleri ile hava aracının matematiksel bir modeli MATLAB Simulink ortamında oluşturulmuştur. Belirlenmiş performans kriterlerini sağlayacak şekilde hız, yükseklik ve sapma açısı PID denetleyicileri tasarlanmıştır. Tasarlanan PID denetleyicileri ile eğitilen sinir ağı yardımıyla, bir bulanık mantık denetleyicilerinin parametreleri bulunmuştur. Önceden belirlenmiş, rüzgârlı hava koşullarını içeren bazı senaryolarda PID ve ANFIS denetleyicilerinin performansları karşılaştırılmıştır.

Anahtar Sözcükler: İHA, Bir Uçağın Matematiksel Modellenmesi, Uçuş Kontrol, PID, Bulanık Mantık, Sinir ağı, ANFIS

ABSTRACT

FLIGHT CONTROL OF AN UNMANNED AIRCRAFT BY ADAPTIVE NEURO-FUZZY INFERENCE SYSTEM (ANFIS)

Ozan DURMAZ

Aviation Electrics and Electronics Program

Anadolu University, Graduate School of Sciences, December, 2015

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Emre KIYAK

In this study, the stability derivatives of Telemaster unmanned aircraft are found by DATCOM software. Using this data, the mathematical model of the aircraft is created in the MATLAB Simulink environment. According to some predetermined performance constraints, speed, altitude and yaw angle PID controllers are designed. The parameters of ANFIS controllers are determined by trained neural networks with the designed PID controllers. The performances of ANFIS and PID controllers are tested in some scenarios which consists of windy conditions.

Keywords: UAV, Mathematical Modelling of an Aircraft, Flight Control, PID, Fuzzy Logic, Neural Networks, ANFIS

.../.../20...

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalardan bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilemeyen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Anadolu Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara razı olduğumu bildiririm.

Ozan durmaz

TEŐEKKÖR

Bu çalışmada yardımlarından ve desteklerinden dolayı danıőmanım Sayın Yrd. Doç. Dr. Emre Kıyak'a teőekkÖr ederim.

Ozan DURMAZ

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI.....	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
ÇİZELGELER DİZİNİ	xi
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xii
1. GİRİŞ.....	1
2. MATEMATİKSEL MODEL	3
2.1. Koordinat Sistemleri	3
2.2. Kararlılık Türevlerinin Belirlenmesi.....	4
2.3. Uçak Hareket Denklemleri	6
3. PID DENETLEYİCİ TASARIMI	13
3.1. PID Denetleyici.....	13
3.2. Uzunlamasına Hareket Kontrol Bloğu	14
3.3. Yanlamasına Hareket Kontrol Bloğu	16
4. BULANIK MANTIK DENETLEYİCİ	17
4.1. Bulanık Mantık Kümeleri ve Üyelik Fonksiyonları	18
4.2. ANFIS Denetleyici Tasarımı.....	27
5. BENZETİM SONUÇLARI	29
5.1. PID Denetleyici.....	30
5.2. ANFIS Denetleyici	31
5.3. Benzetim Senaryoları	37
5.3.1. Senaryo 1.....	37

	<u>Sayfa</u>
5.3.2. Senaryo 2.....	38
5.3.3. Senaryo 3.....	38
6. SONUÇ.....	40
KAYNAKÇA.....	41
ÖZGEÇMİŞ	

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. Yere göre eksen	3
2.2. Uçağa göre eksen	4
2.3. Uçağın hareket dinamiklerine ait blok diyagram	8
2.4. Telemaster İHA'nın DATCOM yazılımıyla oluşturulmuş 3D modeli	12
3.1. Hız denetleyicisi blok diyagramı	14
3.2. Hız denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap	14
3.3. Yükseklik denetleyicisi blok diyagramı	15
3.4. Yükseklik denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap	15
3.5. Sapma açısı denetleyicisi blok diyagramı	16
3.6. Sapma açısı denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap	16
4.1. Klasik küme gösteriminde hızlı arabalar	19
4.2. Bulanık küme gösteriminde hızlı arabalar	20
4.3. Yamuk üyelik fonksiyonu	20
4.4. Üçgen üyelik fonksiyonu	21
4.5. Gauss üyelik fonksiyonu	21
4.6. Çan üyelik fonksiyonu	22
4.7. Bulanık mantık kümelerinde birleşim işlemi	23
4.8. Bulanık mantık kümelerinde kesişim işlemi	23
4.9. Bulanık mantık kümelerinde değilleme işlemi	23
4.10. Klasik küme gösteriminde hız sınıflandırılması	24
4.11. Bulanık küme gösteriminde hız sınıflandırılması	24
4.12. Bulanık mantık karar verme mekanizması	25
4.13. Mamdani-tipi karar verme mekanizması	25
4.14. Surgeno-tipi karar verme mekanizması	26
4.15. ANFIS mimarisi	27
5.1. Sapma açısı denetleyicisi eğitimi için verine referans sinyal	29
5.2. Yükseklik denetleyicisi eğitimi için verine referans sinyal	29
5.3. Referans y-pozisyonu girdisine PID denetleyicisinin verdiği cevap	30
5.4. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yatış açısının değişimi	30
5.5. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde hız değişimi	31
5.6. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yükseklik değişimi	31

5.7. Referans y-pozisyonu girdisine ANFIS denetleyicisinin verdiği cevap	31
5.8. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yatış açısının değişimi...	32
5.9. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde hızın değişimi.....	32
5.10. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yüksekliğin değişimi ...	32
5.11. Hata üyelik fonksiyonu	33
5.12. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu	33
5.13. Sapma açısı ANFIS denetleyicisinin davranış grafiği	34
5.14. Sapma açısı ANFIS denetleyicisinin kuralları	34
5.15. Hata üyelik fonksiyonu	35
5.16. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu	35
5.17. Hız üyelik fonksiyonu.....	35
5.18. Yükseklik ANFIS denetleyicisinin davranış grafiği	36
5.19. Yükseklik ANFIS denetleyicisinin kuralları.....	36
5.20. Y-pozisyonu için ANFIS ve PID denetleyicileri tepkileri (rüz. 45°).....	37
5.21. Y-pozisyonu için ANFIS ve PID denetleyicileri tepkileri (rüz. -45°)	38
5.22. Referans yükseklik girdisine ANFIS ve PID denetleyicilerinin tepkileri.....	38

ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1. Telemaster insansız hava aracına ait kararlılık türevleri	5
---	---

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

- İHA: İnsansız Hava Aracı
PID: Proportional-Integral-Derivative
KKD: Kayma Kipli Denetleyici
ANFIS: Adaptive Neuro Fuzzy Inference System
 V : Havaya Göre Hız
 α : Hücüm Açısı
 β : Yana Kayma Açısı
 p : Uçağa Göre x Eksenindeki Açısal Hız Değişimi
 q : Uçağa Göre y Eksenindeki Açısal Hız Değişimi
 r : Uçağa Göre z Eksenindeki Açısal Hız Değişimi
 ψ : Sapma Açısı
 θ : Yunuslama Açısı
 ϕ : Yatış Açısı
 I_x : Yatış Eylemsizlik Momenti
 I_y : Yunuslama Eylemsizlik Momenti
 I_z : Sapma Eylemsizlik Momenti
 I_{xz} : x ve y Eksenlerindeki Eylemsizlik Momenti
 δ_e : İrtifa Dümenindeki Değişim
 δ_a : Kanatçıklardaki Değişim

Alt ve üst indisler

- L: Taşıma
D: Sürüklenme
 y : Yer Eksen Takımına Göre
 u : Uçak Eksen Takımına Göre
 k : Kararlılık Eksenine Göre
 m : Kütle

1. GİRİŞ

İnsansız hava araçlarının, hem sivil hem askeri alanlardaki önemi günümüzde artık yadsınamaz bir gerçektir. Otonom uçuş yapabilme kabiliyeti özellikle askeri anlamda riskleri büyük ölçüde azaltmaktadır. Bu tip hava araçlarının otonom kontrolü günümüz araştırmacılarının önemli konularından birisi olmuştur. Bir hava aracı için otopilot tasarımını zor yapan başlıca engellerden birisi uçağın aerodinamik parametrelerinin yeterince kesin olarak bilinmemelerinden kaynaklanır. Bu parametreler uçağın o andaki hücum açısı, kayma açısı... vb. daha birçok değere bağlıdır. Bu açıdan tasarlanan denetleyicilerin bu parametrelerin değişimlerine çok fazla duyarlı olmamaları istenilmektedir [1].

Hava aracının yatış (roll), yunuslama (pitch), sapma (yaw) hareketleri birbirleri ile ilişkilidir. Özellikle İHA'nın hızı ile yunuslama hareketi arasındaki bağ diğerlerine göre nispeten daha önemlidir. Bu iki hareket için ayrı denetleyiciler tasarlamak dengesiz sonuçlar doğurabilmektedir. Özellikle küçük boyutlu İHA'larda bu belirsizlikler ve dinamikler arası ilişkiler kontrolü zorlaştırmaktadır. PID denetleyiciler güvenilirlikleri nedeniyle bu alanda çok kullanılmaktadırlar. B. Kada ve ark. (2011), yaptıkları çalışmada, insansız hava araçlarında kullanılmak üzere, PID denetleyicileri gürbüz çalışacak şekilde tasarlayabilmek için bir yöntem geliştirmişlerdir [2]. Sonny Adiansyah lineer ve lineer olmayan İHA modelleri kullanarak PID ve bulanık mantık denetleyicileri tasarladı. Bu denetleyicilerin performanslarını gerçek bir uygulamayla test etti [3].

Uçuş kontrolünde kullanılan klasik kontrol yöntemlerinin yanı sıra, Xu H. ve ark. (2004), hipersonik bir uçağın lineer olmayan uzunlamasına modeli için kayma kipli denetleyici (KKD) tasarladılar. Tasarlanan denetleyicinin uçağın parametrelerinin belirsizliğinden daha az etkilenmesi için tasarlanan KKD adaptif bir hale çevrildi [4]. Kurmar S. R. ve ark. yaptıkları çalışmada, durağan, sabit hızla hareket eden ve manevra halindeki hedefleri vurabilmek için, bir füzeye, kayma kipli denetleyici tasarladılar ve nümerik simülasyonlarda test ettiler [5].

Bickraj K. ve ark. (2006), küçük boyutlu insansız hava araçları için, bulanık mantık denetleyicisi tasarladılar. Bu tip bir tasarımın çok az işlemci gücüne ihtiyaç duyacağı ve küçük uygulamalar için çok uygun olduğu yaptıkları çalışmada vurgulanmıştır. Bulanık mantık denetleyicisinin kurallarını bulmak için bir sinir ağı kullanmanın uygun ve kolay olduğu yaptıkları çalışmada aktarılmıştır [6]. Bu tip neuro-fuzzy hibrit sistemlere ANFIS

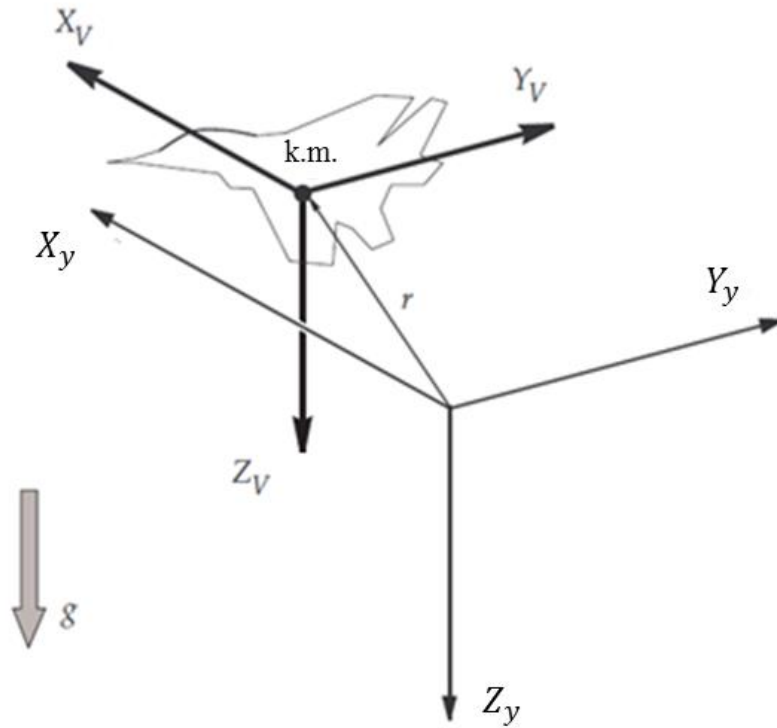
denilmektedir. Bilinmeyen ve değişken ortamlarda, mantık yürütebilme ve öğrenebilme kabiliyeti ANFIS ile tasarlanmış denetleyicileri üstün kılmaktadır. Lineer olmayan durumlarda PID denetleyiciler yeniden yapılandırılmaya ihtiyaç duyarken, ANFIS bu tip durumlara herhangi bir müdahale olmaksızın, uyum sağlayabilmektedir. Farid A.M. ve ark (2013), PID denetleyici kullanılarak eğitilmiş bir ANFIS denetleyicisinin performansını test etmişlerdir. PID denetleyicilerin basit ve kolay olduğu ancak döngü ve değişken dinamik karaktere sahip modellerin kontrolünde yetersiz kaldıkları vurgulanmıştır. Yapılan benzetimlerde, yanlamasına hareket için tasarlanan ANFIS denetleyicisinin, klasik PID denetleyicilerinden üstün olduğu anlaşılmıştır [7]. Kurnaz S. ve ark. bir insansız hava aracını yunuslama açısı, yatış açısı ve gaz pedalını kontrol eden üç bulanık mantık denetleyicisi kullanmışlardır. Aynı şekilde bulanık mantık denetleyicisinin parametrelerini MATLAB'da yer alan ANFIS uygulaması ile eğitilen sinir ağlarında elde etmişlerdir. Eşzamanlı kazanç ayarlı PID denetleyicilerinin yüksek performans ve güvenilirliğe sahip olduğu ancak bu tasarım için sistemin lineer analizinin yapılmasının gerektiği anlatılmıştır. Bu analiz yükünün bulanık mantık denetleyicilerde olmadığı ve bu zor sürece gerek olmadan kararlı ve hızlı cevap verebilen bir sistem yapmanın mümkün olduğu yapılan çalışmada gösterilmiştir [8].

Bu tez çalışmasında, küçük boyutlu insansız bir hava aracı olan Telemaster modeli kullanılmıştır. Uçağın geometrik yapısı kullanılarak, DATCOM yazılımı ile uçağın kararlılık türevleri elde edilmiştir. Uçağın lineer olmayan matematiksel modeli MATLAB Simulink ortamında ifade edilmiştir. Uçak yanlamasına ve uzunlamasına olmak üzere iki ana kontrol bloğu ile modellenmiştir. Bu bloklarda bir klasik kontrol metodu olan PID denetleyiciler kullanılmıştır. Yanlamasına hareket için tasarlanan blok, kanatçıları kullanarak yatış açısını dolayısıyla, sapma açısını kontrol etmektedir. Uzunlamasına hareket için tasarlanan blok ise gaz komutu ve irtifa dümenini kullanarak uçağın hız ve yüksekliğini kontrol etmektedir. Oluşturulan bu denetleyiciler için ayrı ayrı performans kriterleri belirlenmiştir. Hız değerinin uçağın dinamikleri üzerinde çok büyük bir etkisi olduğundan belirli bir hız değerinde, belirli kriterlere göre dizayn edilmiş bir PID denetleyici farklı hız değerlerinde aynı performansı verememektedir. Bu bakımdan, farklı hız değerleri için tasarlanan PID denetleyicileri verileri ile eğitilmiş sinir ağları ve bu işlemde ortaya çıkan kuralları kullanan, bulanık mantık denetleyicileri tasarlanmıştır. Tasarlanan PID ve ANFIS denetleyicilerinin performansları değişik senaryolarda test edilmiştir.

2. MATEMATİKSEL MODEL

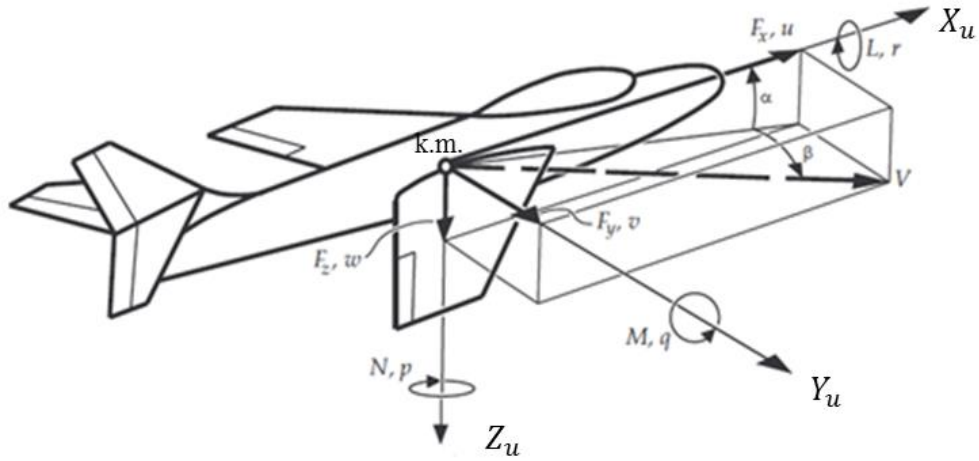
2.1. Koordinat Sistemleri

Bu çalışmada hava aracının durumunu ve uzayda konumunu bulabilmek adına kullanılan üç ana koordinat sistemi mevcuttur. Bunlar; yere göre, uçağa göre ve kararlılık eksenleri olarak belirtebilir. Yere göre eksen $\{X_y, Y_y, Z_y\}$ ile Şekil 2.1’de gösterilmektedir. Bu eksen uçağın yere göre konumunu belirlemede kullanılmaktadır (x, y, z) .



