2. Neural networks (Computer science)
3. Fuzzy systems

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YAPAY SİNİR AĞLARI VE BULANIK SİSTEMLER TEMELLİ UÇUŞ KONTROL TASARIMI

İ.T.Ü MERKEZ KÜTÜPHANESİ
Demirbaş No: 74759
Kül. Giriş No: 2000
UGA
DR 206
SAV

DOKTORA TEZİ

Y. Müh. Aydoğan SAVRAN

(511930012012)

0 000747590017

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 13 Ekim 1999

Tezin Savunulduğu Tarih : 23 Şubat 2000

Tez Danışmanı : **Doç.Dr. Ramazan TAŞALTIN**

Diğer Jüri Üyeleri : **Prof.Dr. Ahmet Ferit KONAR (SA.Ü.)**

Prof.Dr. Şarman GENÇAY (İ.T.Ü.)

Prof.Dr. Galip CANSEVER (Y.T.Ü.)

Prof.Dr. Çingiz HACIYEV (İ.T.Ü.)

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

ŞUBAT 2000

ÖNSÖZ

Günümüzde yüksek performanslı uçakların dinamiğinde artan karmaşıklık, doğrusal olmama ve belirsizlikler gibi etkenler uçuş kontrol tasarımcılarını yeni arayışlara zorlamaktadır. Yapay sinir ağları ve bulanık sistemlerin karmaşık, doğrusal olmayan sistemlerin modellenmesi ve kontrolünde gösterdikleri performans gözönüne alınarak, bu yaklaşımların uçuş kontrolünde de etkin olarak kullanılabileceği düşüncesiyle bu tez çalışmasının hazırlanmasına karar verilmiştir. Bu ve benzeri çalışmalar ile yapay sinir ağları ve bulanık sistemler yaklaşımlarının uçuş kontrol tasarımlarında pratik araçlar olarak yerini alacağı düşüncesindeyim.

Bu tez çalışması süresince maddi ve manevi her türlü yardımı esirgemeyen danışman hocam sayın Doç.Dr. Ramazan TAŞALTIN'a teşekür ederim. Tezin hazırlanması ve yazımı esnasında deneyimlerini benimle paylaşarak çok değerli önerilerde bulunan sayın Prof.Dr. Ahmet Ferit KONAR'a, gösterdikleri özveri ve sabır dolayısıyla aileme ve katkılarından dolayı arkadaşlarıma da ayrıca teşekkür ederim.

Tez çalışmamı, beni daha küçük bir çocukken mühendis oğlum diye seven babama ithaf ediyorum.

Ekim 1999

Aydoğan SAVRAN

İÇİNDEKİLER

KISALTMALAR vi
TABLO LİSTESİ vii
ŞEKİL LİSTESİ viii
SEMBOL LİSTESİ xii
ÖZET xiv
SUMMARY xvii

1. GİRİŞ 1
1.1. Uçuş Kontrol Problemi 1
1.2. Uçuş Kontrolüne Yaklaşımlar 2
1.3. Literatür Taraması 3
1.4. Tezin Amacı ve Yaklaşımı 16
1.5. Tezin Organizasyonu 19

2. UÇAK HAREKET DENKLEMLERİ 21
2.1. Eksen Takımları 21
2.1.1. Gövde Eksen Takımı 22
2.1.2. Kararlılık Eksen Takımı 22
2.1.3. Rüzgar Eksen Takımı 22
2.1.4. Yer Eksen Takımı 23
2.2. Uçağa Etkiyen Kuvvet ve Momentler 23
2.3. Euler Açıları 24
2.4. Uçak Hareket Denklemleri 25

3. UÇUŞ KONTROL SİSTEMLERİ 31
3.1. Giriş 31
3.2. Uçuş Kontrol Sistemlerinin Tarihçesi 31
3.3. Uçuş Kontrol Sistemlerinin Sınıflanması 37
3.4. Kararlılık Artırım Sistemleri 37
3.4.1. Yunuslama Açısal Hızı Kararlılık Artırım Sistemi 38
3.4.2. Enlemesine-Yönsel SAS'lar 38
3.5. Kontrol Artırım Sistemleri 39
3.5.1. Yunuslama Açısal Hızı Kontrol Artırım Sistemi 39
3.1.2. Normal İvmelenme Kontrol Artırım Sistemi 40
3.5.3. Enlemesine - Yönsel Kontrol Artırım Sistemi 40
3.6. Otopilotlar 41
3.6.1. Yunuslama Açısı Otopilotu 42
3.6.2. İrtifa Otopilotu 42
3.6.3. Mach Sayısı Otopilotu 43
3.6.4. Yatış Açısı Otopilotu 43
3.6.5. Uçak Hız Kontrol Sistemi 44

3.6.6. Yönelim Açısı Otopilotu 44

4.YSA'LARI VE BS'LER YAKLAŞIMI İLE MODELLEME VE KONTROL 46
4.1. Giriş 46
4.2. Yapay Sinir Ağları 47
4.3. Temel YSA Yapıları 48
4.3.1. İleribeslemeli Ağlar 48
4.3.2. Geribeslemeli Ağlar 48
4.4. Öğrenme Kategorileri 49
4.1.1. Eğiticili Öğrenme 49
4.4.2. Eğiticisiz Öğrenme 49
4.4.3. Pekiştirmeli Öğrenme 49
4.5. YSA'ları ile Modelleme 50
4.5.1. İleri Modelleme 50
4.5.2. Genelleştirilmiş Ters Öğrenme 50
4.5.3. Özelleştirilmiş Ters Öğrenme 51
4.6. Yapay Sinir Ağları ile Kontrol 52
4.6.1. Eğiticili Kontrol 53
4.6.2. Doğrudan Ters Kontrol 53
4.6.3. Doğrudan Uyarlamalı Kontrol 53
4.6.4. Dolaylı Uyarlamalı Kontrol 54
4.6.5. Uyarlamalı Kritik Yöntemi 55
4.6.6. Öngörülü Kontrol 55
4.7. Bulanık Sistemler 56
4.8. Bulanık Sistemlerin Temelleri 56
4.8.1. Bulanık Kural Tabanı 57
4.8.2. Bulanık Çıkarım Birimi 58
4.8.3. Bulanıklaştırma Birimi 58
4.8.4. Durulayıcı Birimi 59
4.9. Uyarlamalı Bulanık Sistem 59

5. YSA'LARI VE BS'LER İÇİN HIZLI ÖĞRENME ALGORİTMASI 61
5.1. Giriş 61
5.2. Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Problemi 61
5.3. Levenberg-Marquardt Metodu 63
5.4. Evrik Ağ Kullanılarak Gradyan ve Jacobian Hesabı 66
5.5. Uyarlamalı Bulanık Sistemin Eğitilmesi 68
5.6. Sonuçlar 70

6. AERODİNAMİK KATSAYILARIN YSA'LARI VE BS'LER İLE KESTİRİMİ 72
6.1. Giriş 72
6.2. Uçak Dinamik Modeli 72
6.3. Aerodinamik Katsayıların Kestirimi 74
6.3.1. Yapay Sinir Ağları ile Kestirim 74
6.3.2. Bulanık Sistemler ile Kestirim 76
6.3.3. Kestirimlerin Hassasiyetinin Belirlenmesi 79
6.3.4. Kestirimlerin Performansı 80
6.3.5. Kestirimlerin Geçerliliğinin Testi 83

6.4. Sonuçlar 86

7. UÇAK HAREKET DEĞİŞKENLERİNİ YSA'LARI VE BS'LER İLE TANIMA 87
7.1. Giriş 87
7.2. YSA ile Sistem Tanıma 90
7.3. Bulanık Sistem ile Sistem Tanıma 91
7.4. Benzetim Çalışması Sonuçları 93
7.5. Yığıt Kullanarak Öğrenme 96
7.6. Nöro-Bulanık Tanıma Modeli 98
7.7. Sonuçlar 101