Şekil 2.1. Yere göre eksen [9]

Uçağa göre eksen $\{X_u, Y_u, Z_u\}$ ile gösterilmekle birlikte, uçağın konum bilgileri hariç bütün durumlarını hesaplamak için kullanılmaktadır. Şekil 2.2’ de uçağa göre eksen takımını gösterilmiştir. Burada α hücum açısını, β ise yana kayış açısını göstermektedirler. V ile belirtilen vektör ise uçağın hız vektörüdür. Kararlılık eksenini ise $\{X_k, Y_k, Z_k\}$ ile gösterilir. Uçak bir yan hıza sahip olmadığı zaman ($\beta = 0$), OX_s uçuş yönünü gösterecektir.



Şekil 2.2. Uçağa göre eksen [9]

Uçağın hareket denklemleri hesaplanırken bahsedilen eksen takımları kullanılacaktır.

2.2. Kararlılık Türevlerinin Belirlenmesi

Bu tez çalışmasında küçük boyutlu insansız bir hava aracı olan Telemaster seçilmiştir. Uçağın matematiksel modelinin çıkarılabilmesi için kararlılık türevlerinin biliniyor olması gerekmektedir. Bu parametreler rüzgâr türbinlerinde yapılan testlerle bulunmaktadır. Ancak Amerikan Hava Kuvvetleri'ne ait DATCOM adlı yazılım sayesinde bilgisayar ortamında bu parametreleri yaklaşık olarak elde etmek mümkündür. Bu yazılım kararlılık türevleri belirlenmek istenilen hava aracının geometrik yapısına ihtiyaç duyar. Girilen geometriyle, veri tabanında var olan daha önce değişik geometrilerle yapılmış bilgileri karşılaştırır ve kullanıcının girdiği geometriye en uygun kararlılık türevlerini verir. Uçağın temel özellikleri Çizelge 2.1'de gösterilmiştir. Daha sonra, bulunan kararlılık türevleri yardımıyla uçak üzerine etki eden kuvvet ve momentler bulunacaktır. Oluşturulan lineer olmayan model bazı denge noktalarında doğrusallaştırılıp, bu noktalara göre denetleyici tasarımları yapılacaktır. Bu denge noktalarına en büyük etkiyi uçağın hızının yaptığı gözlenmiştir. Bu yüzden farklı hız değeri için uzunlamasına ve yanlamasına kontrol blokları ayrı ayrı ayarlanmaktadır.

Çizelge 2.1. Telemaster insansız hava aracına ait kararlılık türevleri

C_{D_0}	0.034
C_{D_a}	0.4412
C_{D_q}	0
$C_{D_{de}}$	0.009
C_{L_0}	0.246
C_{L_a}	5.432
C_{L_q}	4.011
$C_{L_{de}}$	0.24
C_{Y_0}	0
C_{Y_b}	-0.388
C_{Y_p}	-0.04
C_{Y_r}	0
$C_{Y_{da}}$	0
C_{l_0}	0
C_{l_b}	0
C_{l_p}	-0.45
C_{l_r}	-0.048
$C_{l_{da}}$	0.1413
C_{m_0}	0
C_{m_a}	-0.917
C_{m_q}	-10.096
$C_{m_{de}}$	-0.7602
C_{n_0}	0
C_{n_B}	0.3329
C_{n_P}	-0.047
C_{n_R}	-0.075
$C_{n_{da}}$	0

2.3. Uçak Hareket Denklemleri

İnsansız hava aracının lineer olmayan matematiksel bir modelini oluşturabilmek için, uçağın hareket denklemlerinin bilinmesi gerekmektedir. Bu amaçla, DATCOM yazılımı yardımı ile bulunan kararlılık türevleri kullanılarak uçağa etki eden aerodinamik güç ve momentler bulunmuştur. Uçağın matematiksel modelinin oluşturulmasında FDC toolbox'tan yararlanılmıştır. Aerodinamik güç ve moment bileşenlerini aşağıda verilen denklem takımları ile tanımlanmaktadır:

$$C_{X_a} = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_q} \frac{qc}{V} + C_{X_{\delta_e}} \delta_e \quad (2.1)$$

$$C_{Y_a} = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a \quad (2.2)$$

$$C_{Z_a} = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_q} \frac{qc}{V} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e \quad (2.3)$$

$$C_{l_a} = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a \quad (2.4)$$

$$C_{m_a} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{qc}{V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \quad (2.5)$$

$$C_{n_a} = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a \quad (2.6)$$

Bu denklemlerde X, Y ve Z alt simgeleri sırasıyla uçağa bağlı x, y ve z eksenlerindeki aerodinamik güç bileşenlerini ifade etmektedir. Aynı şekilde l, m ve n alt simgeleri de sırasıyla uçağa bağlı x, y ve z eksenlerindeki aerodinamik moment bileşenlerini göstermektedir [10]. Bu denklemlerden insansız hava aracına etkileyen aerodinamik güç ve momentler, uçağa ait geometrik bilgiler ve o anda uçağa etkileyen dinamik basınç kullanılarak aşağıda verilen denklemlerle açıklanmıştır [9]:

$$X_a = C_{X_A} q_{dyn} S \quad (2.7)$$

$$Y_a = C_{Y_A} q_{dyn} S \quad (2.8)$$

$$Z_a = C_{Z_A} q_{dyn} S \quad (2.9)$$

$$L_a = C_{l_A} q_{dyn} S b \quad (2.10)$$

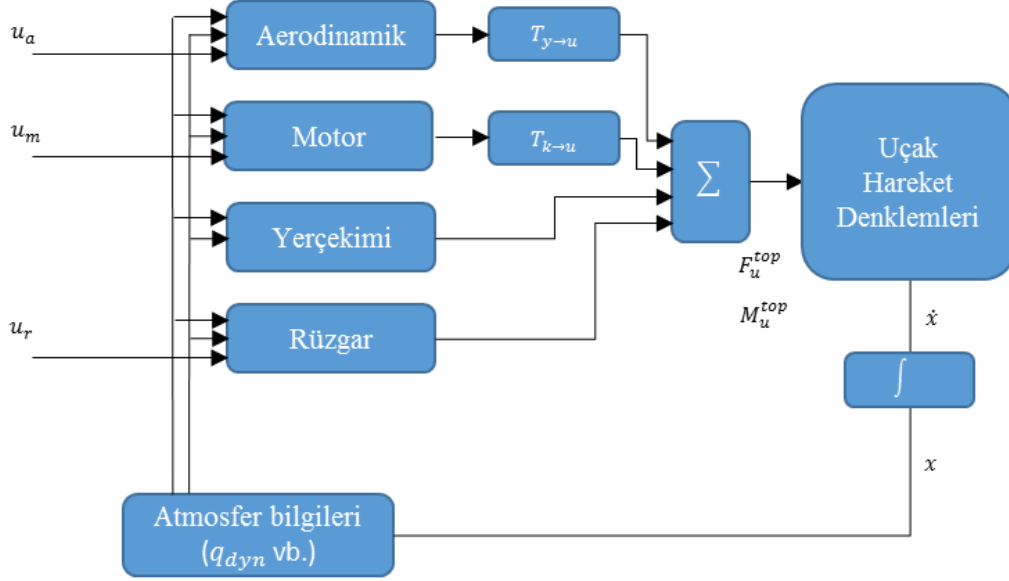
$$M_a = C_{m_A} q_{dyn} S c \quad (2.11)$$

$$N_a = C_{N_A} q_{dyn} S b \quad (2.12)$$

Burada, ' q_{dyn} ' dinamik basıncı, 'S' kanat alanını, 'c' kanadın veter uzunluğunu ve 'b' kanat açıklığını ifade etmektedir. Bulunan güçler Newton (N), momentler ise Newton metre (Nm) cinsindedir. Uçağa etkiyen aerodinamik güç ve momentler daha sonra yer çekimi ve motor itkisi etkisiyle oluşan kuvvet ve momentlerle toplanmaktadır. Uçakta yer alan motor tepkisi doğrusal tanımlanmıştır. Motor en fazla 15 Newton kuvvet üretebilmektedir. Denklemlerde yer alan δ_e ve δ_a sırasıyla, irtifa dümeni ile kanatçıklardaki değişimleri göstermektedir. İrtifa dümeni ve kanatçıklarda yer alan çalıştırıcılar Eşitlik 2.13'te ifade edilmiştir. Bu eyleyicilerin hareketleri $\pm 30^\circ$ 'de sınırlandırılmışlardır.

$$G_{eyl} = \frac{15}{s+15} \quad (2.13)$$

Telemaster insansız hava aracına ait lineer olamayan matematiksel modeli Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3. Uçağın hareket dinamiklerine ait blok diyagram

Şekil 2.3'te yer alan u_a , u_m ve u_r sırasıyla, aerodinamik girdileri δ_e ve δ_a , gaz kolu komutunu ve rüzgar girdilerini göstermektedir. Hesaplanan kuvvet ve momentler daha sonra gerekiyorsa uçağa göre eksen takımına göre ifade edilmektedirler. Uçağa etki eden bütün kuvvet ve momentler toplandıktan sonra, oniki adet denklem sayesinde insansız hava aracının tüm durumları elde edilebilir. Bu çalışmada bu oniki durum Şekil 2.3'te de görülen ' x ' vektörü içerisinde tanımlanmaktadır. Bu vektörün içeriği Eşitlik 2.14'te verilmiştir.

$$x = (V, \alpha, \beta, p, q, r, \psi, \theta, \phi, x_y, y_y, z_y) \quad (2.14)$$

Bu denklemde ' V ' uçağın hızını, ' α ' hücum açısını, ' β ' yana kayma açısını göstermektedir. ' p, q, r ' parametreleri ise sırasıyla, uçağa göre eksen takımı üzerinde x, y, z yönlerindeki açısal hız değişimlerini vermektedir. Aynı şekilde ' ψ, θ, ϕ ' parametreleri uçağa göre eksen takımı üzerinde x, y, z yönlerindeki açılarını göstermektedir. ' x_y, y_y, z_y ' değerleri ise insansız hava aracının dünya üzerindeki konumunu bulmak için kullanılmaktadır. Şekil 2.3'te görüldüğü gibi başlangıç durumu bilinen bir uçağın durum vektörünün değişimi hesaplanır (\dot{x}) ve bir integral yardımıyla anlık durum vektörü hesaplanmaktadır (x). Böylece t anındaki durum alınabilmektedir.

İnsansız hava aracının durumlarının değişimi Newton'un ikinci yasası kullanılarak hesaplanmaktadır. Bu yasa ile kuvvet ve moment Eşitlik 2.15 ve 2.16'da gösterildiği gibi ifade edilmektedir.

$$F = m\left(\frac{\partial V}{\partial t} + \Omega x V\right) \quad (2.15)$$

$$M = \frac{\partial(I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega \times (I \cdot \Omega) \quad (2.16)$$

Eğer lineer ve açısal ivmeleri denklemin sol tarafına taşırsak:

$$\frac{\partial V}{\partial t} = \frac{F}{m} - \Omega x V \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial \Omega}{\partial t} = I^{-1}(M - \Omega \times I \cdot \Omega) \quad (2.18)$$

Burada 'I' uçağın eylemsizlik momenti matrisini temsil etmektedir. Bu matris denklem 2.19'da gösterilmektedir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Uçağımız xz düzlemine göre simetrik olduğu için I_{xy} ve I_{yz} değerleri sıfırdır. Ancak I_{xz} uçak xy düzlemine göre simetrik olmadığından sıfırdan farklıdır. Bu çalışmada kullanılan Telemaster uçağında $I_{xx} = 0,21 \text{ kg/m}^2$, $I_{yy} = 0,31 \text{ kg/m}^2$, $I_{zz} = 0,48 \text{ kg/m}^2$ ve $I_{xz} = 0,0132 \text{ kg/m}^2$ olarak alınmıştır. Eşitlik 2.17 ve 2.18'i kullanarak uçağa göre eksen takımına göre insansız hava aracının hız durumlarındaki değişimler aşağıda verilen denklemler ile bulunur:

$$\dot{u} = \frac{F_X}{m} - qw + rv \quad (2.20)$$

$$\dot{v} = \frac{F_Y}{m} - ru + pw \quad (2.21)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} - pv + qu \quad (2.22)$$

Eşitlik 2.20, 2.21 ve 2.22’de kullanılan u, v, w parametreleri sırasıyla x, y ve z eksenlerindeki hızları ifade etmektedir. Aynı şekilde açışal hızların değişimleri Eşitlik 2.23, 2.24 ve 2.25’te yer alan diferansiyel denklemlerle ifade edilmiştir

$$\begin{aligned} \dot{p} = & P_{pp}p^2 + P_{pq}pq + P_{pr}pr + P_{qq}q^2 + P_{qr}qr + P_{rr}r^2 + P_lL \\ & + P_mM + P_nN \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} = & Q_{pp}p^2 + Q_{pq}pq + Q_{pr}pr + Q_{qq}q^2 + Q_{qr}qr + Q_{rr}r^2 + Q_lL \\ & + Q_mM + Q_nN \end{aligned} \quad (2.24)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} = & R_{pp}p^2 + R_{pq}pq + R_{pr}pr + R_{qq}q^2 + R_{qr}qr + R_{rr}r^2 + R_lL \\ & + R_mM + R_nN \end{aligned} \quad (2.25)$$

Eşitlik 2.23, 2.24, 2.25’te verilen denklemlerde kullanılan $P_{pp}, P_{pq}, \dots, R_n$ terimleri uçağın eylemsizlik momentlerinden elde edilmektedir. Uçağın durum değişimlerinin bulunduğu \dot{x} vektöründe yer alan hız değişimi (\dot{V}) Eşitlik 2.26’daki gibi bulunmaktadır:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \frac{1}{m} (F_x \cos \alpha \cos \beta + F_y \sin \beta + F_z \sin \alpha \sin \beta) \\ & - (qw_w - rv_w + \dot{u}_w) \cos \alpha \cos \beta \\ & + (pw_w - ru_w - \dot{v}_w) \sin \beta - (pv_w - qu_w \\ & + \dot{w}_w) \sin \alpha \cos \beta \end{aligned} \quad (2.26)$$

Uçağın sahip olduğu hücum açısındaki ve kayma açısındaki değişimi hesaplamak için Eşitlik 2.27 ve 2.28’den yararlanılmıştır. Bu denklemlerde yer alan F_x, F_y, F_z İHA’ya uygulanan toplam kuvveti göstermektedirler. Bu denklemlerde yer alan ‘y’ alt simgesi yere göre eksen takımı, ‘u’ altsimgesi ise uçağa göre olan eksen takımını ifade etmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = \frac{1}{V \cos \beta} \left\{ \frac{1}{m} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha) \right. \\ \left. - (pv_u - qu_u + \dot{w}_u) \cos \alpha \right. \\ \left. + (qw_u - rv_u + \dot{u}_u) \sin \alpha \right\} + q - (p \cos \alpha \\ + r \sin \alpha) \tan \beta \end{aligned} \quad (2.27)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = \frac{1}{V} \left\{ \frac{1}{m} (-F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta - F_z \sin \alpha \sin \beta) \right. \\ \left. + (qw_u - rv_u + \dot{u}_u) \cos \alpha \sin \beta \right. \\ \left. + (pw_u - ru_u - \dot{v}_u) \cos \beta + (pv_u - qu_u \right. \\ \left. + \dot{w}_u) \sin \alpha \sin \beta \right\} \end{aligned} \quad (2.28)$$

Uçağın gerçek hız, hücum açısı, kayma açısı ve dönüş hızlarının değişimlerini veren diferansiyel denklemler bulunduktan sonra insansız hava aracının yere göre konumunun bulunması gerekmektedir. Uçağın yere göre konumunun, dolayısıyla yere göre yüksekliğinin bulunması, o irtifadaki dış etkenlerin bulunmasında kullanılmaktadır. Ayrıca uçağın üç boyutlu uzayda yere göre konumunun bilinmesi seyrüsefer uygulamaları içinde kullanılabilir olacaktır. Uçağın sahip olduğu Euler açıları Eşitlik 2.29, 2.30, 2.31’te gösterilmektedir.

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (2.29)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.30)$$

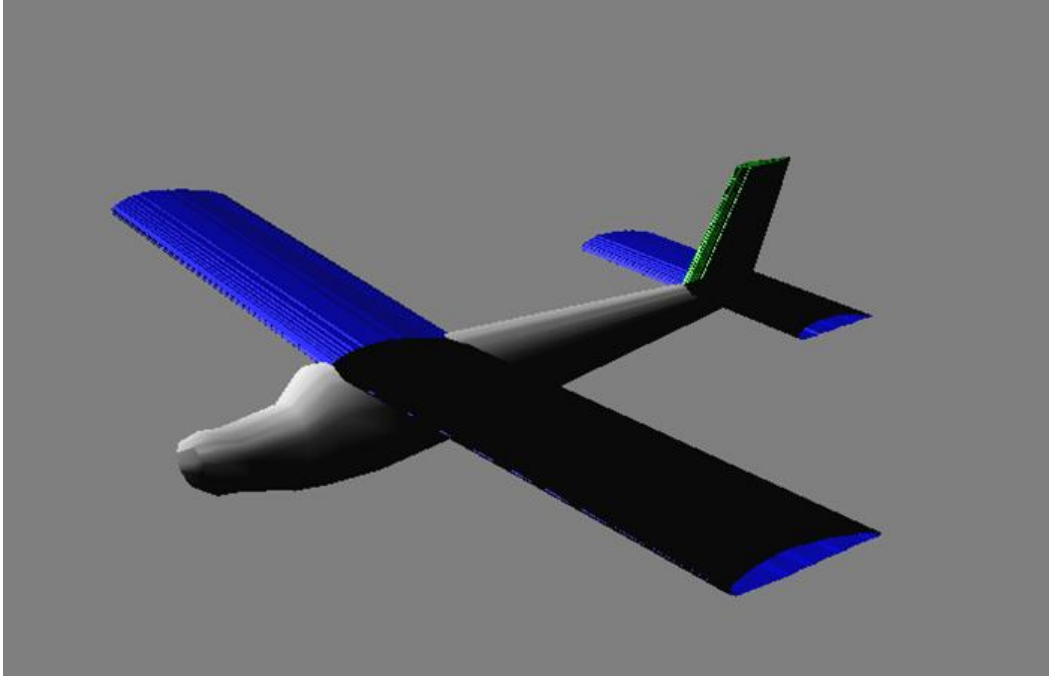
$$\dot{\phi} = p + \dot{\psi} \sin \theta \quad (2.31)$$

Uçağın yere göre konumu ise Eşitlik 2.32, 2.33 ve 2.34’de yer alan diferansiyel denklemlerle bulunmaktadır.

$$\begin{aligned} \dot{x}_y = \{u_y \cos \theta + (v_y \sin \phi + w_y \cos \phi) \sin \theta\} \cos \psi \\ - (v_y \cos \phi - w_y \sin \phi) \sin \psi \end{aligned} \quad (2.32)$$

$$\begin{aligned} y_y = \{ & u_y \cos \theta + (v_y \sin \phi + w_y \cos \phi) \sin \theta \} \sin \psi \\ & + (v_y \cos \phi - w_y \sin \phi) \cos \psi \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$z_y = -u_y \sin \theta + (v_y \sin \phi + w_y \cos \phi) \cos \theta \quad (2.34)$$



Şekil 2.4. Telemaster İHA'nın DATCOM yazılımıyla oluşturulmuş 3D modeli [10]

Şekil 2.4'te DATCOM yazılımı yardımıyla oluşturulan Telemaster uçağının matematiksel modelinin üç boyutlu gösterimi yer almaktadır.

3. PID DENETLEYİCİ TASARIMI

3.1. PID Denetleyici

PID (oransal-integral-türevsel) denetleyiciler güvenilirlikleri nedeniyle özellikle endüstride çok yaygın olarak kullanılmaktadırlar. PID'ler referans olarak belirlenen değer ile var olan değer arasındaki farka göre bir çıkış üretmektedirler [10,11]. Bu denetleyiciler, hatanın şimdiki ve geçmişteki değerleri ve hatanın artış hızı bilgilerinden yararlanarak, üç farklı katsayı ile çıkışı ayarlar. Bu üç katsayıyı şu şekilde açıklayabiliriz:

- Oransal katsayı (K_p)

$$u(t) = K_p e(t) + u_b \quad (3.1)$$

Burada K_p oransal katsayıdır. Çıkış, kontrol hatasının büyüklüğü ile orantılıdır.

- İntegral katsayısı (K_i)

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (3.2)$$

Burada K_i integral kazançtır. Geçmiş hataların toplamını kullanarak çıkışa katkı yapar. İntegral fonksiyonunun kullanılmasının başlıca nedeni sistemin sabit halinde (steady state durumunda) hatanın sıfıra gitmesini sağlamaktır.

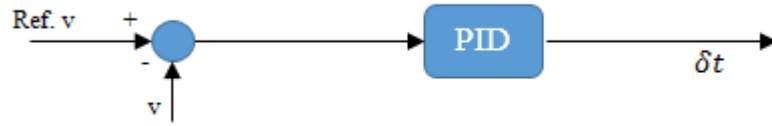
- Türevsel katsayı (K_d)

$$u(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.3)$$

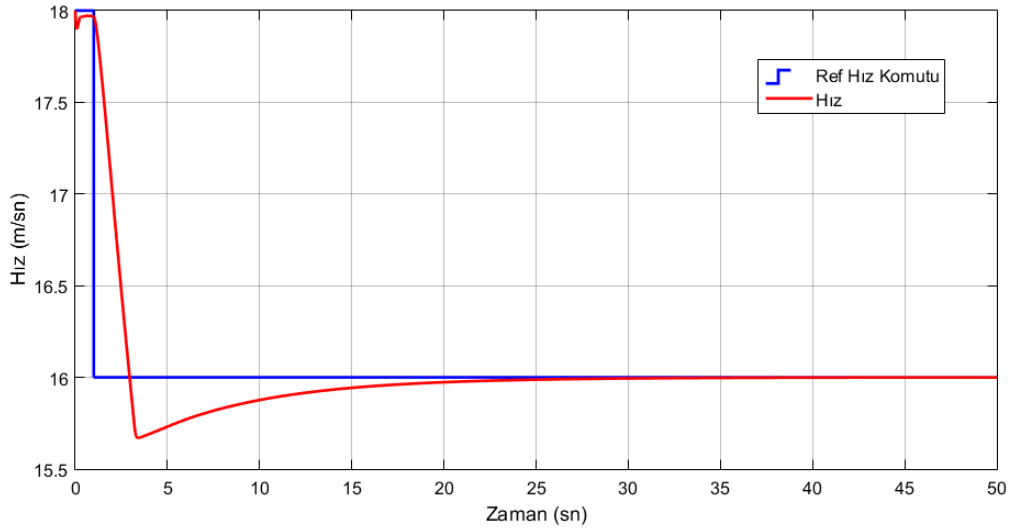
Türevsel katsayı, gelecekte oluşacak hatayı tahmin ederek bir çıkış oluşturur. K_d türevsel katsayı olup, sistemin yerleşme zamanını kısaltmaya ve hedefi aşma oranını azaltmaya yardımcı olur. Aynı zamanda denetleyicinin tepkisini de hızlandıracaktır.

3.2. Uzunlamasına Hareket Kontrol Bloğu

Bu çalışmada kullanılan Telemaster insansız hava aracının kontrolünde, 2 ana denetleyici bloğu kullanılmıştır. Uzunlamasına blokta uçağın hızı ve yüksekliği kontrol edilmektedir. Bu blokların tasarımında PID denetleyiciler kullanılmıştır. Uçağın hızını kontrol edebilmek için basit bir PID denetleyicisi tasarlanmıştır. Bu denetleyici algılayıcılardan uçağın o anki hızını alarak referans olarak istenilen hız ile arasındaki hatadan bir çıktı üretmektedir. Bu denetleyiciye ait blok diyagramı Şekil 3.1’de gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Hız denetleyicisi blok diyagramı



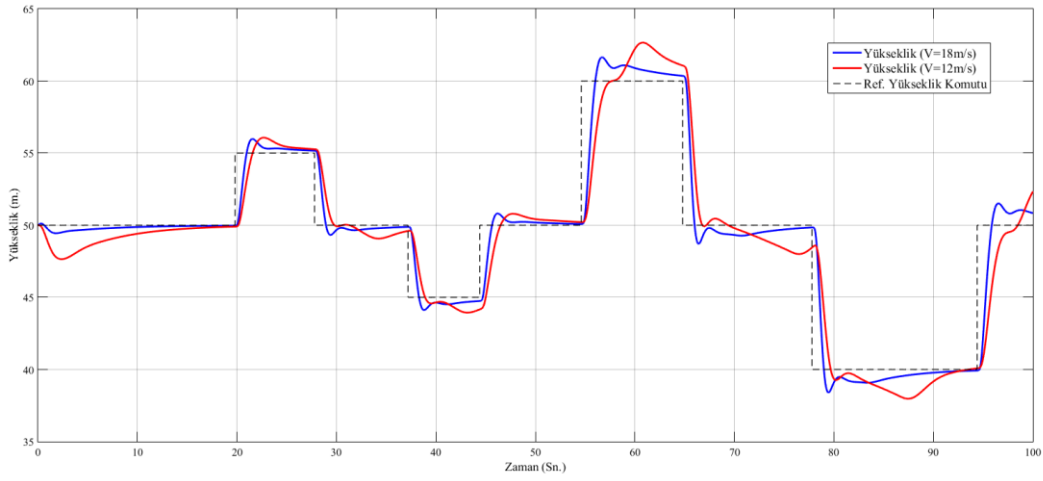
Şekil 3.2. Hız denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap

Hava aracının yüksekliğini kontrol etmek için referans yükseklik ile mevcut yükseklik arasındaki hatayı kullanan bir PID tasarlanmıştır. Bu PID'nin tepkisini hızlandırmak için çıkış yunuslama açısı (θ) ve yunuslama açısının hızı (q) ile toplanmıştır. Uçak düz uçuş halindeyken yunuslama açısı ve bu açının değişim hızı sıfıra yaklaşacaktır. Bu denetleyici yapısı Şekil 3.3’de gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Yükseklik denetleyicisi blok diyagramı

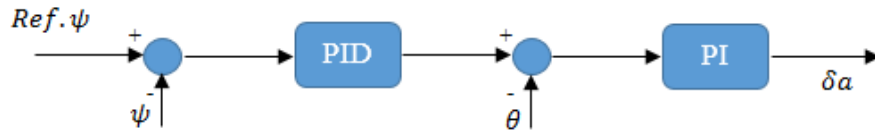
Yükseklik denetleyicisinin performansı, uçağın hızına göre farklı performanslar göstermektedir. Bu farkı gösterebilmek için hava aracının 18m/s hızı için konfigure edilmiş, aynı hızdaki PID cevabıyla, 12m/s hızdaki cevaplar Şekil 3.4'de karşılaştırılmıştır.



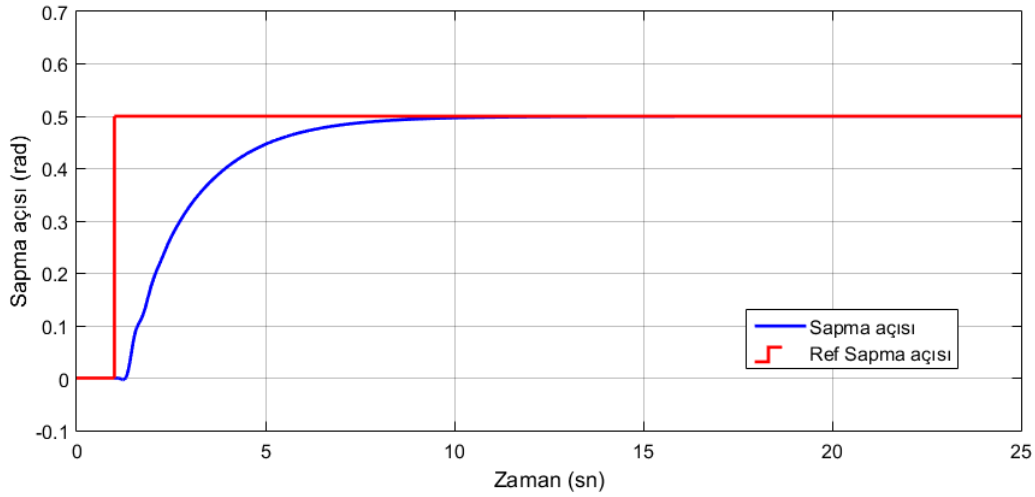
Şekil 3.4. Yükseklik denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap

3.3. Yanlamasına Hareket Kontrol Bloğu

Bu blokta, uçağın sapma açısı denetlenmiştir. Referans olarak verilen sapma açısı ve mevcut sapma açısı arasındaki hata kullanılarak bir PID denetleyicisinden yatış açısı komutu elde edilmiştir. Bu elde edilen komut, o anki yatış açısıyla karşılaştırılarak bir PI denetleyicisiyle kanatçıklara girdi olarak aktarılmaktadır. Üretilen yatış açısı $\pm 30^\circ$ 'de, uçağın güvenliği için sabitlenmiştir. Şekil 3.5'de sapma açısı denetleyicisi görülmektedir.



Şekil 3.5. Sapma açısı denetleyicisi blok diyagramı



Şekil 3.6. Sapma açısı denetleyicisinin referans hız girdisine verdiği cevap

4. BULANIK MANTIK DENETLEYİCİ

İnsanların, karşılaştıkları sorunlara çözüm bulma becerileri sayesinde hayatta kalabildikleri ortadadır. İnsan beyninin çok fazla veriyi kısa bir sürede işleyebildiği bilinmektedir. Bilim insanları ve mühendisler, insan beynin bu yeteneklerini, günümüz problemlerine çözüm olabilecek şekilde uyarlamaya çalışmaktadırlar. İnsan zekâsının başarısının bilgi ve deneyim ile arttığı ortaya konulmuştur. Çalışmalar sonucu yapay zekâ algoritmaları olarak isimlendirilen bazı metotlar ortaya çıkmıştır [12].

Bulanık mantık kümeleri 1965 yılında Zadeh tarafından ortaya atılmıştır. Zadeh bu çalışmasında bazı belirsizlikler karşısında elindeki bilgiyi manipüle ederek çözüme gitmeyi amaçlamıştır. İnsanlar o zamana kadar olayları 0 ve 1 olarak kesin bir biçimde açıklamaya çalışmışlardır. Ancak Zadeh bu yenilikçi yaklaşımıyla probleme yeni bir bakış açısı kazandırmıştır. Bu yeni tekniğe ‘Bulanık Mantık’ denilmektedir [13]. Bulanık mantığa göre bir varlık hem 0 hem de 1 kümesine dâhil olabilir. Bu metotta üyelik fonksiyonları mevcuttur. Bir varlığın herhangi bir kümeye üyelik derecesi (0,1) arasında bir değer ile ifade edilmektedir. Bulanık mantık terimi, kesin numaralar yerine sözel parametrelerle ifade edilmektedir. Örnek olarak ‘*araba çok hızlı*’ cümlesinde *çok*, bulanık değişkeni olan *hızlı* kelimesinin büyüklüğü hakkında bilgi vermektedir [14]. Bu şekilde insan düşünme stili taklit edilmeye çalışılmıştır.

Bulanık mantık, yapay zekâ algoritmaları ve klasik kontrol yöntemleri arasında bir köprü oluşturmaktadır. Bulanık mantık, karmaşık kontrol problemlerinin çözümünde, klasik kontrol yöntemlerine göre, çoğu durumda, daha kesin sonuçlar verebilmektedir. Bulanık mantık metodu aşağıda verilen bölümlerden oluşmaktadır [15]:

- a) **Bulanıklaştırma:** Bu bölümde analog olan girdiler sözel nesnelere ifade edilmektedir. *Hızlı, yavaş, soğuk* gibi ya da daha genel bir ifadeyle çok büyük, büyük, sıfır, küçük, çok küçük şeklinde bir dizilim kullanılmaktadır. Bu sözel değişkenler sadece nesnenin sadece hangi kümeye ait olduğu hakkında bilgi vermez, aynı zamanda nesnenin bir kümeye olan üyelik derecesi hakkında da bilgi vermektedir.
- b) **Sonuç çıkarma:** Bu bölümde girdi olarak verilen sözel değişkenler bulanık mantık kurallarına (EĞER A ise O HALDE B yap gibi) çevrilmektedir. Örnek olarak “EĞER araba hızlı ise O HALDE gücü sıfır yap” gibi cümleler verilebilir. İki tip sonuç çıkarma metodu mevcuttur, Surgeno-tipi ve Mamdani-

tipi. Mamdani-tipi metotta çıkışta bulanık bir küme olarak ele alınmaktadır. Surgeno-tipi ise çıkışa tekil cevaplar vermektedir. Buda Surgeno-tipi sonuç çıkarma yöntemini modellemede ve matematiksel işlemlerde daha avantajlı konuma getirmektedir.