8. YSA'LARI VE BS'LER TEMELLİ UYARLAMALI UÇUŞ KONTROLU 102
8.1. Giriş 102
8.2. Genel PID Kontrolör Yapısı 102
8.3. Yapay Sinir Ağları Temelli Uyarlamalı PID Kontrolör 105
8.3.1. Yöntemin Adımları 107
8.4. Bulanık Sistemler Temelli Uyarlamalı PID Kontrolör 108
8.4.1. Yöntemin Adımları 112
8.5. Doğrusal Olmayan Uyarlamalı Uçuş Kontrolü 113
8.6. Yunuslama Açısal Hızı Kontrol Sistemi 114
8.7. Yalpa Açısal Hızı Kontrol Sistemi 120
8.8. Sapma Açısal Hızı Kontrol Sistemi 122
8.9. S-Yörüngesi Benzetim Çalışması 125
8.10. Sonuçlar 127

9. ZEKİ İNİŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI 129
9.1..Giriş 129
9.2. Uçak Modeli 129
9.3. Rüzgar Bozucularının Modellenmesi 130
9.4. Uyarlamalı PID Kontrol Sistemi 132
9.5. Benzetim Çalışması Sonuçları 134
9.6. Sonuçlar 141

10. SONUÇLAR VE TARTIŞMA 143

KAYNAKLAR 148

EKLER 158
Ek-A: Bilgisayar Programları 158

ÖZGEÇMİŞ 159

KISALTMALAR

ABS	: Antilock Brake System
ART	: Uyarlamalı Rezonans Teori (Adaptive Rezonans Theory)
BS	: Bulanık Sistem
BTT	: Bank to Turn
CAS	: Kontrol Artırım Sistemi (Control Augmentation System)
CMAC	: Cerebellar Model Articulation Control
ÇGÇÇ	: Çok-Girişli Çok-Çıkışlı
ÇKA	: Çok Katmanlı Algılayıcı
GN	: Gauss-Newton
ILS	: Aletli İniş Sistemi (Instrument Landing System)
LM	: Levenberg-Marquardt
LVQ	: Öğrenmeli Vektör Kuvantalama (Learning Vector Quantization)
PID	: Oransal-İntegral-Türevsel
SAS	: Kararlılık Artırım Sistemi (Stability Augmentation System)
YSA	: Yapay Sinir Ağı

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 6.1 : Eğitme performansları..... 78
Tablo 6.2 : Ortalama bağıl kestirim hataları..... 79
Tablo 9.1 : Piste dokunuş anındaki performanslar..... 141

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 2.1 : Gövde eksen takımları 21
Şekil 3.1 : Yunuslama açısal hızı kararlılık artırım sistemi. 38
Şekil 3.2 : Enlemesine-yönsel kararlılık artırım sistemi. 39
Şekil 3.3 : Yunuslama açısal hızı kontrol artırım sistemi 40
Şekil 3.4 : Normal ivmelenme kontrol artırım sistemi 40
Şekil 3.5 : Enlemesine-yönsel kontrol artırım sistemi 41
Şekil 3.6 : Yunuslama açısı otopilotu 42
Şekil 3.7 : İrtifa otopilotu 42
Şekil 3.8 : Mach sayısı otopilotu. 43
Şekil 3.9 : Yatış açısı otopilotu 44
Şekil 3.10 : Uçak hızı kontrol sistemi. 44
Şekil 3.11 : Yönelim açısı otopilotu 45
Şekil 4.1 : Nöron yapısı 47
Şekil 4.2 : İleri beslemeli ağ yapısı. 48
Şekil 4.3 : YSA ile ileri modelleme yapısı 50
Şekil 4.4 : Genelleştirilmiş ters öğrenme 51
Şekil 4.5 : Özelleştirilmiş ters öğrenme 51
Şekil 4.6 : Eğiticili kontrol eğitme yapısı 53
Şekil 4.7 : Dolaylı uyarlamalı kontrol yapısı 54
Şekil 4.8 : Uyarlamalı kritik yöntemi. 55
Şekil 4.9 : Öngörülü kontrol yapısı 56
Şekil 4.10 : Temel bulanık sistem yapısı 57
Şekil 4.11 : Merkez ortalama durulayıcı grafik gösterimi 59
Şekil 5.1 : Güvenli bölge yaklaşımına dayanan Levenberg-Marquardt algoritması. 65
Şekil 5.2 : İleri beslemeli YSA mimarisi 66
Şekil 5.3 : Evrik ağ 67
Şekil 6.1 : $C_x(\delta_e,\alpha)$ Katsayısı YSA eğitme yapısı. 75
Şekil 6.2 : YSA eğitiminde LM (düz çizgi) ve GY (noktalı çizgi) yöntemleri için ölçütün değişimi. 75
Şekil 6.3 : $C_l(\alpha,\beta)$ Katsayısı bulanık sistem eğitme yapısı 76
Şekil 6.4 : C_x Katsayısı için kullanılan bulanık sistemin bir üyelik fonksiyonunun eğitmeden önceki(düz çizgi) ve sonraki (noktalı çizgi). durumu 77
Şekil 6.5 : BS eğitiminde LM (düz çizgi) ve GY (noktalı çizgi) yöntemleri için ölçütün değişimi. 79
Şekil 6.6 : C_x Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi ... 80
Şekil 6.7 : C_y Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi ... 81
Şekil 6.8 : C_z Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi ... 81
Şekil 6.9 : C_l Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi.... 81

Şekil 6.10 : C_m Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi... 82
Şekil 6.11 : C_n Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi ... 82
Şekil 6.12 : C_z Katsayısı gerçek değer (.), YSA (o) ve BS (+) kestirimi 82
Şekil 6.13 : C_l Katsayısı gerçek değer (.), YSA (o) ve BS (+) kestirimi..... 83
Şekil 6.14 : Benzetim çalışması yapısı..... 83
Şekil 6.15 : Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için S-yörüngesi 84
Şekil 6.16 : Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi) , YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için irtifa değişimi. 84
Şekil 6.17 : Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi) , YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için hücum açısı değişimi. 84
Şekil 6.18 : Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için yunuslama açısal hızı değişimi. 85
Şekil 6.19 : Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için yalpa açısal hızı değişimi. 85
Şekil 7.1 : Giriş-çıkış modeli. 88
Şekil 7.2 : Paralel tanıma yapısı. 88
Şekil 7.3 : Seri-paralel tanıma yapısı. 89
Şekil 7.4 : YSA eğitme yapısı.....91
Şekil 7.5 : Bulanık sistem tanıma yapısı. 92
Şekil 7.6 : Tanıma modellerini eğitmede kullanılan irtifa dümeni giriş işareti. 93
Şekil 7.7 : Tanıma modellerini eğitmede kullanılan kanatçık giriş işareti. 94
Şekil 7.8 : Tanıma modellerini eğitmede kullanılan yön dümeni giriş işareti. 94
Şekil 7.9 : Yalpa açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi) 95
Şekil 7.10 : Yunuslama açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi) 95
Şekil 7.11 : Sapma açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi) 96
Şekil 7.12 : Yığıt ile öğrenme yapısı 97
Şekil 7.13 : Yalpa hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi).....97
Şekil 7.14 : Yunuslama hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi).....98
Şekil 7.15 : Sapma hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi).....98
Şekil 7.16 : Nöro-bulanık tanıma modeli yapısı.....99
Şekil 7.17 : Yalpa hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line tasarlanmış BS tanıma modeli çıkışı (kesikli çizgi), nöro-bulanık tanıma modeli çıkışı (noktalı çizgi). .99
Şekil 7.18 : Yunuslama hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line tasarlanmış BS tanıma modeli çıkışı (kesikli çizgi), nöro-bulanık tanıma model çıkışı (noktalı çizgi). 100
Şekil 7.19 : Sapma hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line tasarlanmış BS tanıma modeli çıkışı (kesikli çizgi), nöro-bulanık tanıma model çıkışı (noktalı çizgi). 100
Şekil 8.1 : Ayrık zamanlı paralel PID kontrolör 104
Şekil 8.2 : YSA'ları temelli uyarlamalı PID kontrolör yapısı 105