- c) **Durulaştırma:** Bu bölümde sonuç çıkarma bölümünden alınan büyüklüğü belli sözel değişkenler analog değişkenlere geri çevrilmektedir. Temel olarak iki metot kullanılmaktadır. Maksimum durulaştırma metodunda çıkış en fazla ağırlığı olan sözel değişken olarak seçilirken, merkez durulaştırma metodunda, bütün çıkış fonksiyonlarının etkisi hesaba alınmaktadır.

Bulanık mantık başlarda batı kültüründe kabul görmemesine rağmen günümüzde endüstriyel alanda kullanılmaktadır. 1975 yılında Mamdani ve Assilian, bir buhar türbinini bulanık mantık denetleyicisi ile kontrol etmişlerdir. Daha sonra Japonya'nın bulanık mantık metodu ile teknolojik ürünler geliştirmesiyle batı dünyasında da önem kazanmıştır. Bulanık mantık daha sonra cep bilgisayarlarında el yazısı tanımda, tek tuşla çalışan bulaşık makinelerinde hatta deprem tahminlerinde kullanılmaktadır.

Bulanık mantık, matematiksel bir modele gereksinim duymaması, programlamasının basit ve anlaşılır olması ve lineer olmayan sistemleri daha kolay modellenmesi gibi avantajlara sahiptir. Üyelik fonksiyonlarını belirlemek için bazı yapay zekâ tekniklerinden yararlanılmaktadır. Bazı çalışmalarda üyelik fonksiyonları genetik algoritma yöntemiyle belirlenmektedir. Belirsiz ve değişken parametrelerin olduğu durumlarda bulanık mantık denetleyicilerinin iyi performans gösterdikleri bilinmektedir. Bu yüzden insansız bir hava aracının kontrolünde kullanılabilir bir yöntemdir. Ancak üyelik fonksiyonlarını belirlemek için belirli bir yol bulunmamaktadır. Bulanık mantığın kurallarını belirlemek zordur. Bir bulanık mantık denetleyicisinin performansı tasarlayan kişinin uzmanlığına bağlıdır [16].

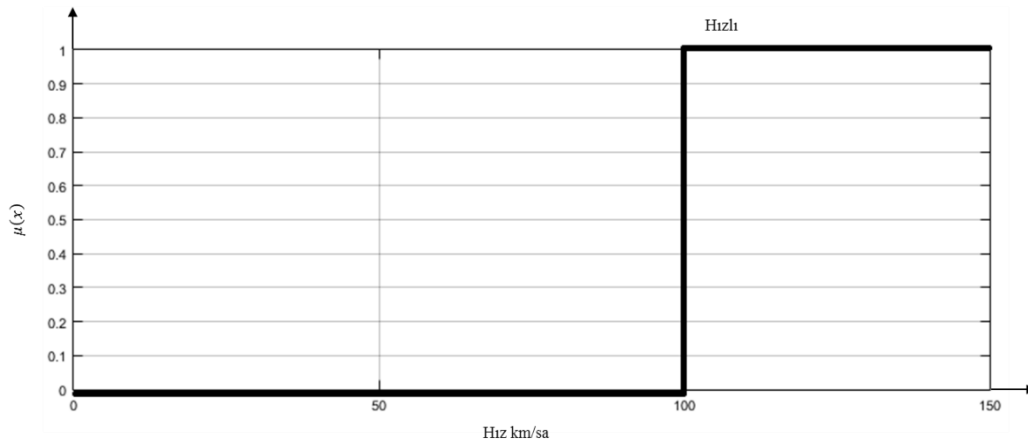
4.1. Bulanık Mantık Kümeleri ve Üyelik Fonksiyonları

Klasik kümeler söz konusu iken bir eleman ya bir kümeye üyedir ya da değildir. Ancak bulanık mantık kümelerinde bir elemanın üyelik derecesinden bahsedilir. Klasik kümelerde bir arabanın hızını (x) tanımlamak için oluşturulan kümelerden, söz konusu araba ya 'hızlı' (A) kümesine dâhildir ya da değildir [17]. Bu ilişki şu şekilde gösterilmektedir:

$\mu(x) = 1$ eğer x tamamen A içerisindeyse

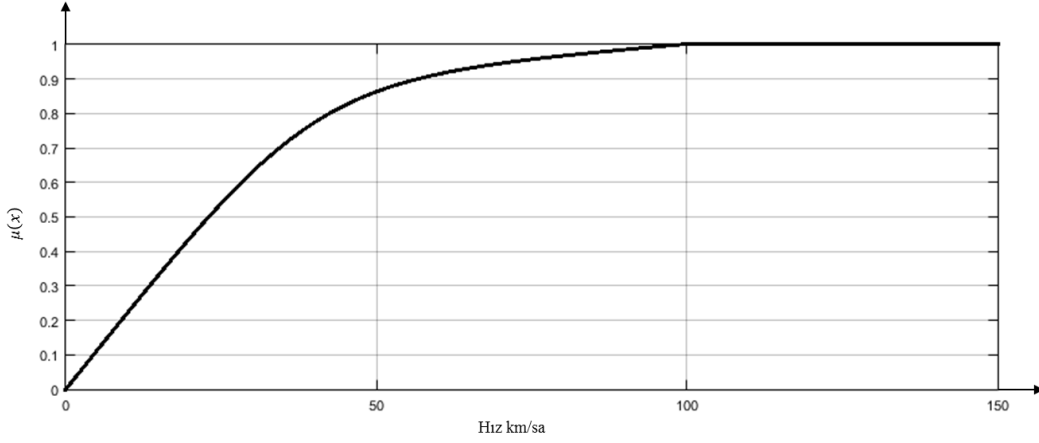
$\mu(x) = 0$ eğer x A içerisinde değilse

Bulanık mantık kümesinde ise x değişkenin A kümesine ne kadar üye olduğunda dair bilgi verilir. Bu durumda üyelik fonksiyonu $\mu(x): X \rightarrow [0,1]$ fonksiyonu ile tanımlanabilir. Örnek vermek gerekirse, şu şekilde bir klasik küme tanımı yapabiliriz ‘hızı 100 km/sa’ın üzerinde olan arabalar hızlıdır.’ Bu kümeye ait grafiği Şekil 4.1’de gösterilmektedir.



Şekil 4.1. Klasik küme gösteriminde hızlı arabalar

Klasik küme tanımında bir elemanın üyeliği çok keskin sınırlarla belirlenmektedir. Ancak bulanık mantık kümelerinde bir elemanın üyeliği önceden tanımlanan bir fonksiyon olan $\mu(x)$ ile üyelik fonksiyonuna taşınır. Bu elemanın (A) kümesine üyelik değeri $[0,1]$ arasında bir değerle gösterilmektedir. Eleman tamamen (A) kümesinin içerisinde olmasa bile $[0,1]$ arasında bir oranla (A) kümesindedir. Şekil 4.2’de buna dair bir gösterim mevcuttur.



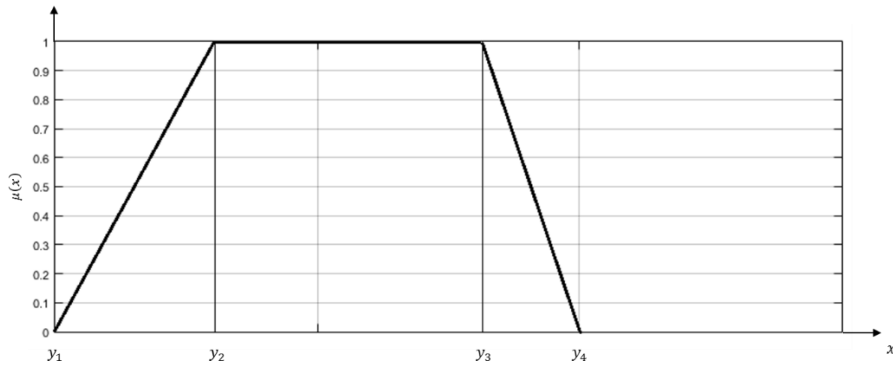
Şekil 4.2. Bulanık küme gösteriminde hızlı arabalar

Eğer söz konusu uzayda çok sayıda x elemanı mevcutsa A bulanık kümesi Eşitlik 4.1’de görüldüğü gibi ifade edilmektedir.

$$A = \frac{\mu(x_1)}{x_1} + \frac{\mu(x_2)}{x_2} + \dots = \sum_i \frac{\mu(x_i)}{x_i} \quad (4.1)$$

Üyelik fonksiyonları değişik biçimlerde seçilebilmektedir. Yamuk, üçgen, Gauss ve çan fonksiyonları popüler olarak kullanılmaktadır. Eşitlik 4.2’de bir yamuk üyelik fonksiyonu gösterilmektedir.

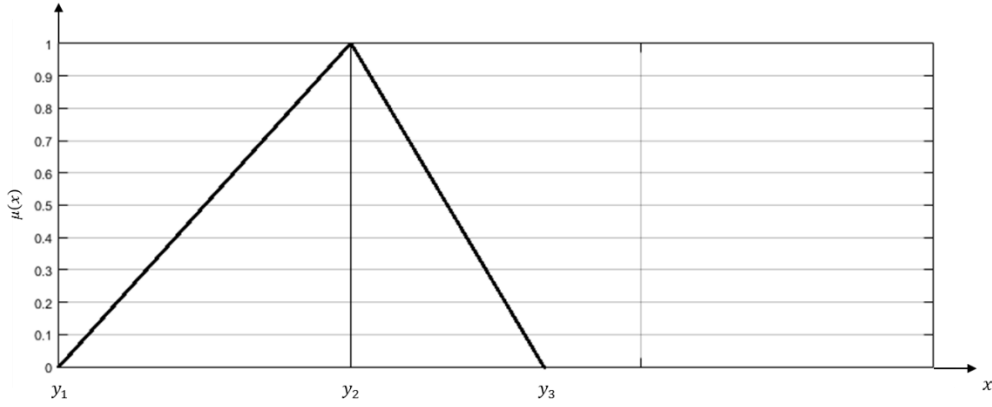
$$\mu_y(x) = \begin{cases} 0, & x \leq y_1 \\ \frac{x - y_1}{y_2 - y_1}, & y_1 \leq x \leq y_2 \\ 1, & y_2 \leq x \leq y_3 \\ \frac{y_4 - x}{y_4 - y_3}, & y_3 \leq x \leq y_4 \\ 0, & y_4 \leq x \end{cases} \quad (4.2)$$



Şekil 4.3. Yamuk üyelik fonksiyonu

Üçgen üyelik fonksiyonunun matematiksel ifadesi Eşitlik 4.3'te verilmiştir. Bir üçgen üyelik fonksiyonu ise Şekil 4.4'te görülmektedir.

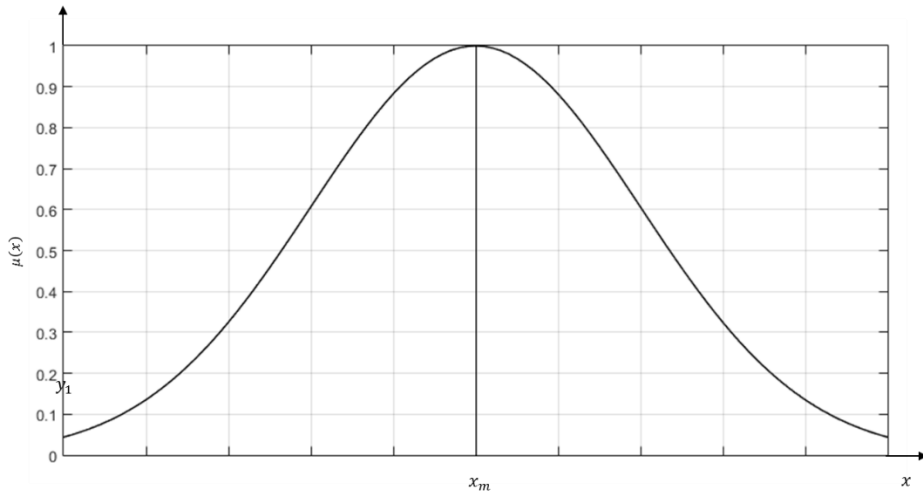
$$\mu_{\tilde{u}}(x) = \begin{cases} 0, & x \leq y_1 \\ \frac{x - y_1}{y_2 - y_1}, & y_1 \leq x \leq y_2 \\ \frac{y_3 - x}{y_3 - y_2}, & y_2 \leq x \leq y_3 \\ 0, & y_3 \leq x \end{cases} \quad (4.3)$$



Şekil 4.4. Üçgen üyelik fonksiyonu

Gauss üyelik fonksiyonu Eşitlik 4.4'te ifade edilmiştir. Burada x_m fonksiyonun merkezini, σ ise varyansını göstermektedir.

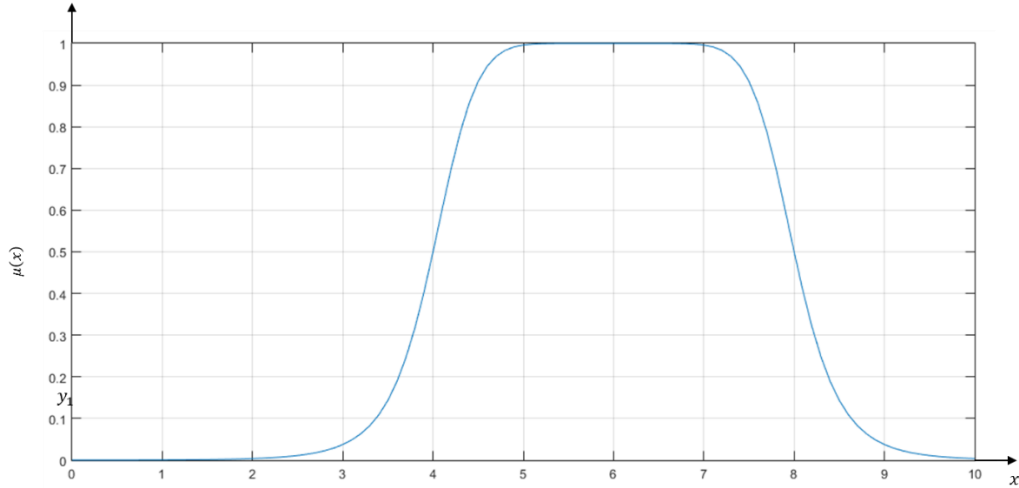
$$\mu_g(x) = e^{-1/2\left(\frac{x-x_m}{\sigma}\right)^2} \quad (4.4)$$



Şekil 4.5. Gauss üyelik fonksiyonu

Çan üyelik fonksiyonunun matematiksel ifadesi Eşitlik 4.5'te verilmiştir. Bir üçgen üyelik fonksiyonu ise Şekil 4.6'te görülmektedir.

$$\mu_{\zeta}(x) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x - x_m}{d} \right|^{2m}} \quad (4.5)$$



Şekil 4.6. Çan üyelik fonksiyonu

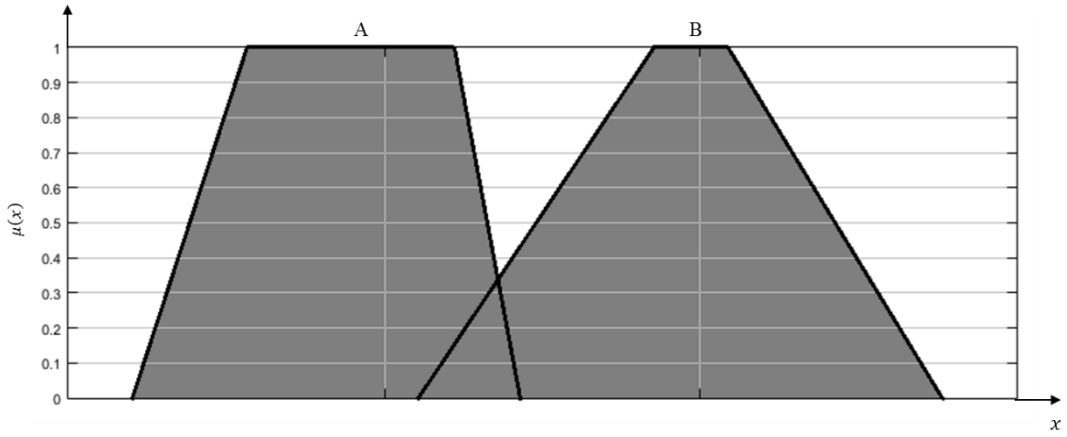
Tanımlanan bulanık mantık kümelerinde işlemler, klasik kümelerde yapılan işlemlerle benzeşmektedir. Sözel bir anlam taşıyan bu diyagramları anlamlandırabilmek için Venn diyagramlarında kullanılan işlemlerin daha genişletilmiş modelleri kullanılmaktadır. Eşitlik 4.6, 4.7 ve 4.8'de sırasıyla birleşim, kesişim ve değilleme işlemleri gösterilmiştir [18].

$$\text{Birleşim} \quad \mu_{A \cup B}(x) = \mu_A(x) \vee \mu_B(x) \quad (4.6)$$

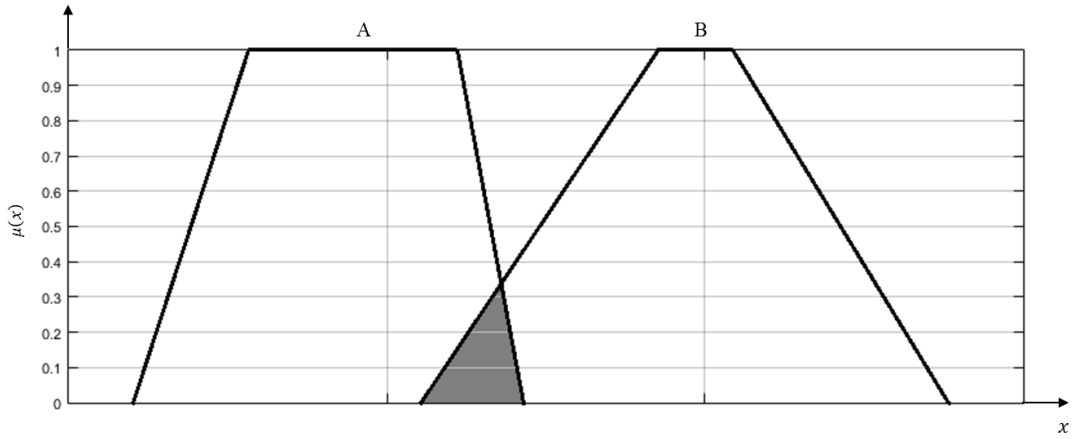
$$\text{Kesişim} \quad \mu_{A \cap B}(x) = \mu_A(x) \wedge \mu_B(x) \quad (4.7)$$

$$\text{Deęilleme} \quad \mu_{\bar{A}}(x) = 1 - \mu_A(x) \quad (4.8)$$

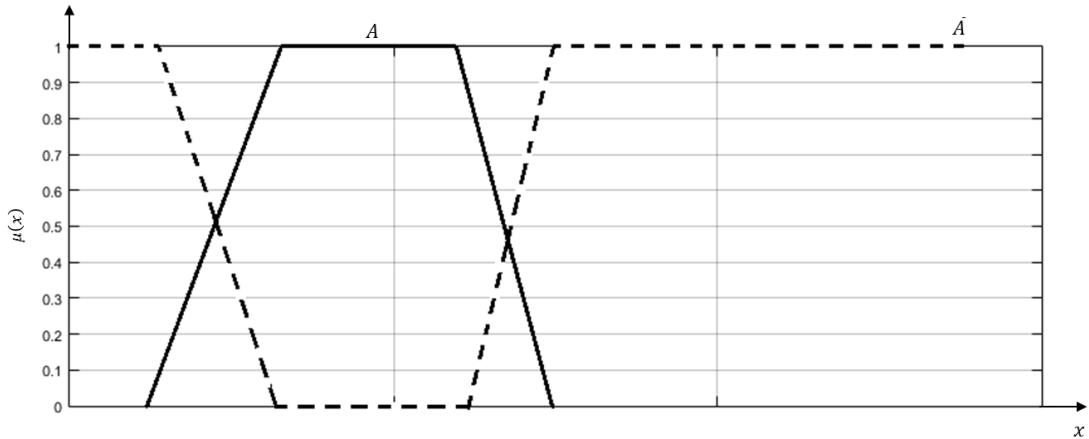
Bahsedilen genişletilmiş Venn diyagram işlemleri “EĞER A ise o halde B” cümlesinde ifade edilmek istenen bulanık mantık kurallarını anlamlandırabilmekte kullanılmaktadır. Bu cümlede birden çok koşul (EĞER A ve EĞER B gibi) verilebilmektedir. Bu işlemlerin grafik olarak gösterimleri Şekil 4.7'de gösterilmiştir.



Şekil 4.7. Bulanık mantık kümelerinde birleşim işlemi

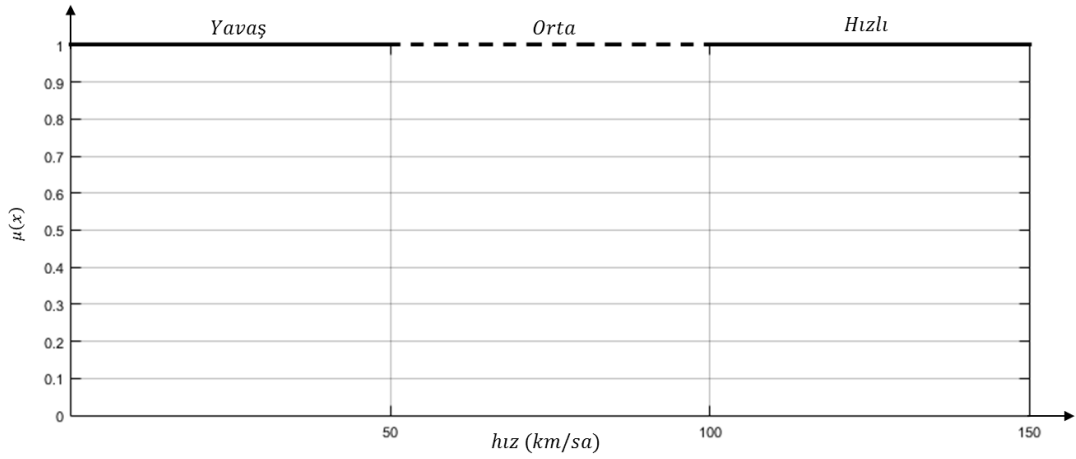


Şekil 4.8. Bulanık mantık kümelerinde kesişim işlemi



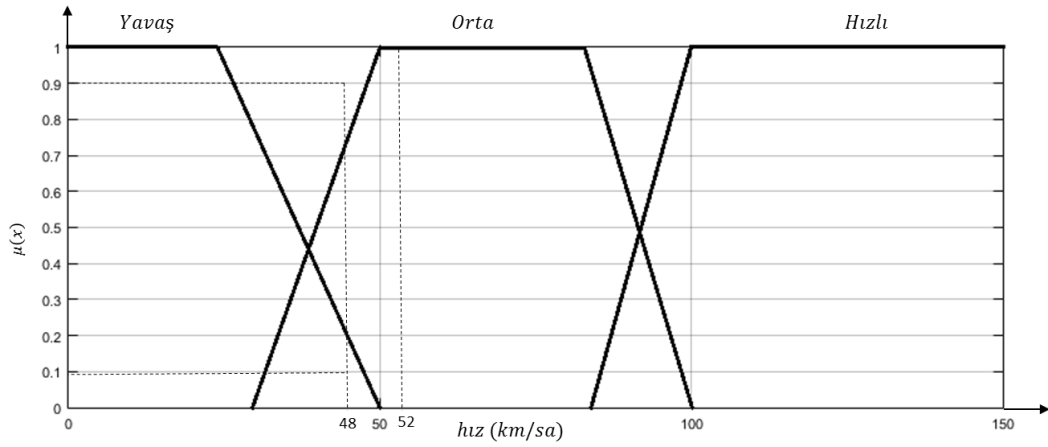
Şekil 4.9. Bulanık mantık kümelerinde değilleme işlemi

Bir otobanda giden araçları hızlarına göre sınıflandırmak istediğimizi varsayalım. Klasik küme yaklaşımında tasarladığımız kümelerin sınırları çok keskin çizilecektir. Klasik küme gösteriminde hızları Şekil 4.10'daki gibi gösterebiliriz.



Şekil 4.10. Klasik küme gösteriminde hız sınıflandırılması

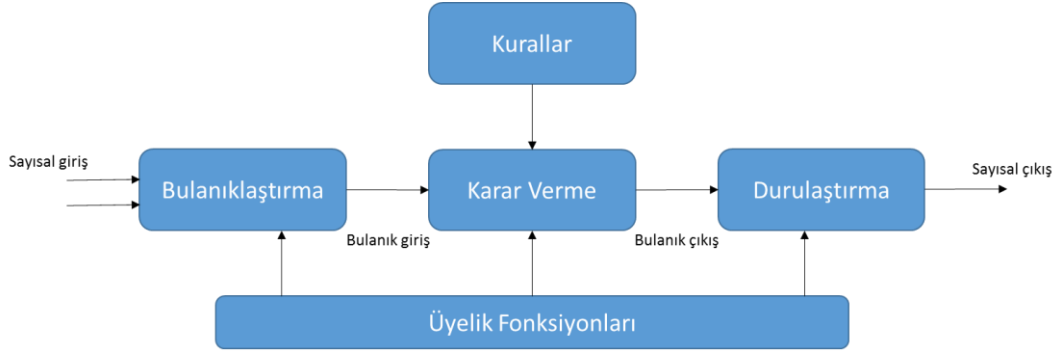
Şekil 4.10'da hızı 48 km/sa olan bir aracın yavaş kümesine, ancak hızı 52 km/sa olan başka bir aracın ise orta kümesinde değerlendirildiği rahatlıkla görülebilir. Aynı şekilde hızı 101 km/sa olan bir araç ile hızı 150 km/sa olan başka bir araç ile birlikte, hızları arasında ciddi bir fark olmasına rağmen, hızlı kümesine dâhildirler. Aynı sistemin bulanık mantık kümeleriyle örnek bir gösterimi Şekil 4.11'de görülmektedir.



Şekil 4.11. Bulanık küme gösteriminde hız sınıflandırılması

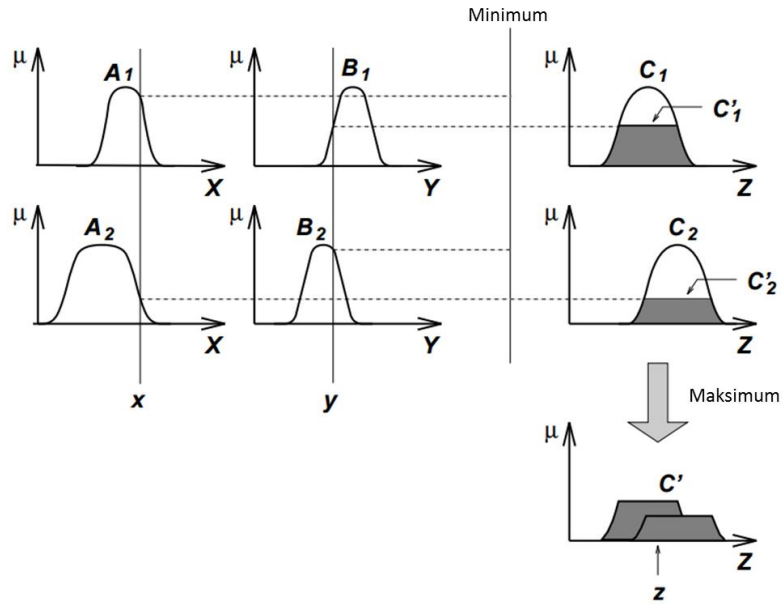
Bulanık küme gösteriminde hızı 48 km/sa olan bir araç %10 üyelik oranında yavaş, %90 oranında orta hız kümesine girmektedir. Aynı şekilde hızı 52 km/sa olan bir araç %100 oranında orta hız kümesine dâhildir. Bu gösterim sayesinde hızı 48 km/sa olan araç ile 52 km/sa olan başka bir araç arasındaki keskin ayrım önlenmiş, daha anlamlı olarak ifade edilmiştir. Bu şekilde bir kümeleme mantığının insan davranışına daha yakın olduğu varsayılmaktadır.

Bir bulanık mantık karar verme mekanizması bulanıklaştırma, karar verme ve durulaştırma aşamalarından oluşmaktadır. Bu sisteme (FIS) denilmektedir. Bir bulanık mantık mekanizmasının blok diyagramı Şekil 4.12’de gösterilmiştir.



Şekil 4.12. Bulanık mantık karar verme mekanizması

Şekil 4.12’de yer alan diyagramda kullanılan iki popüler karar verme metodu bulunmaktadır. Mamdani-tipi ve Sugeno-tipi karar verme teknikleri mevcuttur. Mamdani-tipi karar vericiler çıkışa da girişlerinde olduğu gibi üyelik fonksiyonları ile ifade edilen bir çıktı verir. İnsan davranışına yakın ve oluşturulması kolay olduğundan popüler bir yöntemdir [19].



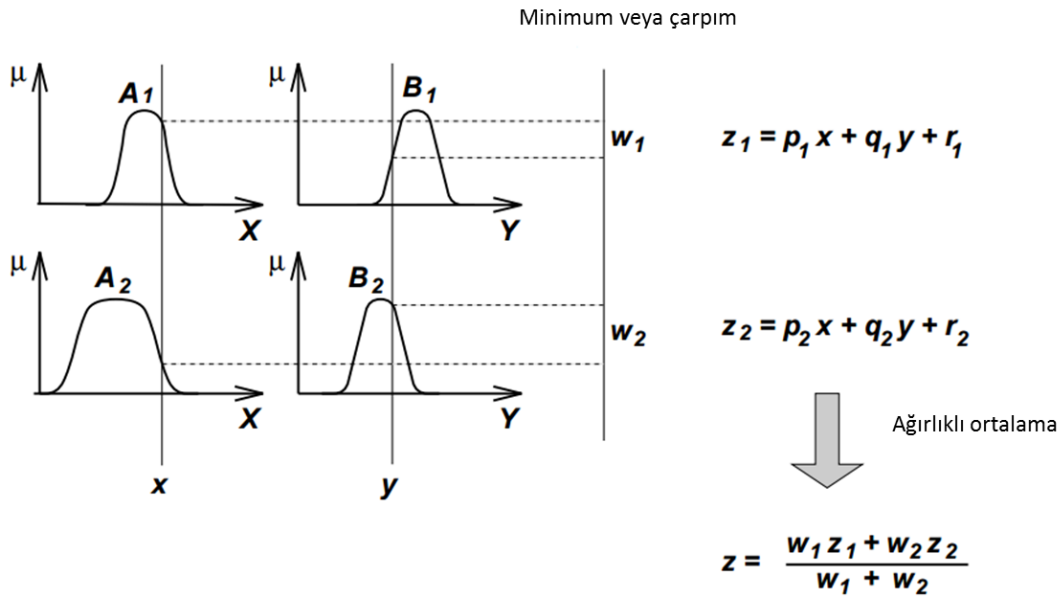
Şekil 4.13. Mamdani-tipi karar verme mekanizması [20]

Sugeno-tipi karar vericiler ise çıkışa lineer bir fonksiyon ya da sabit verir. Bu bakımdan lineer sistemlerde denetleyici tasarlamada lineer tekniklerden

yararlanılabilmektedir. Bu karar verme mekanizmasının çıktısı Eşitlik 4.9'da gösterilmiştir.

$$f(x,y) = px + qy + r(c) \quad (4.9)$$

Bu şekilde tasarlanan bir karar verme mekanizmasında çıktı $f(x,y)$ 'nin sonucu olan bir parametredir. Grafikselsel olarak Sugeno-tipi karar verme mekanizması Şekil 4.14'te gösterilmiştir.



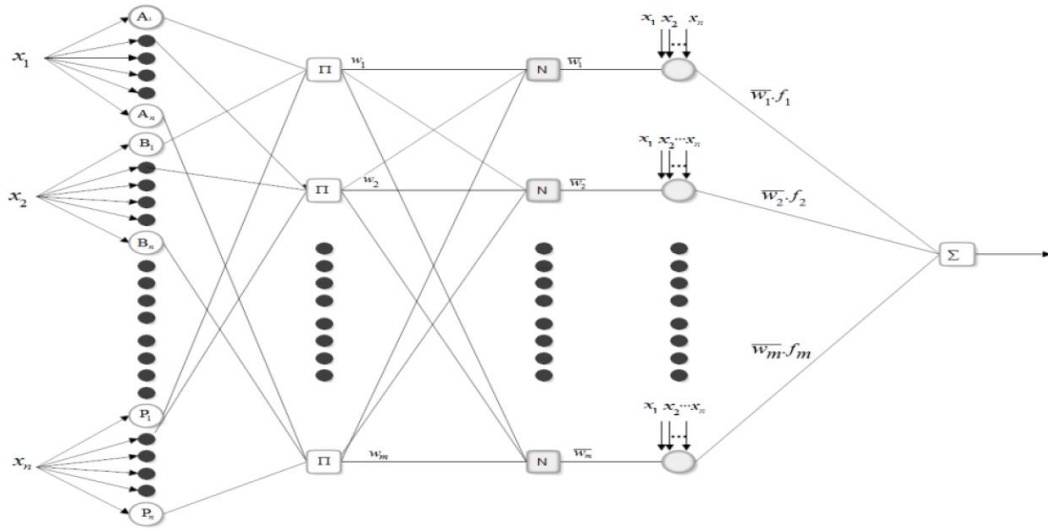
Şekil 4.14. Sugeno-tipi karar verme mekanizması [20]

Her iki karar verme yönteminin de kendi avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Bu çalışmada insansız bir hava aracının denetlenmesinde ANFIS denetleyici kullanılacaktır. Lineer olmayan uçak modelinin, PID ve ANFIS denetleyicilerle kontrolü sağlanmıştır. Kullanılan bulanık mantık denetleyicilerinde Sugeno-tipi karar verme mekanizmasından yararlanılmıştır.