Şekil 8.3 : BS temelli uyarlamalı PID kontrolör yapısı 109
Şekil 8.4 : Yunuslama açısal hızı kontrol artırım sistemi 114
Şekil 8.5 : Yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) ve klasik (kesikli-noktalı) kontrolör cevapları. 117
Şekil 8.6 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi), BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için yunuslama açısı değişimleri. 118
Şekil 8.7 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi), BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için irtifa dümeni sapmaları. 118
Şekil 8.8 : Parametre değişimli durumda yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli).ve klasik (kesikli-noktalı) kontrolör cevapları 119
Şekil 8.9 : Parametre değişimli durumda YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için yunuslama açısı değişimleri. 119
Şekil 8.10 : Sinüzoidal yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları 120
Şekil 8.11 : Yalpa açısal hızı kontrol sistemi. 120
Şekil 8.12 : Yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 121
Şekil 8.13 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yalpa açısı değişimleri. 121
Şekil 8.14 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için kanatçık sapmaları. 121
Şekil 8.15 : Sinüzoidal yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 122
Şekil 8.16 : Sapma açısal hızı kontrol sistemi. 122
Şekil 8.17 : Sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 123
Şekil 8.18 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için sapma açısı değişimleri. 123
Şekil 8.19 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yön dümeni sapmaları. 124
Şekil 8.20 : Sinüzoidal sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 124
Şekil 8.21 : YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için S-yörüngesi. 125
Şekil 8.22 : S-yörüngesi esnasında YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için hücum açısı değişimleri. 125
Şekil 8.23 : S-yörüngesi esnasında YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yana kayma açısı değişimleri. 126
Şekil 8.24 : S-yörüngesi esnasında yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli(noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 126
Şekil 8.25 : S-yörüngesi esnasında yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli(noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 126
Şekil 8.26 : S-yörüngesi esnasında sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli(noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları. 127
Şekil 9.1 : Yunuslama otopilotu 130
Şekil 9.2 : İtki otopilotu 130

Şekil 9.3 : Yatay rüzgar hızı modeli.....131
Şekil 9.4 : Dikey rüzgar hızı modeli.....131
Şekil 9.5 : Uyarlamalı PID kontrol sistemi yapısı.....133
Şekil 9.6 : Rüzgarsız durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....135
Şekil 9.7 : Rüzgarsız durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....135
Şekil 9.8 : Rüzgarsız durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....136
Şekil 9.9 : Rüzgarsız durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....136
Şekil 9.10 : Rüzgarlı durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....137
Şekil 9.11 : Rüzgarlı durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....137
Şekil 9.12 : Rüzgarlı durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....138
Şekil 9.13 : Rüzgarlı durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....138
Şekil 9.14 : Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....139
Şekil 9.15 : Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....139
Şekil 9.16 : Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....140
Şekil 9.17 : Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi).....140

SEMBOL LİSTESİ

$\bar{q}$: Dinamik basınç
$\bar{c}$: Ortalama geometrik veter
Π : Çarpma operatörü
α : Hücum açısı
π : Pi sayısı
μ : Pozitif sabit
Ψ : Sapma açısı
Σ : Toplama operatörü
γ : Uçuş yörünge açısı
ϕ : Yalpa açısı
β : Yana kayma açısı
λ : Yönelim açısı
δ_a : Kanatçık sapması
δ_e : İrtifa dümeni sapması
δ_r : Yön dümeni sapması
δ_t : İtki komutu
θ : Yunuslama açısı
b : Kanat açıklığı
c : Kanat veteri
$C_{l\delta a}$: Kanatçık sapmasından kaynaklanan yalpa momenti katsayısı
$C_{l\delta r}$: Yön dümeni sapmasından kaynaklanan yalpa momenti katsayısı
C_l, C_m, C_n : Boyutsuz aerodinamik moment katsayıları
$C_{n\delta a}$: Kanatçık sapmasından kaynaklanan sapma momenti katsayısı
$C_{n\delta r}$: Yön dümeni sapmasından kaynaklanan sapma momenti katsayısı
C_x, C_y, C_z : Boyutsuz aerodinamik kuvvet katsayıları
e : Hata değişkeni
E : Ölçüt fonksiyonu
F : Toplam kuvvet
F_x, F_y, F_z : Gövde eksen toplam kuvvet bileşenleri
g : Yerçekimi ivmesi
H : Açısal momentum
h : İrtifa
I : Atalet moment matrisi, birim matris
I_x, I_y, I_z : Atalet momentleri
I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} : Atalet çarpımları
J : Jacobian matrisi
K_P, K_I, K_D : PID kazançları
L, M, N : Aerodinamik momentler
M : Toplam moment, kural sayısı, Mach sayısı

m	: Uçak kütlesi
$M_{u,w,q,e,t}$	: Yunuslama momenti kararlılık ve kontrol türevleri
M_x, M_y, M_z	: Gövde eksen toplam moment bileşenleri
N	: Normal dağılımı
p	: Yalpa açısal hızı , parametre
p_E	: Doğu mesafesi
p_N	: Kuzey mesafesi
q	: Yunuslama açısal hızı
r	: Sapma açısal hızı
s	: Laplace operatörü
S	: Referans kanat alanı
T	: İtki kuvveti
u	: X_B ekseni doğrultusundaki hız bileşeni, giriş vektörü
u, v, w	: Gövde eksen hız bileşenleri
u_g, w_g	: Rüzgar hız bileşenleri
U_o	: Nominal hız
v	: Y_B ekseni doğrultusundaki hız bileşeni
V_T	: Toplam hız
W	: Gövde eksen takımında açısal hız vektörü
w	: Z_B ekseni doğrultusundaki hız bileşeni, ağırlık vektörü
X_a, Y_a, Z_a	: Gövde eksen aerodinamik kuvvet bileşenleri
X_B, Y_B, Z_B	: Gövde eksen takımı
X_E, Y_E, Z_E	: Yer eksen takımı
X_g, Y_g, Z_g	: Gövde eksen yerçekimi kuvveti bileşenleri
X_S, Y_S, Z_S	: Kararlılık eksen takımı
$X_{u,w,q,e,t}$	: X_B ekseni kuvvet bileşeni kararlılık ve kontrol türevleri
X_W, Y_W, Z_W	: Rüzgar eksen takımı
$Z_{u,w,q,e,t}$	: Z_B ekseni kuvvet bileşeni kararlılık ve kontrol türevleri

YAPAY SİNİR AĞLARI VE BULANIK SİSTEMLER TEMELLİ UÇUŞ KONTROL TASARIMI

ÖZET

Bu tez çalışmasında, yüksek performanslı uçaklar için zeki sistemler yaklaşımı ile uçuş kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla hızlı öğrenmeye dayanan yapay sinir ağları (YSA) ve bulanık sistemler (BS) kullanılarak doğrusal olmayan F-16 modelinin dinamik ve aerodinamik davranışının modellenmesi ve kontrolü gerçekleştirilmiştir. Ayrıca zeki iniş kontrol sistemleri geliştirilerek rüzgar bozucuları ve model belirsizlikleri durumunda performansları incelenmiştir.

Uçak dinamik ve aerodinamik davranışı incelenip, referans eksen takımları tanımlanarak, hareket denklemleri analiz edilmiştir. Benzetim çalışmalarında kullanılan 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan uçak modeli tanımlanmıştır. Geliştirilen tasarımlara temel oluşturması amacıyla, uçuş kontrol sistemlerinin kısaca tarihsel gelişimi gözden geçirilip, temel yapıları verilmiştir.

Gerçekleştirilen tasarımların temel bileşenleri olan YSA'ları ve BS'lerin gelişme süreçleri gözden geçirilerek temel özellikleri, öğrenme yöntemleri, kontrol ve modelleme yapıları verilmiştir.

YSA'ları ve BS'ler ile geliştirilen uygulamaların en önemli aşamalarından birisini öğrenme oluşturmaktadır. YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi sınırlamasız optimizasyon problemidir. Yaygın olarak kullanılan geriye yayılma algoritması gibi birinci dereceden optimizasyon yöntemlerinin yavaşlığı YSA'ları ve BS'lerin uygulama alanlarını sınırlamaktadır. Bu nedenle ikinci dereceden bir optimizasyon yöntemi olan Levenberg-Marquardt (LM) algoritması güvenli bölge yaklaşımı ile YSA'larının ağırlıklarının ve BS'lerin parametrelerinin ayarlanması için uyarlanmıştır. Böylece on-line öğrenmeye olanak tanıyan, hızlı, kullanımı kolay ve yakınsaması garanti bir eğitme yöntemi elde edilmiştir.