4.2. ANFIS Denetleyici Tasarımı

Daha öncede bahsedildiği gibi bulanık mantık denetleyicilerinin performansı, tasarlanan üyelik fonksiyonları ve kurallara çok bağlıdır. Bu parametrelerin belirlenmesi genellikle uzman kişilerce yapılmaktadır. Bu çalışmada bu parametreler sinir ağları kullanılarak belirlenecek ve bu sayede denetleyici kendi kendini geliştirebilecektir [21].

ANFIS denetleyiciler sinir ağları ve bulanık sistemleri birlikte kullanmaktadır. Hibrit bir denetleyici çeşidi olup, değişken ve kesin olmayan ortamlarda öğrenmeye açık bir metot sunmaktadır. Bu bakımdan bir insansız hava aracının kontrolüne uygundur. ANFIS surgeno-tipi bir karar mekanizması kullanmaktadır. Bu şekilde ANFIS denetleyiciler girişten aldıkları verileri insan bilgisi ve kendi kural tabanı yardımıyla birleşik bir çıktı oluşturur [7].



Şekil 4.15. ANFIS mimarisi [7].

Şekil 4.15'te bir ANFIS denetleyicisinin blok diyagramı verilmiştir. Genel olarak iki farklı öğrenme algoritması kullanılmaktadır. Bunlar hibrit metodu ve back propagation metotlarıdır. Bu tez çalışmasında daha hızlı ve etkili olduğu için hibrit metodu kullanılarak bir ANFIS denetleyici tasarımı yapılmıştır. Hibrit öğrenme metodu en küçük kareler ve en hızlı iniş, en iyileme algoritmalarını birleştirir. Bir ANFIS denetleyici beş katmandan oluşmaktadır. Bu katmanların işlevleri aşağıdaki gibi ifade edilebilir [22]:

Katman 1: Bu katmanda her bir girdinin üyelik fonksiyonu derecesi hesaplanmaktadır. Bulanıklaştırma işlemi gerçekleştirilir. Eşitlik 4.10'da birinci katmanın çıkışı gösterilmektedir.

$$O_{1,i} = \mu_{A_i}(x) \quad (4.10)$$

Burada 'x' giriş değişkenini, 'A_i' ise i. bulanık mantık kümesini simgelemektedir.

Katman 2: Bu katmandaki her bir düğümün çıktısı bir bulanık mantık kuralının etkisini göstermektedir. Bu katmanın çıktısı Eşitlik 4.11'de gösterilmiştir.

$$O_{2,i} = w_i = \mu_{A_i}(x) \cdot \mu_{B_i}(x_2) \dots \mu_{Z_i}(x_n) \quad (4.11)$$

Katman 3: Bu katmanın çıkışında her bir bulanık mantık kuralının normalize edilmiş hallerinin ateşleme güçleri verilir. Yani i'inci kuralın etkisinin diğer kuralların toplam etkisine oranı hesaplanır. Bu katmana ait işlem Eşitlik 4.12'de verilmiştir.

$$O_{3,i} = \bar{w}_i = \frac{w_i}{\sum_i w_i}, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (4.12)$$

Katman 4: Dördüncü katmanda normalize edilmiş kuralların ateşleme güçleri doğrusal bir fonksiyonlar çarpılarak bulanık mantık kuralları durulaştırılır. Eşitlik 4.13'te verilen (p, q, r) parametreleri en küçük kareler yöntemiyle elde edilebilmektedir.

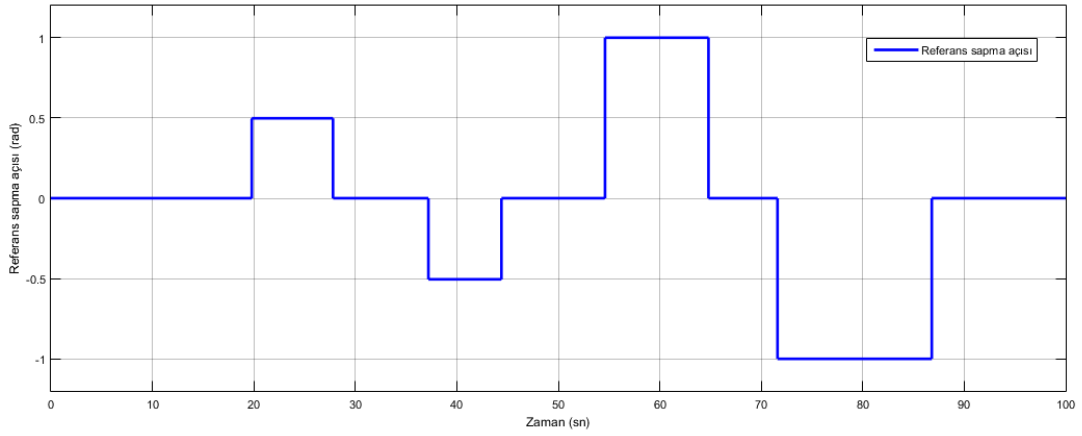
$$O_{4,i} = \bar{w}_i f_i = \bar{w}_i (p_i x + q_i y + r_i) \quad (4.13)$$

Katman 5: Bu katmanda bütün düğümlerden gelen sinyaller toplanır ve tek bir çıkışa çevrilir. Bu katmana ait işlem Eşitlik 4.14'te verilmiştir [sinirsel bulanık dolaylı vektör].

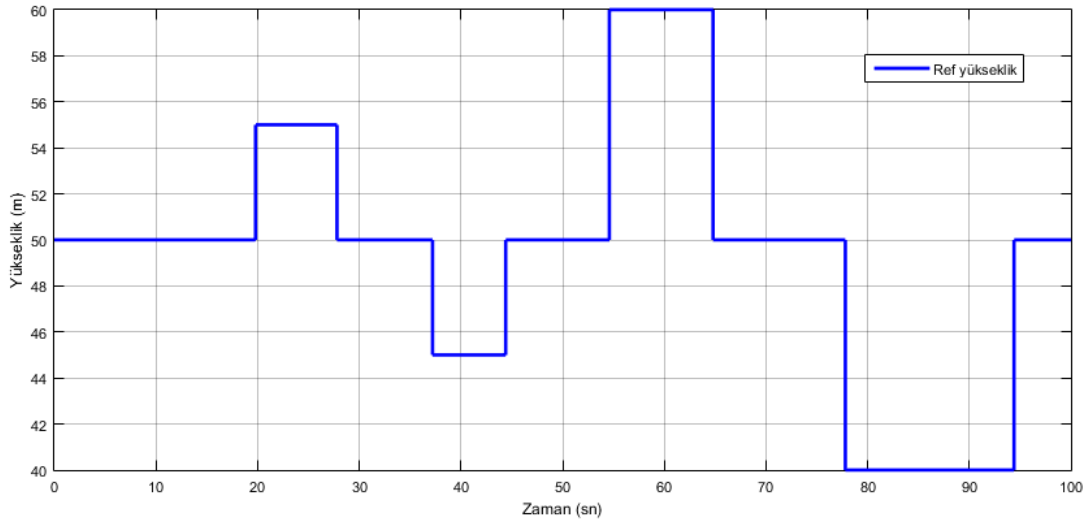
$$O_{5,i} = \sum_i \bar{w}_i f_i \quad (4.14)$$

5. BENZETİM SONUÇLARI

Tasarlanan PID denetleyiciler yardımıyla eğitilen ANFIS denetleyicilerin performansları bu bölümde test edilecektir. Sapma açısı ve yükseklik ANFIS denetleyicileri Şekil 5.1 ve 5.2’de verilen referans sinyallerle eğitilmişlerdir. İnsansız hava aracının yükseklik kontrolünde hız değişimlerinin etkisinin büyük olduğu gözlenmiştir. Bu nedenle ANFIS yükseklik denetleyicisinde hız durumu da sisteme üçüncü bir girdi olarak dâhil edilmiştir. PID için farklı hızlarda tasarlanan yükseklik denetleyicilerinden elde edilen veriler ile hız değişimlerine ayak uydurabilecek bir ANFIS denetleyicisi tasarlanmıştır.



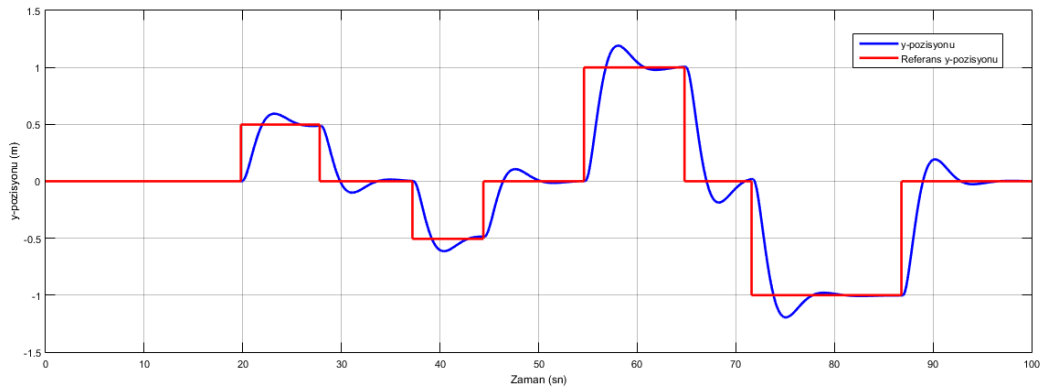
Şekil 5.1. Sapma açısı denetleyicisi eğitimi için verine referans sinyal



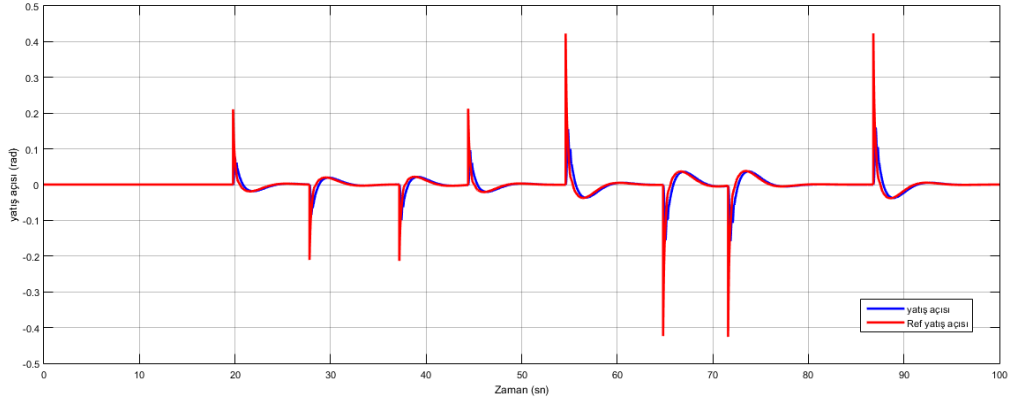
Şekil 5.2. Yükseklik denetleyicisi eğitimi için verine referans sinyal

5.1. PID Denetleyici

PID ile tasarlanan sapma açısı denetleyicisi insansız hava aracının dünya eksen takımına göre y düzlemindeki konumunu denetlemekte kullanılmıştır. Rüzgarsız bir ortamda referans olarak verilen y-pozisyon sinyalini takip etmesi beklenmiştir. Bu hareket sırasında uçağı yüksekliği, yatış açısı ve hız grafikleri Şekil 5.3, 5.4 ve 5.5'te gösterilmiştir. Burada PID denetleyici uçak hızının 18m/sn olduğu durum için tasarlanmıştır.

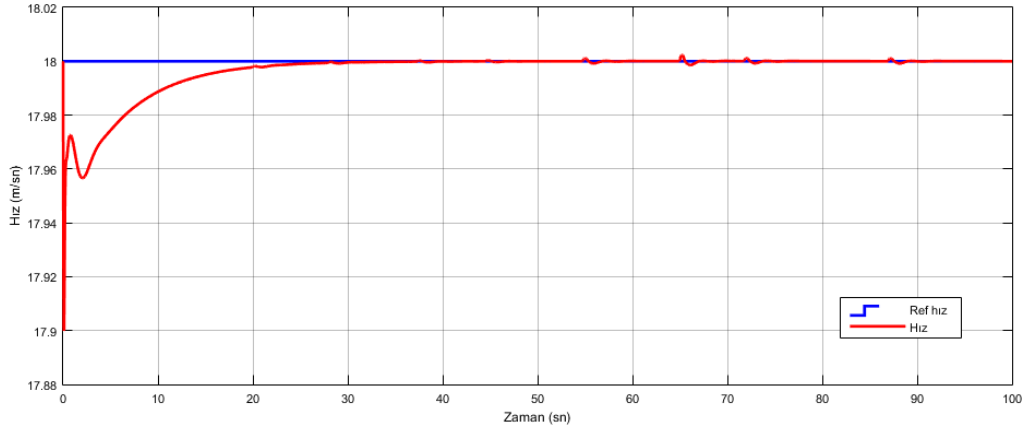


Şekil 5.3. Referans y-pozisyonu girdisine PID denetleyicisinin verdiği cevap

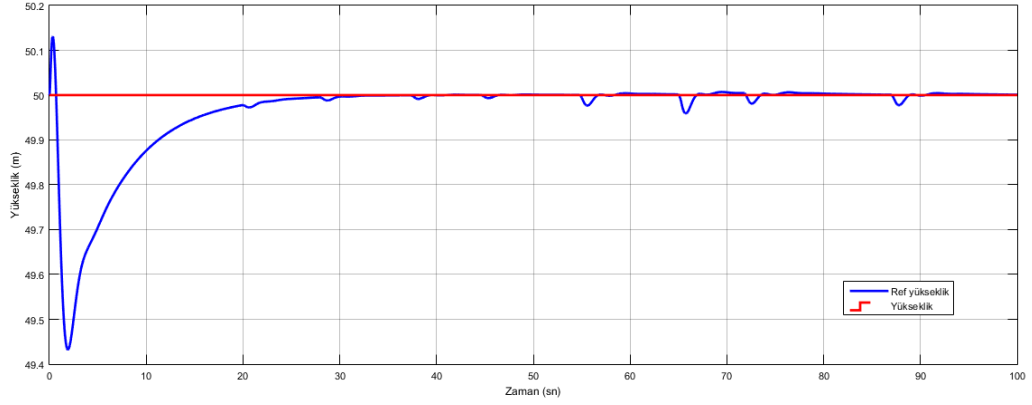


Şekil 5.4. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yatış açısının değişimi

Şekil 5.3'de y-pozisyonu denetleyicisinin %20 olarak belirlenen maksimum aşma miktarından az olduğu görülmektedir. Referans değere oturma zamanı 8sn'den azdır. Uçak verilen referansı takip ederken hızını iyi bir şekilde koruduğu görülmektedir.



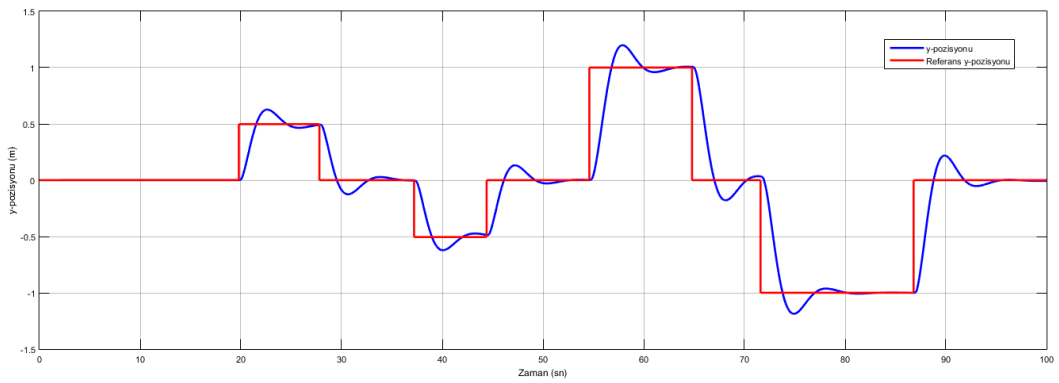
Şekil 5.5. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde hız değişimi



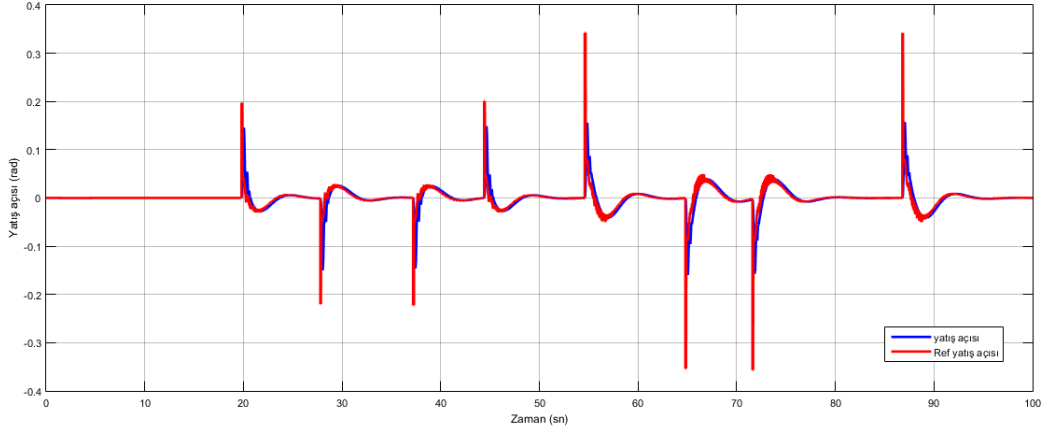
Şekil 5.6. PID denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yükseklik değişimi

5.2. ANFIS Denetleyici

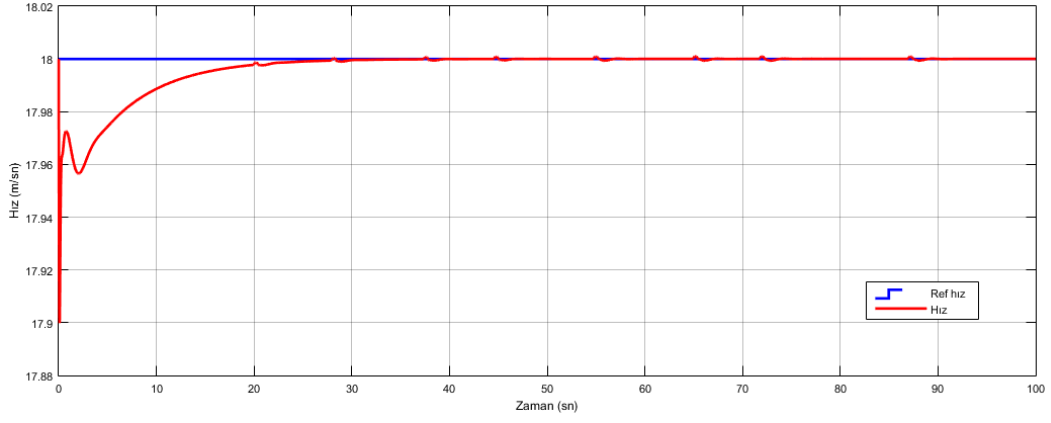
Aynı referans girdi 18 m/sn için tasarlanan PID denetleyicisi ile eğitilmiş ANFIS denetleyicisine de uygulanmıştır. Şekil 5.7'de denetleyicinin referans yükseklik girdisine verdiği cevap görülmektedir.



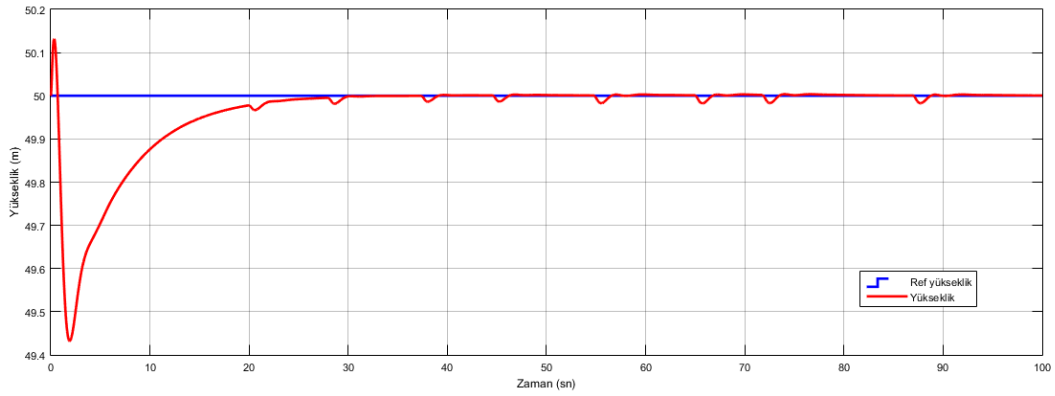
Şekil 5.7. Referans y-pozisyonu girdisine ANFIS denetleyicisinin verdiği cevap



Şekil 5.8. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yatış açısının değişimi



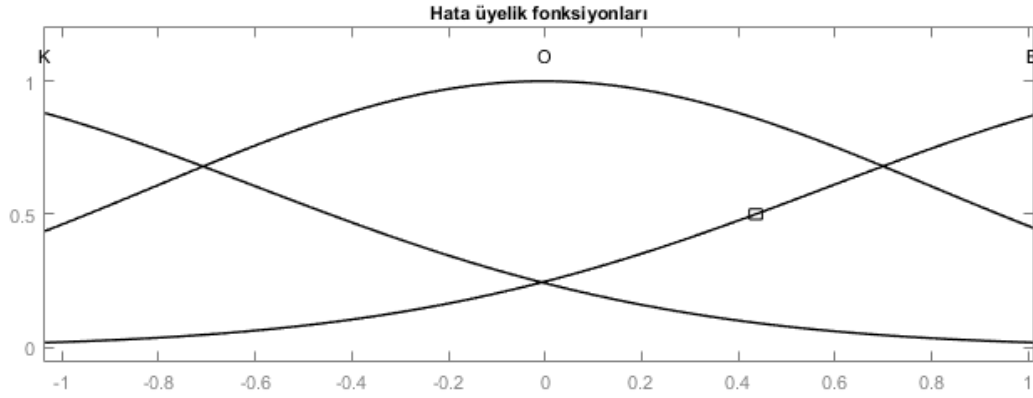
Şekil 5.9. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde hızın değişimi



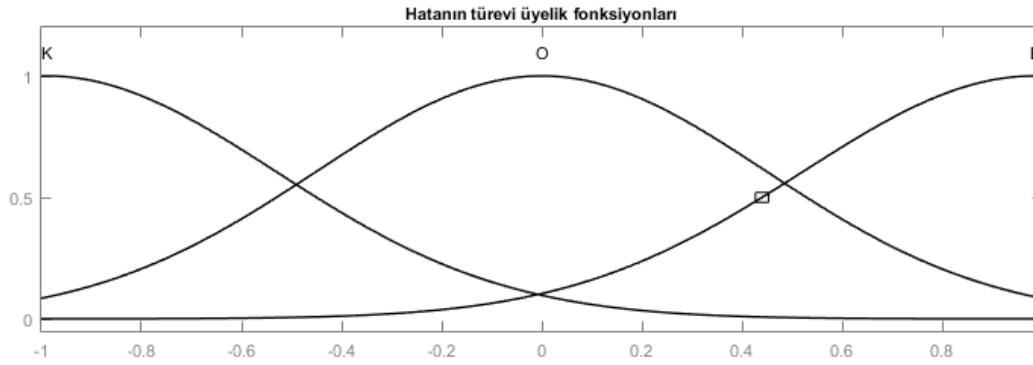
Şekil 5.10. ANFIS denetleyicisi için y-pozisyonu değişiminde yüksekliğin değişimi

Tasarlanan ANFIS denetleyicisinin tepkilerinin PID denetleyiciyle neredeyse aynı olduğu gözlemlenmiştir. Sapma açısı denetleyicisinde hata ve hatanın türevi üç Gauss

üyelik fonksiyonuyla ifade edilmiştir. Küçük, orta ve büyük değerler olmak üzere hata ve hatanın türevinin değerlerine göre sinir ağılarıyla eğitilmiş bulanık mantık denetleyicisi %20 maksimum aşma ve 8 saniyeden daha kısa sürede oturma performans kriterlerini sağlamaktadır. Şekil 5.11 ve 5.12’de sapma açısı denetleyicinin hata ve hatanın türevi üyelik fonksiyonları görülmektedir.

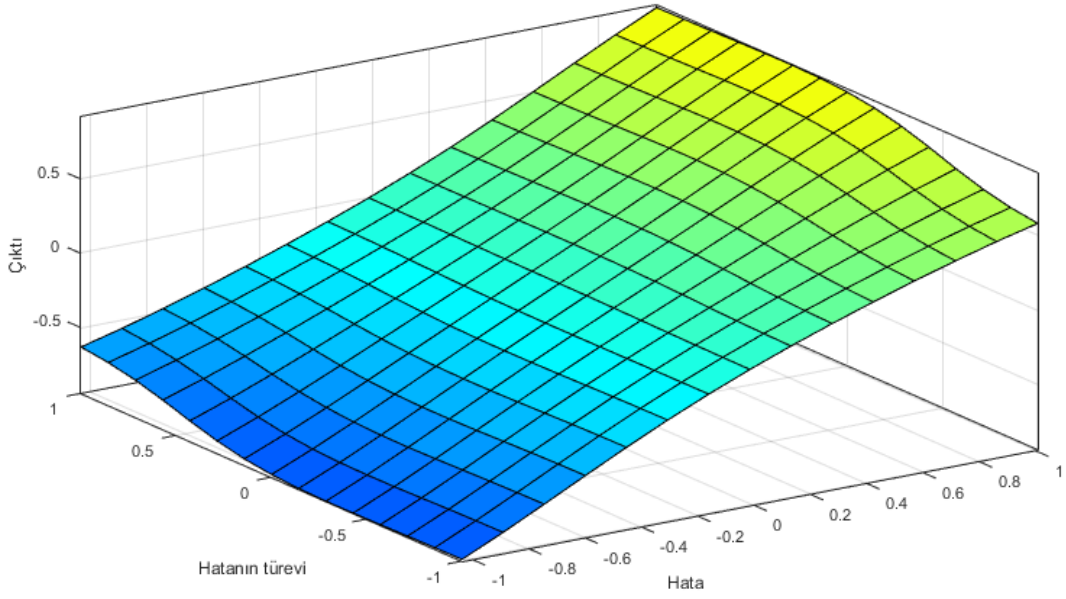


Şekil 5.11. Hata üyelik fonksiyonu

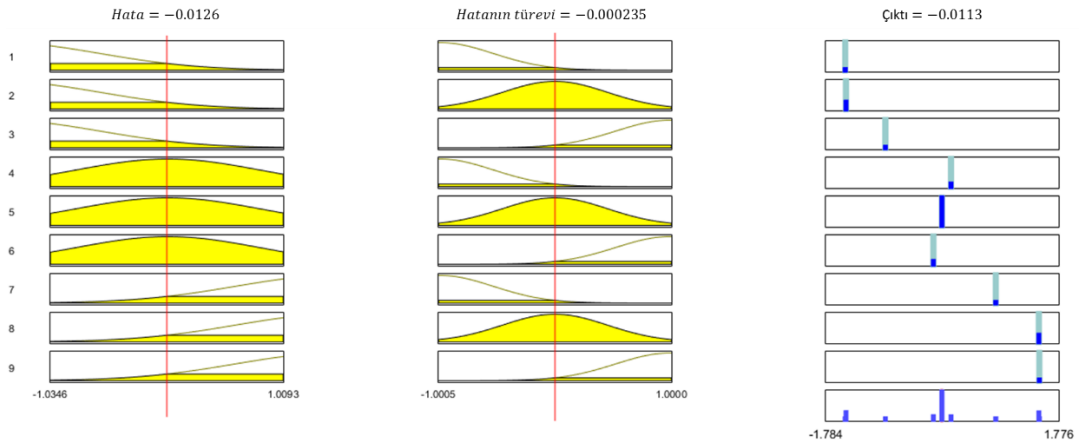


Şekil 5.12. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu

Şekil 5.13’te eğitilmiş bulanık mantık denetleyicisinin hata ve hatanın türevinin değişik değerlerine göre çıkışın nasıl şekillendiği görülebilmektedir.

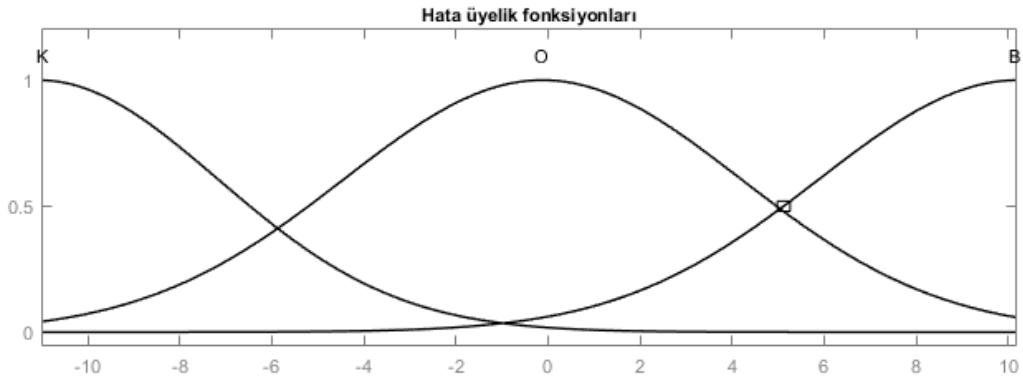


Şekil 5.13. Sapma açısı ANFIS denetleyicisinin davranış grafiği

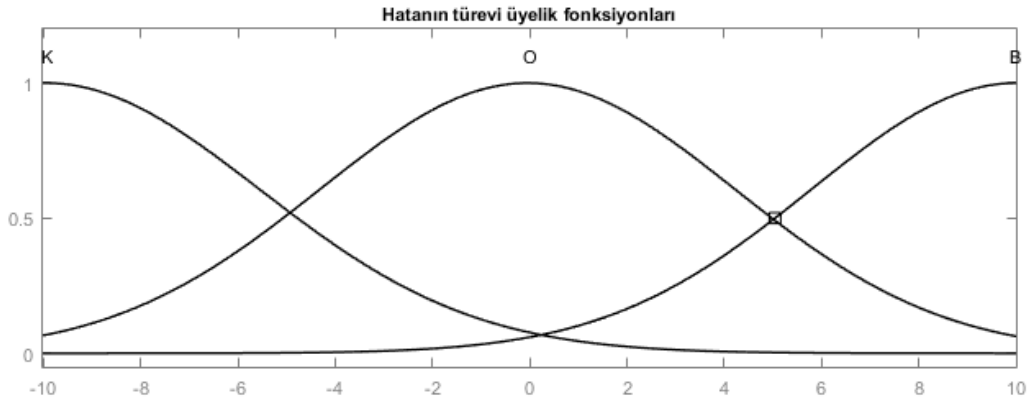


Şekil 5.14. Sapma açısı ANFIS denetleyicisinin kuralları

Şekil 4.14'te sapma açısı denetleyicisinin kuralları görülmektedir. Örnek olarak hata -0.0126 , hatanın türevi -0.000235 değerlerini aldığıında çıkışa -0.0113 verilmektedir. Yükseklik denetleyicisinde de aynı şekilde üç Gauss fonksiyonu kullanılmıştır. Girişler yüksekliğin hatası, yükseklik hatasının türevi ve hız olarak belirlenmiştir. Eğitim işleminde hibrit metottan yararlanılmıştır. Üç Gauss fonksiyonu K, O ve B sırasıyla küçük, orta ve büyük'tür. Şekil 4.15, 4.16 ve 4.17'de bu üyelik fonksiyonlarının grafikleri görülmektedir.