YSA'ları ve BS'ler ile geliştirilen modelleme ve kontrol yapıları üç aşamada ele alınmıştır. Birinci aşamada YSA'ları ve BS'ler ile uçağın aerodinamik davranışının modellenmesi amaçlanmıştır. Uçuş esnasında uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile tanımlanırlar. Aerodinamik katsayılar irtifa, mak sayısı, aerodinamik açılar ve kontrol yüzeyi sapmaları gibi çeşitli değişkenlerin fonksiyonları olarak çok boyutlu tablolarda gösterilirler. Bu çalışmada doğrusal olmayan F-16 uçak modeline ait aerodinamik katsayıların kestirimi için YSA'ları ve BS'ler kullanımı önerilmiştir. Bu amaçla aerodinamik katsayıların herbiri için bir YSA ve bir BS eğitilmiştir. Eğitme güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen LM algoritması ile gerçekleştirilmiştir. Eğitilen YSA'ları ve BS'ler ile yapılan kestirimlerin

hassasiyetini belirlemek amacıyla ortalama bağıl hata tanımlanarak her bir katsayı için hesaplanmıştır. Ayrıca kestirimlerin geçerliliğini göstermek amacı ile YSA'ları ve BS'ler uçak modeli ile entegre edilerek 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

İkinci aşamada YSA'ları ve BS'ler ile uçağın dinamik davranışının modellenmesi amaçlanmıştır. YSA'ların ve BS'lerin, doğrusal olmayan fonksiyonları benzeştirme özellikleri ve seri-paralel sistem tanıma yapısı kullanılarak emülatör olarak da adlandırılan dinamik bir tanıma yapısı elde edilmiştir. Uçağın üç açısal hız değişkeni için hem YSA'ları ve hemde BS'ler kullanılarak tanıma modelleri geliştirilmiştir. Başlangıçta tanıma modellerinin eğitimi off-line olarak sistem hakkındaki ön bilgiler kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Tanıma performansını artırmak ve sistemde meydana gelen değişimlere uyarlanmak amacıyla on-line eğitme önerilmiştir. Bu amaçla belli bir süre geçmişe ait verilerinde kullanımına olanak sağlayan bir yığıt kullanılmıştır. Yığıt ilk giren ilk çıkar mantığı ile çalışmaktadır. Her yeni ölçümde yığıt elemanları bir kaydırılarak, ölçüm yığıtın ilk birimine yerleştirilmekte, yığıtın son birimindeki ölçüm yığıttan ayrılmaktadır. Böylece sistem de meydana gelen değişmeler model tarafından öğrenilebilmektedir. Bundan başka sistemin genel bir modeli olarak off-line olarak önceden eğitilmiş BS'ler ile sistemde meydana gelebilecek değişimleri algılamak amacıyla on-line olarak eğitilen bir YSA'ı paralel olarak kullanılarak nöro-bulanık bir tanıma modeli elde edilmiştir. Böylece sistem hakkındaki hem sözel hem de nümerik bilgilerin kullanımına olanak sağlayan etkin bir tanıma yapısı elde edilmiştir. Eğitme işlemi güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen LM algoritması ile yapılmıştır. Geliştirilen on-line öğrenmeli tanıma modelleri, dinamiği doğrusal olmayan ve belirsizliklere sahip olan uçak için uygundur. Ayrıca bu şekilde off-line öğrenmeli yapıya göre YSA'ları için daha az nöron BS'ler için daha az kural ile modelleme gerçekleştirilebilmektedir.

Üçüncü aşamada zeki uçuş kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla hem YSA'ları temelli hemde BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrol yapıları geliştirilmiştir. Bu yaklaşımda YSA'ları ve BS'lerin öğrenme ve uyarlanma yetenekleri PID kontrolörlerin gürbüzlüğü ile birleştirilmiştir. Geliştirilen öğrenme ve uyarlanma özelliklerine sahip PID kontrol yapısı: kestirimci, emülatör ve PID kontrolör olmak üzere üç kısımdan oluşmaktadır. Emülatör sistemin ileri modeli olarak eğitilmekte ve kestirimcinin eğitimi için gerekli olan sistem Jacobianını hesaplamakta kullanılmaktadır. Başlangıçta off-line olarak eğitilen emülatör yığıt kullanılarak on-line olarak da eğitilebilmektedir. Kestirimcinin görevi on-line olarak PID kontrolörün kazançlarını belirlemektir. Eğitme LM algoritması ile gerçekleştirilmektedir. Hem kestirimci hemde emülatör on-line olarak eğitildiğinden uçak dinamiğindeki değişimlere duyarlı uyarlamalı bir kontrol yapısı elde edilmiştir. Bu şekilde elde edilen kontrol yapısı üç açısal hızın kontrolünde kullanılmıştır. Yapılan 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmalarıyla geliştirilen uyarlamalı PID kontrol yapısının performansı belirlenmiştir. Ayrıca YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler ile zeki iniş kontrol sistemleri geliştirilmiştir. Doğrusal bir uçak modeli kullanılarak gerçekleştirilen benzetim çalışmaları ile rüzgar bozucularının ve model belirsizliklerinin kontrolör performansına etkisi belirlenmiştir. Klasik kontrolör ile yapılan karşılaştırmalı çalışmalar ile kontrolörlerin performansı test edilmiştir.

Tasarlanan kontrol sistemlerinin kararlılığı parametrelerin çok geniş bir aralıkta değiştirildiği benzetim çalışmaları ile test edilmiştir. Benzetim çalışmalarında zeki sistem yaklaşımı ile klasik yapılardan daha iyi performans elde edilmiştir. Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli yapıların tipik uçuş kontrol sistemleri ile karşılaştırıldıklarında en önemli avantajlarından birisi çok sayıda kazancın interpolasyonuna ve saklanmasına gereksinim duymamalarıdır. Ayrıca on-line öğrenmeli uyarlamalı yapıları sayesinde uçak konfigürasyonunda meydana gelen değişikliklere dinamik olarak uyarlanabilmektedir. Sonuç olarak zeki sistemler yaklaşımı ile uçuş kontrolüne esnek, gürbüz alternatifler getirilebileceği gösterilmiştir.

ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS AND FUZZY SYSTEMS BASED FLIGHT CONTROL DESIGN

SUMMARY

The objective of this thesis is to develop flight control systems for high performance aircrafts using intelligent systems approach. Neural networks (NN) and fuzzy systems (FS) with fast learning algorithms are used to control and model dynamics and aerodynamic behavior of the nonlinear F-16 model. Intelligent landing control systems are also developed and tested by simulations using an aircraft model subjected to wind disturbances.

The equations of motion of the aircraft are analyzed by examining dynamic and aerodynamic characteristics of the aircraft. The nonlinear six degrees of freedom (6-DOF) aircraft simulation model is used. The historical background of the flight control systems is reviewed and basic flight control system structures are given.

NNs and FSs which are basic components of the developed applications are reviewed and their basic features, learning methods, control and modeling structures are given.

One of the most important phase of NNs and FSs based designs are learning. The training of NNs and FSs is an unconstrained optimization problem. The slow convergence rate of the first order optimization methods such as well known backpropagation algorithm limits their application areas. Therefore the Levenberg-Marquardt (LM) optimization method with a trust region approach is adapted to train NNs and FSs. Thus a fast, easy to apply learning method whose convergence is guaranteed is obtained.

The developed NNs and FSs based control and modeling structures are studied in three phases. The objective of the first phase is to model the aerodynamic behavior of the F-16 aircraft using NNs and FSs. The aerodynamic forces and moments acting on the aircraft are defined in terms of dimensionless aerodynamic coefficients. The aerodynamic coefficient values are presented in multidimensional lookup tables as the functions of various variables such as altitude, mach number, aerodynamic angles and control surface deflections. In this study a novel approach is taken. The aerodynamic coefficients of the nonlinear F-16 model are estimated by NNs and FSs. An individual NN and FS are trained for each aerodynamic coefficient. They are trained using LM method with the trust region approach. A criteria called mean relative error is defined to determine the accuracy of the estimations. Also six degrees of freedom nonlinear simulations are performed to validate the estimations by the NNs and FSs.