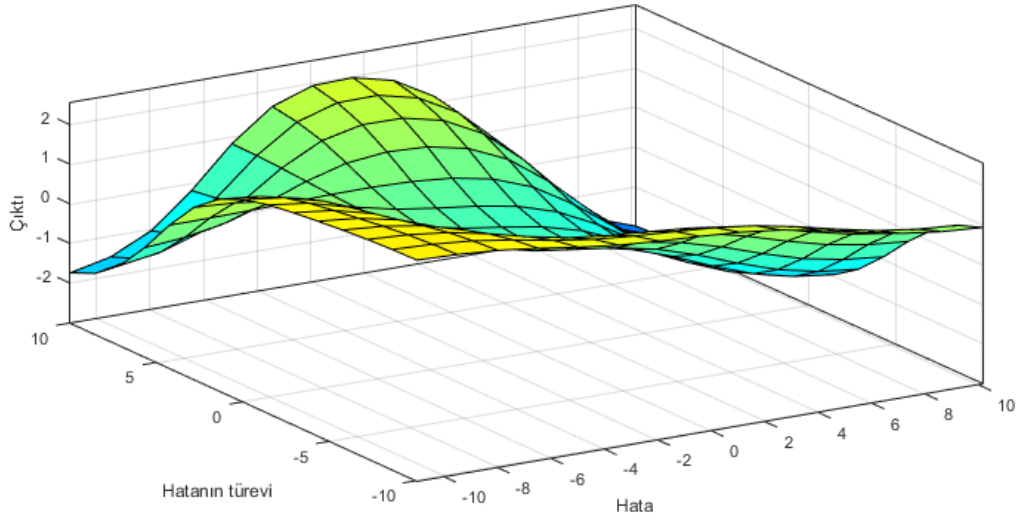
Şekil 5.15. Hata üyelik fonksiyonu



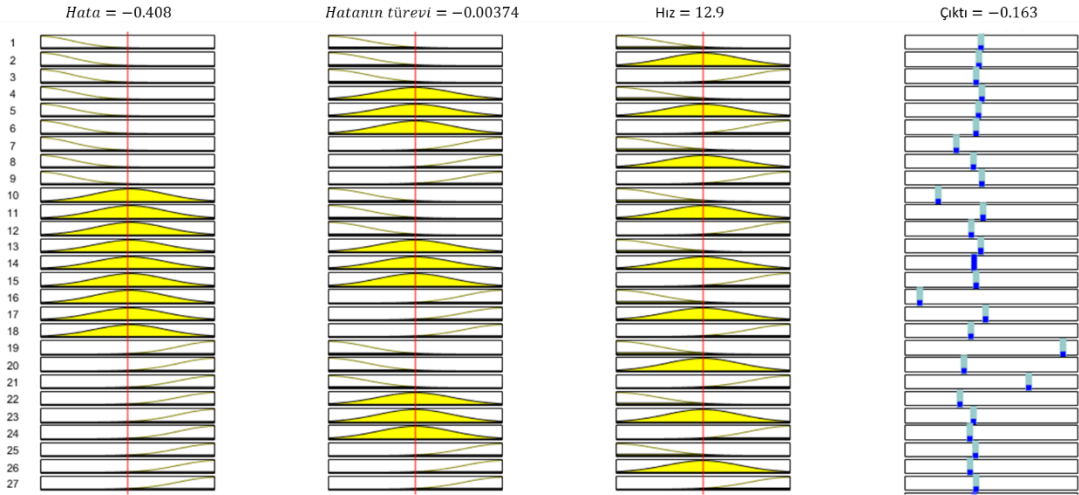
Şekil 5.16. Hatanın türevi üyelik fonksiyonu



Şekil 5.17. Hız üyelik fonksiyonu



Şekil 5.18. Yükseklik ANFIS denetleyicisinin davranış grafiği



Şekil 5.19. Yükseklik ANFIS denetleyicisinin kuralları

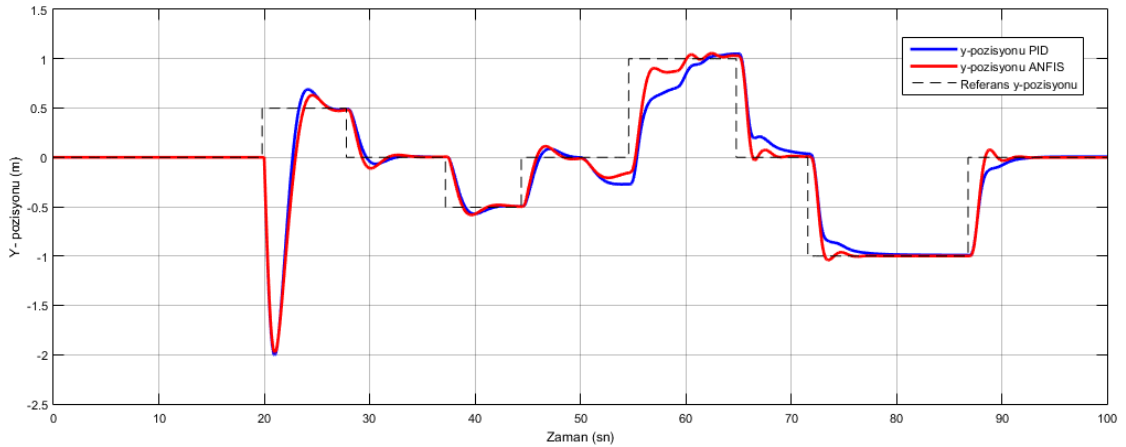
Y-pozisyonu denetleyicisinde olduğu gibi, yükseklik denetleyicisi kuralları da Şekil 4.19’da gösterilmektedir. Örnek olarak yükseklik hatası -0.408 ve yükseklik hatasının türevi -0.00374 ve hız 12.9 iken çıkış -0.163 olmaktadır. Bu denetleyici davranışının grafiksel gösterimi Şekil 4.18’dedir.

5.3. Benzetim Senaryoları

Tasarlanan PID ve ANFIS denetleyicilerin performanslarını karşılaştırmak amacıyla üç senaryo tanımlanmıştır. Bütün senaryolar, insansız hava aracı 50 m yükseklikte, 18 m/sn hızda düzgün uçuş yaparken başlatılmıştır. Senaryolarda gürültü ihmal edilmiştir. Bütün senaryolarda önceden belirlenmiş bir anda sürekli bir rüzgâr etkisi uygulanmıştır.

5.3.1. Senaryo 1

Bu senaryoda eğitim için kullanılan referans girdi düzgün uçuş yapan Telemaster İHA'ya uygulanmıştır. Ancak senaryonun 50. saniyesinde 18m/sn olan referans hız 12m/sn yapılmıştır. Bu şekilde PID ve ANFIS denetleyicilerin hız değişimine verdikleri tepkiler gözlenecektir. Ayrıca 20. saniyede açısı uçağa göre 45° (uçanın, arka tarafı ve solunun ortasından) yöne sahip rüzgâr uygulanmıştır. Bu tip arka rüzgârlar özellikle küçük İHA'lar için büyük tehlike oluşturmaktadır. Uçanın havaya göre hızı bu tip rüzgârlarla düşmekte, taşıma kuvveti azalmakta ve uçağın dinamikleri ciddi şekilde değişmektedir.

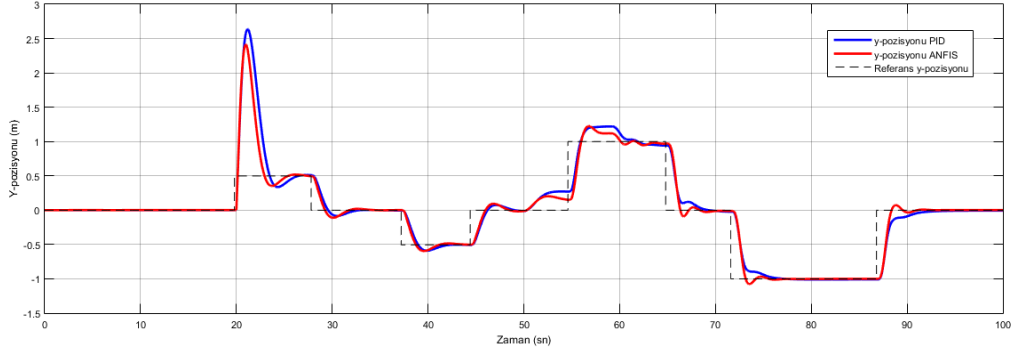


Şekil 5.20. Y-pozisyonu için ANFIS ve PID denetleyicileri tepkileri (rüz. 45°)

Şekil 4.20'de görüldüğü gibi 50. saniyedeki hız değişimi y-pozisyonu denetleyicilerinde olumsuz bir etki yaratmıştır. Ancak ANFIS denetleyicisinin bir süre sonra duruma uyum sağladığı görülmektedir. PID denetleyicisinin maksimum aşımı görülmüyor olsa da referans y-pozisyonuna oturma süresi 7 saniyeden fazla sürmektedir. ANFIS denetleyici ise performans kriterlerini muhafaza edebilmiştir.

5.3.2. Senaryo 2

Bu senaryoda, Senaryo 1'deki bütün etkilerden farklı olarak rüzgâr -45° (uçagın, arka tarafı ve sağının ortasından) gelmektedir.

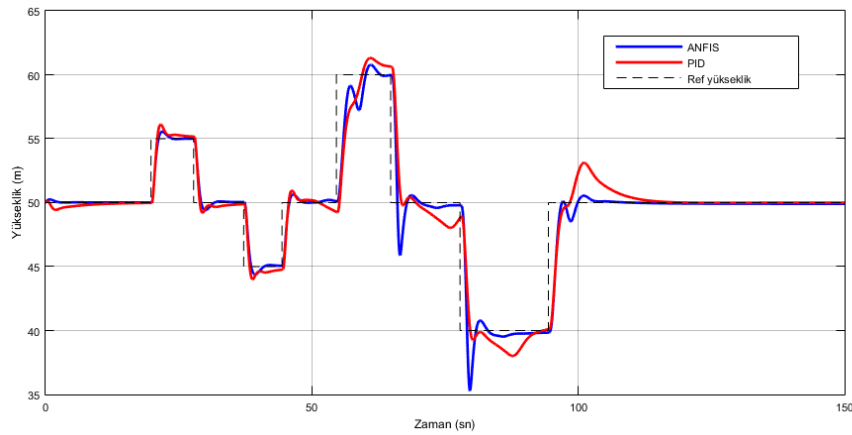


Şekil 5.21. Y-pozisyonu için ANFIS ve PID denetleyicileri tepkileri (rüz. -45°)

Senaryo 1'de olduğu gibi ANFIS denetleyici performans kriterlerini gerçekleştirebiliyorken, PID denetleyicinin oturma süresinin geciktiğini ve tepki dinamiğinin de bozulduğunu söyleyebiliriz.

5.3.3. Senaryo 3

Bu senaryoda her iki denetleyicinin yükseklik denetleyicilerinin performansları karşılaştırılacaktır. Senaryo 1 ve 2'de olduğu gibi 50. saniyede hız 18 m/sn'den 12 m/sn'ye düşürülmüştür. Bu senaryoya iki denetleyicinin sadece hız değişimine nasıl tepki verdiklerini gözlemlemek amacıyla rüzgâr dâhil edilmemiştir.



Şekil 5.22. Referans yükseklik girdisine ANFIS ve PID denetleyicilerinin tepkileri

Hız değişimi ile PID denetleyici performansı büyük ölçüde azalmaktadır. Verdiği tepkiler şeklini kaybetmiştir. ANFIS denetleyicisi hız değişiminden daha az etkilenmiştir. Ancak ANFIS denetleyicisinde, referans hızın düştüğü anlarda % 47 maksimum aşım gözlenmiştir. Buna rağmen referans yüksekliğe hızlı bir şekilde oturmaktadır.

6. SONUÇ

Bu çalışmada bir insansız hava aracı olan Telemaster İHA'sının matematiksel modeli çıkarılmış ve lineer olmayan modeli MATLAB Simulink ortamında ifade edilmiştir. Bu modeli düz uçuş sırasında kontrol edebilmek adına üç denetleyici tasarlanmıştır. Bunlar hız, yükseklik ve sapma açısı denetleyicileridir. Uçağın hareket dinamiklerinde havaya göre hızın yükseklik üzerinde büyük etkisinin olduğu göz önüne alınarak, iki farklı hız noktasında yükseklik denetleyicileri tasarlanmıştır. Tasarlanan PID denetleyicileri baz alınarak eğitilen sinir ağları yardımıyla bulanık mantık denetleyicileri oluşturulmuştur. Diğer adlarıyla ANFIS olan bu denetleyicilerin üyelik fonksiyonları ve kuralları tartışılmış, PID ile performansları değişik senaryolarda test edilmiştir.

İnsansız hava araçlarının kontrolü günümüzde popüler bir konu olmuştur. Bu amaçla klasik ve modern denetleyiciler kullanılabilir. Yapılan başka çalışmalarda da ANFIS denetleyicisinin, klasik bir kontrol yöntemi olan PID denetleyicilerine göre daha iyi performans gösterdikleri görülmüştür. Bu tez çalışmasında, ANFIS denetleyicisinin, yan rüzgâr ve uçuş için çok tehlikeli olan arka rüzgâr etkilerine maruz kaldığında da performansını muhafaza edebildiği görülmüştür. Bu çalışmaya ek olarak beyaz gürültü etkisinin de olduğu benzetim çalışmaları yapılabilir. Sisteme ani rüzgâr etkileri verilerek, bu senaryolardaki performanslar incelenebilir. Tasarlanan PID ve ANFIS denetleyicilerin performansları gerçek ortamda kurularak test edilebilir.

Senaryolarda görülmüştür ki ANFIS denetleyiciler sistemdeki bozulmalara ve değişimlere daha rahat uyum sağlayabilmektedir. Hız ile değişen dinamiklere uyum sağlayamayan PID'ler kötü performans sergilemektedirler. Aslında PID denetleyiciler de kazanç ayarlama yöntemi ile hız değişimlerine duyarlı hale getirilebilmekte ancak bu çok pratik bir çözüm olmamaktadır. Her durum için lineer analiz yapıp uygun kazançların bulunması ve kullanan sistemin hafızasına yüklenmesi gerekmektedir. ANFIS sistemlerinde ise bu ayarlamalar başlangıçta bir kez yapılmakta, daha sonra sistem öğrendiği kuralları kullanarak farklı durumlarda da uygun cevapları verebilmektedir.

KAYNAKÇA

- [1] Babaei, A.R., “Fuzzy Sliding Mode Autopilot Design for Nonminimum Phase and Nonlinear UAV”, *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*, No:24, 499-509, 2013.
- [2] Kada, B., Ghazzawi, Y., “Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System”, *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science*, Vol II, 2011.
- [3] Adiansyah, S., “Mazari UAV Adaptive Autopilot System Design and Implementation”, M.Sc. Thesis, American University of Sharjah Collage of Engineering, 2013.
- [4] Xu, H., Mirmirani, M.D., Ioannou, P.A., “Adaptive Sliding Mode Control Design for a Hypersonic Flight Vehicle”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.27, No:5, 2004.
- [5] Kumar, S.R., Rao, S., Ghose, D., “Sliding-Mode Guidance and Control for All-Aspect Interceptors with Terminal Angle Constraints”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.35, No:4, 2012.
- [6] Bickraj, K., Yenilmez, A., Li, M., Tansel, İ.N., “Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles”, *Florida Conference on Recent Advances in Robotics*, 2006.
- [7] Farid, A.M., Barakati, S.M., “UAV Controller Based on Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System and PID”, *International Journal of Robotics and Automation*, Vol. 2, No:2, 73-82, 2013.
- [8] Kurnaz, S., Çetin, Ö, Kaynak, O., “Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System Based Autonomous Flight Control of Unmanned Air Vehicles”, *Expert Systems with Applications*, Vol. 37, 1229-1234, 2010.
- [9] Rauw, M., “A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis”, 2001.
- [10] Durmaz, O., “Robust Flight and Landing Autopilot”, M.Sc. Thesis, METU, 2015.
- [11] Ogata, K., “Modern Control Engineering”, Prentice Hall, 2010.
- [12] Kovacic, Z., Bogdan, S., “Fuzzy Controller Design”, Taylor & Francis Group, 2006.

- [13] Zadeh, L.A., “Fuzzy Sets and Systems”, International Journal of General Systems, Vol.17, 129-138, 1990.
- [14] Hamdan, H., “An Exploration of the Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System (ANFIS) in Modelling Survival”, Ph.D. Thesis, The University of Nottingham, 2013.
- [15] Akyazı, Ö., Usta, M.A., Akpınar, A.S., “A Self-Tuning Fuzzy Logic Controller for Aircraft Roll Control System”, International Journal of Control Science and Engineering, 2(6), 181-188, 2012.
- [16] Pratama, M., Rajab, S., Joo, E.M., “Extended Approach of ANFIS in Cascade Control”, International Journal of Computer and Electrical Engineering, Vol.3, No: 4, 2011.
- [17] Yılmaz, E., Arslan, E., “Bulanık Mantığın Jeodezik Problemlerin Çözümünde Kullanılması”, Harita ve Kadastro Mühendisleri Odası, Mühendislik Ölçmeleri STB Komisyonu 2. Mühendislik Ölçmeleri Sempozyumu, 2005.
- [18] Ross, T.J., “Fuzzy Logic with Engineering Applications, Third Edition”, John Wiley & Sons, Ltd, 2010.
- [19] Jang, J.S.R., “Anfis Adaptive-Network-Based Fuzzy Inference System”, Systems, Man and Cybernetics, IEEE Transactions on, Vol.23, 665-685, 1993.
- [20] Jang, J.S.R., Sun, C.T., “Neuro-Fuzzy Modelling and Control”, In the Proceedings of IEEE, Vol.83, 378-406, 1995.
- [21] Zhang, X., Jin, Y., Guo, G., “ANFIS Applied to a Ship Autopilot Design”, Proceedings of the Fifth International Conference on Machine Learning and Cybernetics, Dalian, 2006.
- [22] Dandıl, B., Ata, F., “Sinirsel-Bulanık Denetleyici ile Dolaylı Vektör Denetimli Asenkron Motorun Dayanıklı Hız Denetimi”, Politeknik Dergisi, Cilt:8, No:2, 131-137, 2005.