The second phase considers modeling of aircraft dynamic behavior by NNs and FSs. A dynamic identification model called emulator is developed using serial-parallel

identification structure and nonlinear function approximation ability of the NNs and FSs. The identification model is developed for three angular rate variables using both NNs and FSs. Initially, they are trained off-line using priori knowledge about the system. An on-line training procedure is proposed to improve identification accuracy and adapt to the changes in the system dynamics. So, a first in first out stack is used to store a certain history of input-output data for on-line training. It accepts a new pattern from the system and discards oldest pattern from the stack at each time steps. A batch learning is performed for all patterns in the stack at each time step. Moreover a neural-fuzzy identification model is developed using an off-line trained FSs model and an on-line trained NN model. Thus a very effective identification structure which can use both heuristic and numerical knowledge is obtained. The LM method with the trust region approach is used to train identification models. The developed identification models are suitable for aircrafts dynamics having nonlinearity and uncertainity. Moreover the on-line trained models reduce the required neurons and rules which in turn reduce complex calculation process in NNs and FSs.

The objective of the third phase is to develop intelligent flight control systems. Therefore NNs and FSs based adaptive PID controllers are developed. In this approach, the learning and adaptation abilities of NNs and FSs are combined with robust performance of the PID controllers. The control system is composed of an emulator, an estimator and a discrete time PID controller. The emulator is trained as forward models of the controlled variables. It is used to calculate the system Jacobian. The emulator is trained off-line using priori knowledge and then it is trained on-line using the stack mentioned above. The estimator is used to adjust the PID gains. The LM method is used to train the NNs and FSs.. The control systems have learning and adaptation abilities. So they can adapt themselves to the changes in flight conditions and system parameters. They are used to control three angular rates. The performance of the developed adaptive PID controllers are tested by performing 6-DOF nonlinear simulations. Moreover the NNs and FSs based adaptive PID controllers are used to develop intelligent landing control system. The effects of the wind disturbances and the model uncertainities on the control system are tested. The performance of the intelligent landing controllers are compared with that of classical controllers.

The stability considerations are examined by varying the parameters in a wide range. The intelligent system approach is shown to provide an alternative to the classical control strategies in the simulation studies. One of the most important aspect of the NNs and FSs based designs compared with a typical flight control system is that they avoid the storing and interpolation requirements of large number of feedback gains. They can also adapt to the changes in the aircraft configurations. In conclusion, it is possible to develop flexible and robust flight control systems with intelligent system approach.

1. GİRİŞ

1.1 Uçuş Kontrol Problemi

Yüksek performanslı uçaklarda, uçuş esnasında dinamik basınçta, Mach sayısında ve aerodinamik açılarda meydana gelen değişimler, dinamik denklem katsayılarında değişimlere neden olurlar. Uçak dinamiğindeki bu değişimler nedeni ile bir uçuş koşulu için kararlı olan bir dinamik mod,. başka bir uçuş koşulu için kararsız hale gelebilir. Osilasyonlu modlar pilotun yörüngeyi takibini zorlaştırır. Kararlılığın sağlanması, komutların hassas olarak izlenmesi, cevap hızının arttırılması gibi görevler uçağın dinamik davranışı değiştirilerek uçuş kontrol sistemleri ile yerine getirilir.

Uçağın hareketi uzayda bir hız vektörü ile tanımlanabilir. Hız vektörünün zamana göre integrali yörüngeyi verir. Uçağın üç boyutlu uçuş yörüngesi boyunca hareket etmesini sağlamak için hız vektörünün uygun şekilde değiştirilmesi gerekir. Bu amaçla gerekli aerodinamik kuvvet ve momentler kontrol yüzeyleri ile üretilir. Uçaklarda temel olarak üç tip kontrol yüzeyi mevcuttur. Bunlar kanatçık (aileron), irtifa dümeni (elevator) ve yön dümeni (rudder) olarak adlandırılır. Uçağın hız vektörünün yön ve boyutunun değişimine karşı direnci kararlılığı oluşturur. Uçağın manevra kabiliyeti ile kararlılığı arasında ters ilişki vardır. Her uçakta hareket değişkenlerinde meydana gelen değişimleri ölçen algılayıcılar vardır. Bu algılayıcılardan elde edilen işaretler uçuş kontrol sistemleri için geri besleme işaretleri ve pilotlara uçağın durumunu bildiren yardımcı gösterge bilgileri sağlar. Uçuş kontrol sistemlerinde kontrolörün görevi hareket değişkenlerinin istenilen değerleri ile ölçülen değerlerini karşılaştırarak, kontrol yüzeylerinin sapmasını sağlayan eyleyiciler (actuator) için gerekli işaretleri üretmektir.

Uçaklar üç tanesi ağırlık merkezi etrafında açısal hareketten ve üç tanesi de ağırlık merkezinin yer değiştirmesinden kaynaklanan toplam altı serbestlik derecesine

sahiptirler. Serbestlik derecesinin bu kadar yüksek olması uçuş kontrolünü diğer araçlara göre çok daha karmaşık hale sokmaktadır.

Uçuş kontrol sistemlerinin geliştirilebilmesi için uçağın dinamik cevabının belirlenmesi gerekir. Uçağın dinamik ve aerodinamik karakteristiklerinde önemli belirsizlikler mevcuttur. Bu belirsizlikler kontrol performansını düşürmektedir. Bu nedenle belirsizlikleri ile başetmek uçuş kontrolünde hedefler arasında olmalıdır.

1.2 Uçuş Kontrolüne Yaklaşımlar

Genel olarak uçak dinamiği doğrusal olmayan ve zamanla değişen bir yapıdadır. Uçuş kontrolüne geleneksel yaklaşım belli uçuş koşullarında uçak dinamiğinin doğrusallaştırılması esasına dayanmaktadır. Böylece uçuş zarfindaki değişik koşulları göstermek için çok sayıda doğrusal zamanla değişmeyen model elde edilir. Uçuş kontrol sistemleri çeşitli zaman ve frekans domeni sentez teknikleri ile doğrusallaştırılmış matematiksel modeller kullanılarak tasarlanır (Bryson,1985). Uçak hareket değişkenleri ölçülerek geribesleme kazançları üzerinden kontrol yüzeyi eyleyicilerine uygulanmaktadır. Geribesleme kazançlarının ayarlanma işlemi kazanç atama (gain scheduling) olarak adlandırılmaktadır. Bu yaklaşımda bütün uçuş zarfi için kullanılan sonuç doğrusal olmayan kontrol kuralı , hız, irtifa ve kanat yükü gibi büyüklüklerin fonksiyonu olarak kazancı atanan çok sayıda doğrusal kontrolörün interpolasyonu ile elde edilir. Bu yapıda kontrolör tasarımı sınırlı sayıda doğrusal zamanla değişmeyen model kullanılarak off-line olarak yapıldığından aşırı kazanç hesaplamaya ihtiyaç vardır. Ayrıca uçak konfigürasyonlarında meydana gelen değişiklikler yeniden kazanç hesaplama gerektirmektedir. Kazanç atamalı kontrol yaklaşımında kazançlar önemli miktarda hafiza birimi kaplayan çok boyutlu tablolarda saklanmaktadır. Bunun yanısıra tablolarda bulunmayan değerler için ek hesaplama külfeti getiren interpolasyon ve extrapolasyon hesaplamalarına ihtiyaç vardır. Her ne kadar bu yöntemler hafif doğrusal olmama durumlarında etkin olsa da doğrusal olmama derecesi yüksek ise yada gerçek uçak dinamiği ile onun matematiksel modeli arasındaki farklılık fazla ise kullanımları uygun değildir. Çok geniş bir uçuş zarfinda uçan ve manevra kabiliyeti yüksek modern uçakların dinamiğindeki hızlı değişimler kazanç atamayı kullanışsız kılmaktadır (Biannic ve diğ:, 1997).

Uyarlamalı (adaptive) kontrol yapısı, uçuş kontrol sistemlerinde B1-B'lerin kanat titreşimlerinin bastırılması gibi bazı uygulamalarda (Morse ve Ossman, 1990), ve uçuş zarfi içindeki değişik bölgelerde dinamiğinin zamanla değişimi yavaş olan bazı deneysel uçakların uçuş kontrol sistemlerinde kullanılmıştır. Uyarlamalı uçuş kontrol sistemlerinde uçuş karakteristiğinde meydana gelen değişimlere göre kontrolör parametreleri ayarlanılır. Uyarlamalı algoritmaların halihazırda doğrusal olmayan dinamiklerle baş etmek, modellenemeyen dinamiklerin varlığı durumunda kararsızlık ve işlemsel etkinlik açısından problemleri vardır (Napolitano ve Kincheloe, 1995).

Yakın zamanlarda model belirsizlikleri ile baş etmek amacı ile çeşitli kontrol tasarım yöntemleri geliştirilmiştir. Özellikle H_∞ temelli kontrol stratejileri model belirsizliklerine karşı gürbüz (robust) olmasına rağmen, bütün uçuş zarfi için doğrusal olmama durumu ve zamanla değişime karşı gürbüzlüğü garanti edilememiştir (Voulgaris ve Valavan, 1991).

Manevra kabiliyeti yüksek uçakların kontrolünde dinamik tersinme metodu potansiyel teşkil etmektedir (Mulgund ve Stengel, 1995), (Snell, 1998). Ancak bu metodun bazı dezavantajları vardır. Eğer dinamik denklemler tam olarak bilinmiyorsa yada dinamik durumlar tam olarak ölçülemiyor veya kestirilemiyorsa, doğrusal olmayan dinamiklerin iptali tam olmamaktadır. Bu durum belirsizliklerin modellenmesi ve kapalı çevrim kontrolör performansını düşürmektedir.

1.3 Literatür Taraması

YSA'ları ve bulanık küme teorisinin en fazla uygulandığı alanlardan biriside kontrol sistemleridir. Bu konuda zengin bir literatür oluşmuştur. Burada YSA'ları ve bulanık küme teorisinin kontrol ve özelliklede uçuş kontrol sistemlerindeki uygulamalara ilişkin çalışmaların gözden geçirilmesi faydalı olacaktır.

YSA'larının tarihi 1943'lerde nöronun modellenmesi denemelerine kadar götürülebilse de, uygulamaya ilişkin asıl gelişmeler 1986'da geriye yayılma (backpropagation) algoritmasının ortaya çıkarılması ile başlamıştır. Bu tarihten itibaren çok çeşitli ağ yapıları, eğitme yöntemleri ve uygulama alanları ortaya çıkmıştır. Dinamik sistemlerin kontrol ve modellenmesi YSA'larının en fazla kullanıldığı alanlardan birisi olmuştur.

YSA'ların doğrusal olmayan fonksiyonları benzeştirebilme yetenekleri, çok değişkenli yapısı, hızlı paralel işlem yapabilme ve öğrenme yetenekleri kontrolde kullanılmalarını uygun kılmaktadır. Bu nedenle YSA'ları temelli pek çok kontrol yapısı geliştirilmiştir. Hunt ve diğ. (1992) YSA'ları temelli kontrol yapılarını, eğiticili kontrol, doğrudan ters kontrol, model referans kontrol, içsel model kontrol ve öngörülü (predictive) kontrol olarak sınıflamıştır. Werbos (1991) kontrol yapılarını, eğiticili kontrol, doğrudan ters kontrol, sinirsel uyarlamalı kontrol, zaman boyunca geriye yayılma ve uyarlamalı kritik tasarım olmak üzere beş sınıfa ayırdı. Agarwal (1997) daha kapsamlı sistematik bir sınıflama vermiştir. Burada bu konudaki geniş literatürden önemli bazıları gözden geçirilmiştir.

Psaltis ve diğ. (1988) çok katmanlı sinir ağları ile çeşitli tanıma ve kontrol yapıları önermişlerdir. Kontrolörü eğitmek amacıyla genelleştirilmiş ters öğrenme ve özelleştirilmiş ters öğrenme adı verilen iki yöntem geliştirmişlerdir. Eğitme performansının arttırılması için, off-line olarak gerçekleştirilen, genelleştirmiş ters öğrenme ile sonrada on-line olarak gerçekleştirilen, özelleştirilmiş ters öğrenme yöntemlerinin birlikte kullanılabileceği ifade edilmiştir.

Chen (1990) doğrusal olmayan kendinden ayarlamalı kontrol için bir geriye yayılmalı sinir ağı kullanmıştır. YSA'larının doğrusal olmayan karakteristikleri öğrenebilmeleri, uyarlamalı kontrol için uygun kıldığı anlatılmıştır. Kendinden ayarlamalı uyarlamalı kontrol ile geriye yayılmalı sinir ağlarını birleştiren bir yapı elde edilmiştir. Benzetim çalışmaları ile önerilen yapının bilinmeyen doğrusal olmayan durumlar ile başedebildiği gösterilmiştir.

Narendra ve Parthasathy (1990) YSA'larının doğrusal olmayan dinamik sistemlerin kontrol ve tanınması için etkin bir şekilde kullanılabileceğini göstermişlerdir. YSA'ları kullanarak seri ve seri-paralel tanıma yapıları ile direk ve dolaylı uyarlamalı kontrol yapıları verilmiştir. Ağırlıkların ayarlanması için statik ve dinamik geriye yayılma algoritması üzerinde durulmuştur. Bu makale bu konudaki araştırmacıların en fazla faydalandıkları çalışmalardan birisi olmuştur.

Nguyen ve Widrow (1990), YSA'ları doğrusal olmayan dinamik bir sistemin kontrolünde kullandılar. Bu amaçla öncelikle sistem dinamik karakteristiğinin

tanınması amacı ile emülatör olarak adlandırılan bir ağ eğitilmiştir. YSA kontrolör önce emülatorü kontrol edecek şekilde eğitilmiştir. Eğitme işlemi tamamlandıktan sonra gerçek dinamik sistem kontrol edilmiştir.

Yabuta ve Yamada (1992) YSA'ı kontrolörler ile uyarlamalı kontrolörleri karşılaştırdılar. Bu çalışmada ayrıca YSA kontrolörlerin kararlılık karakteristikleri üzerinde de durulmuştur. Kararlı bir YSA kontrolörün ancak başlangıç ağırlık vektörünün uygun olması ile sağlanabileceği ifade edilmiştir.

Ichikawa ve Sawa (1992) konvansiyonel geribeslemeli kontrolörler de olduğu gibi, geribesleme yolu üzerinde bir YSA kontrolör kullandılar. Çalışmada YSA'ının eğitilmesi için genetik algoritmalar kullanılmıştır. Böylece kendinden öğrenmeli bir geribeslemeli kontrol yapısı elde edilmiştir.

Nordgern ve Meckl (1993) bir sinir ağı ters dinamik kontrolör ile bir uyarlamalı kontrolörü karşılaştırdılar. Çalışmada iki yaklaşımın da bazı benzerliklerinin ve farklılıklarının altı çizilmiştir. Lyapunov kararlılık tekniği kullanılarak global asimptotik kararlı bir öğrenme kuralı çıkarılmıştır.

Nie ve Linkens (1994) YSA temelli bir kendinden organizeli ve kendinden öğrenmeli çok değişkenli kontrolör önerdiler. Önerilen kontrolör bir değişken yapılı ve birde standart geriye yayılma ağı içermektedir. Kendinden organize ve öğrenme algoritmaları geliştirilmiştir.

Parisini ve Zoppoli (1995) ayrık zamanlı doğrusal olmayan sistemin kontrolü için bir kayan ufuklu (receding-horizon) sinir ağı kontrol yapısı kullandılar. Bu yapıda kayan ufuklu regülatör, çok katmanlı,ileri beslemeli bir sinir ağı ile benzeştirilerek, mevcut kayan ufuklu regülatörlerin aksine kontrol vektörü off-line olarak hesaplanmıştır.

Zhang ve diğ. (1995) on-line endüstriyel izlemeli kontrol uygulamaları için bir sinir ağı yaklaşımı önerdiler. Önerilen yapının gerçek zaman uygulamaları için uygun olduğu ifade edilmiştir. Benzetim çalışmasında bir geminin rota izleme problemi ele alınmıştır. Kontrolöre izlenecek yörünge bir bulanık sistem tarafından sağlanmaktadır. Önerilen kontrolörün performansı klasik PID kontrolör ile karşılaştırılmıştır.

Ku ve Lee (1995) köşegen geribeslemeli sinir ağı olarak adlandırılan yeni bir sinir ağı yapısı geliştirdiler. Geliştirilen yapı kontrol sisteminde hem kontrolör hemde tanıma amacıyla kullanılmıştır. Hem kontrolör hemde tanıma modeli, dinamik geriye yayılma algoritması ile eğitilmiştir. Kontrol sisteminin uyarlanma ve interpolasyon özellikleri test edilmiştir. Gerçek zaman uygulamaları için uygun bir yapı elde edilmiştir.

Jin ve diğ. (1995) doğrusal olmayan sistemlerin giriş-çıkış doğrusallaştırılması kavramına dayanan, çeşitli çok katmanlı YSA tabanlı kontrol algoritmaları önerdiler. Önerilen kontrol yapısında tanıma ve kontrol eşzamanlı olarak yapılmaktadır. Böylece sistem parametre ve yapısındaki değişimlere karşı gürbüzlük sağlanmıştır.

Jagannathan ve Lewis (1996) doğrusal olmayan çok girişli çok çıkışlı (ÇGÇÇ) dinamik sistemlerin kontrolü için çok katmanlı bir YSA kontrolör geliştirdiler. Önerdikleri on-line ağırlık ayarlama yöntemi ile eğitme fazına gerek kalmamıştır. Böylece ağın eğitme sırasındaki kararsızlığı ortadan kalkmaktadır.

Yan ve Li (1997) ileri beslemeli, geribeslemeli ve öğrenmeli bir kontrol yapısı geliştirdiler. Bu yapıda ileri besleme kısmında sistemin tersini modellemek için bir geribeslemeli (recurrent) ağ kullanılmıştır. Geribesleme kısmında modellenemeyen dinamikler ve bozucular ile baş edebilmek için bir PD kontrolör eklenmiştir. Ayrıca izleme hatalarını azaltmak için bir öğrenmeli kontrolör kullanılmıştır. Benzetim çalışmaları ile robot kontrolünde yüksek performans elde edilmiştir.

Ahmed ve Anjum (1997) stokastik doğrusal olmayan sistemlerin doğrudan kendinden ayarlamalı kontrolü için sinir ağı kullanımını önerdiler. Bu yapıda kontrol sözde sistemin ters modellenmesi esasına dayanmaktadır. Kontrolör sözde sistemin tersini bir ortalama karesel optimal ters kestirici olarak doğrudan tanır. Bu yöntemle tersi kararsız sistemlerin kontrolü mümkündür.

Yakın zamanlarda YSA'larının uçuş kontrol sistemlerinde hem kontrolör hem de sistem tanıma amacıyla kullanımı çeşitli araştırmalarda önerilmiştir. Bu çalışmalardan önemli bazıları gözden geçirilmiştir.

Troudet ve diğ. (1993) yüksek performanslı bir uçağın boylamsal dinamik modeli için YSA kontrolörler kullandılar. Burada amaç pilot komut girişleriyle, uçağın hızı ile

yunuslama açısal hızının (pitch rate) birbirinden bağımsız kontrolünun sağlanmasıdır. Bu amaçla pilotlu boylamsal iniş görevini yerine getirmek için model izleyen bir YSA kontrolör kullanılmıştır. YSA kontrolör H_∞ kontrolör ile karşılaştırılmıştır.

Rokhsaz ve Steck (1993) yüksek hücum açılarında yüksek performanslı bir uçağın kuvvet ve moment katsayılarının öngörümü için YSA kullandılar. Özel bir geçici hal hareketi esnasında YSA'ları kullanılarak uçağın aerodinamik karakteristiğinin öğrenilebildiği gösterilmiş ayrıca manevraya göre kontrol işareti üretilmesi sağlanmıştır.

Napolitano ve diğ. (1993) bir aerodinamik yüzeyde meydana gelen arızanın sezilmesi için YSA kullanımını önerdiler. YSA'ın öğrenme ve genelleme yeteneği sayesinde diğer arıza sezme yöntemlerinin bazı eksikleri giderilmiştir. Kontrol yüzeyinde meydana gelen arızalar bazı kararlılık türevlerinin değerlerinde değişmelere sebep olmaktadır. Durum kestirimi amacı ile kullanılan YSA temelli yapı on-line olarak eğitilebilmekte ve arıza ortaya çıkar çıkmaz arızayı gösteren bir işaret üretmektedir. Bazı durumların çapraz ilişki (cross corelation) fonksiyonlarının analizinden arızanın tipi belirlenmektedir. Yöntemin etkinliği doğrusal olmayan benzetim çalışması ile gösterilmiştir. YSA'larının uçağın dinamiğini öngörme yeteneği ile Kalman filtre gibi klasik kestirim yapılarına alternatif olabileceği gösterilmiştir.

Steck ve diğ. (1994) bir doğrusal kompanzatör ile YSA kontrolörü birlikte kullanarak uçak hızı ve yunuslama açısı arasındaki kublajı kaldırdılar. Kullanılan yapıda kontrol girişinin büyük bileşeni YSA kontrolör tarafından sağlandığından, doğrusal kontrolörün tek başına uçağı kontrol edemediği gösterilmiştir.

Napolitano ve Kingheloe (1995) yüksek performanslı bir uçağın irtifa,hız, yunuslama açısı otopilotları ile yalpa (roll) açısı ve yön kontrol sistemi için on-line öğrenmeli YSA kontrolörler kullandılar. 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları ile doğrusal olmayan koşullarda YSA kontrolörlerin, klasik kontrolörler ile gürbüzlüğü (robust) karşılaştırılmıştır.

Ha (1995) YSA ile yüksek performanslı bir uçağın, ayrık zamanlı enlemesine-yönsel (lateral-directional) kontrolü üzerinde çalışmıştır. Önerdiği kontrol yapısı geri besleme ve filtre bileşenlerinin birleştirilmesinden oluşmaktadır. Bu bileşenler 3 katmanlı ileri

beslemeli YSA yapısında gerçeklenmiştir. Yapılan doğrusal benzetim çalışmaları sonucunda YSA'ların uçuş kontrol tasarımcıları tarafından pratikte kullanılabileceği vurgulanmıştır.

Napolitano ve diğ. (1995a) kontrol yüzeyi arızalanmış bir uçağın tekrar dinamik konfigürasyonunu sağlamak için on-line olarak kontrol kuralının belirlenmesi problemine yeni bir yaklaşım getirdiler. Bu yaklaşım da kontrol yüzeyinin arızalanmasından sonra kararsız hale gelen uçak dinamiğini tekrar denge noktasına getirmek için online öğrenmeli YSA'ları kullanılması önerilmektedir. On-line öğrenme genişletilmiş geriye yayılma denilen özel bir eğitme algoritması kullanılarak ve uygun YSA mimarisi seçilerek yapılmıştır. Kullanılan eğitme algoritması ile yerel minumum probleminde ve yakınsama zamanının kısaltılmasında iyileşmeler sağlanmıştır. Yöntemin etkinliği yüksek performanslı bir uçağın tipik bir savaş manevrası için doğrusal olmayan benzetim ile gösterilmiştir.

Napolitano ve diğ. (1995b) algılayıcı arızalarının sezilmesi tanınması ve telafi edilmesi için YSA tabanlı bir yaklaşım önerdiler. Yaklaşımın temelini on-line öğrenmeli YSA kestirimci oluşturmaktadır. Bir askeri uçağın yunuslama ve yalpa açısal hız jiroskoplarında meydana gelen hafif ve ağır arızaları için yapılan benzetim çalışmaları ile önerilen yöntem, klasik yöntemler ile karşılaştırılmıştır.

Da ve Lin (1995) dinamik sistemlerde meydana gelen arızaların teşhisi için bir yöntem vermiştir. Bu yöntemde durum chi-square testi ile arıza sezildikten sonra, arızanın ortaya çıkış yeri, zamanı, ve ne kadar ciddi olduğunu belirlemek amacı ile YSA'lara chi-square testinin verileri uygulanmıştır. Bu yöntemde iki YSA kullanılmıştır. YSA'larının biri ile arızanın yeri, diğeri ile zamanı ve şiddeti belirlenmektedir. Küresel konum sistemleri, jiroskop ve ivmemetre arızaları için yapılan benzetim çalışmaları sonuçları verilmiştir.

Wright (1995) bir uzay aracının attitude kontrolü için YSA temelli bir yapı önermiştir. Bu yapıda YSA direk olarak kontrolör olarak kullanılma yerine konvansiyonel PD kontrol sisteminin parametrelerini ayarlamada kullanılmıştır.

Rao (1995) yüksek performanslı bir uçağın doğrusal olmayan özelliklerinin modellenmesi için sinir ağı yaklaşımı önermiştir. Hem geriye yayılma hemde

genişletilmiş Kalman filtre temelli öğrenme algoritmaları kullanılmıştır. Benzetim çalışmaları ile genişletilmiş Kalman filtre temelli öğrenme algoritmasının performansı test edilmiştir.

Kim ve Calise (1997) uçuş kontrolünde kullanılmak üzere YSA temelli uyarlamalı direk kontrolör mimarisi geliştirdiler. YSA geri beslemeli doğrusallaştırma için gerekli olan doğrusal olmayan dönüşümün gerçekleştirilmesi için kullanılmıştır. Başlangıçta YSA nominal matematik model kullanılarak off-line olarak eğitilmiştir. YSA modelleme hatası, uçak dinamiğindeki ani değişimler ve yaklaşık tersinmeden meydana gelen hataları kompanze edebilmek için on-line olarak eğitilmişlerdir. On-line öğrenme için karalı bir ağırlık uyarlanma algoritması verilmiştir. F-18 uçağı için yapılan benzetim çalışmaları ile gerçeklenen kontrolörün performansı gösterilmiştir. On-line uyarlamalı YSA kontrolör belirsizliklerin tam olarak bilinmemesine rağmen iyi bir tersinme sağlamıştır.

Fu ve diğ. (1997) uyarlamalı YSA temelli kontrol yaklaşımı ile bir füze otopilotu tasarladılar. Tasarlanan kontrolör yapısı ile önceden zaman alıcı eğitme fazının ve aerodinamikler ile ilgili hassas olmayan tablosal verinin kullanılmasının gerekmediği gösterilmiştir.

Bulanık teori Lotfi A. Zadeh tarafından 1965 yılında başlatılmıştır. Zadeh olasılık dağılımları ile tanımlanamayan belirsizliklerin karakterize edilebilmesi konusundaki düşüncelerini bulanık kümeler adlı makalesinde yayınlamıştır. Başlangıçta matematikçiler bulanık teori ile çözülebilecek her türlü problemin olasılık teorisi ile daha iyi çözülebileceğini iddia etmişlerdir. Bu nedenle araştırmacılar bulanık teoriye fazla ilgi göstermemişlerdir. Buna rağmen 1960'ların sonunda bulanık algoritmalar, bulanık karar verme gibi yeni bulanık yöntemler geliştirilmiştir. Bulanık kümeler, bulanık algoritmalar ve bulanık karar verme gibi bulanık teorinin temel kavramları Zadeh tarafından 1960'ların sonu ile 1970'lerin başlarında ortaya konmuştur. Zadeh 1973 yılında sözel (linguistic) değişkenler kavramını ve insanların deneyim bilgilerinin eğer-ise şeklinde kurallar ile ifade edilmesini önermiş ve böylece bulanık mantık ile kontrolün temellerini atmıştır (Wang, 1997, s.13-14).

Ebrahim H. Mamdani 1975'de kural tabanlı bulanık sistem yapısını oluşturdu. Böylece bulanık kontrolörün temel çerçevesi oluşturuldu ve bir buhar makinesinin kontrolüne uygulandı (Kosko, 1997, s.12).

1978'de bir endüstriyel süreç için ilk bulanık kontrolör geliştirildi ve çimento kiln kontrol de uygulandı (Wang, 1997, s.14).

1980'lerin başlarında teorik açıdan çok fazla gelişme olmadı. Ancak Japon mühendisler bulanık kontrolörlerin pek çok problemi çözebileceğini fark ettiler. Konvansiyonel kontrolörlerin uygulanamadığı pek çok probleme uyguladılar. 1980'de Japonların ilk bulanık kontrolör uygulaması olan Fuji Elektrik su arıtma tesisi geliştirildi. 1983'de uzaktan komutlar ile kendi kendine park eden arabayı geliştirdiler (Wang, 1997, s.14).

1987'de Hitachi firması bulanık kontrolörler ile dünyanın en gelişmiş metro sistemini geliştirdi. Bu bulanık kontrol konusundaki en önemli uygulamadır.(Kosko 1997, s:12).

Japonya ve Kore'deki bazı firmalar çamaşırlar ile ilgili birtakım bilgileri alıp yıkama stratejisini ona göre belirleyen bulanık çamaşır makinelerini geliştirdiler. Hitachi Sanyo, Sharp ve Toshiba firmaları bulanık mikrodalga fırını tasarladılar.(Kosko 1997, s:14).

1990'da Canon firması fokuslanmayı 13 kurallı bir bulanık sistem ile gerçekleştiren ilk bulanık kamerayı üretti .(Kosko 1997, s:14).

Michio Sugeno pilotsuz bir helikopteri bulanık komutlar ile uçuran en gelişmiş bulanık sistemlerden birini tasarladı. Sugeno'nun kontrol sistemi 13 girişli ve 4 kontrol çıkışına sahipti .(Kosko 1997, s:14)..

Özetle 30 yıldan fazla bir geçmişi olsada bulanık sistemler ve bulanık kontrol 1980'lerin sonlarından itibaren hızlı bir gelişme göstermiştir. Bu arada üyelik fonksiyonlarının sistematik olarak belirlenmesi, YSA tekniklerinin kullanılması ve kararlılık analizleri gibi bir takım temel problemlere de çözümler üretilmiştir.

Bulanık kontrol bulanık küme teorisinin en fazla ilgi çeken uygulama alanlarından birisi olmuştur. Bulanık kontrolün son yıllardaki gelişimini görmek açısından yapılan çalışmalara bir göz atmak faydalı olacaktır.

Ying ve dig. (1990) basit bulanık kontrolörlerin durulayıcı (defuzzifier) algoritmalarının doğrusal ve doğrusal olmama durumlarına göre performanslarını analiz ettiler. Girişine hata ve hatanın zamanla değişimini uygulanan bir bulanık kontrolörün, doğrusal durulayıcı birimine sahipse, konvansiyonel doğrusal PI kontrolöre, doğrusal olmayan durulayıcıcı birimine sahipse, doğrusal olmayan PI kontrolöre eşdeğer olduğu gösterilmiştir.

Raju ve diğ. (1991) bulanık kontrolörün kurallarının toplam sayısını, sistem değişkenlerinin doğrusal bir fonksiyonu olacak şekilde hiyerarşik olarak belirlediler. Benzetim çalışmaları ile hiyerarşik bulanık kontrolörün performansı, konvansiyonel PID kontrolör ile karşılaştırılmıştır.

Lee (1993) konvansiyonel PI kontrolörlerin performanslarını iyileştirmek için iki bulanık PI kontrol yapısı önermiştir. Birincisinde bulanık resetleme hızı, hata ve hatanın zamanla değişimine bağlı olarak, ikincisinde hata ve kontrol girişine bağlı olarak belirlenmektedir. Böylece yükselme zamanı ve aşım azaltılmıştır.

Raju ve Zhou (1993) uyarlamalı hiyerarşik bulanık kontrolör tasarlanması için bir yöntem verdiler. Bu amaçla çeşitli performans indisleri geliştirip bulanık değişkenlere dönüştürdüler. Bu değişkenler temel alınarak, kuralların toplam sayısı, sistem değişkenlerine bağlı olarak belirlenen, uyarlamalı hiyerarşik bulanık kontrolör elde edilmiştir. Benzetim çalışmaları ile uyarlamalı bulanık kontrolörün, uyarlamasız bulanık kontrolöre göre daha gürbüz olduğu gösterilmiştir.

Zhao ve diğ. (1993) süreç kontrolün de kullanılan PID kontrolörlerin kazançlarının bulanık olarak atanmaları için bir yöntem geliştirdiler. Kazançlar bulanık kurallar ve bulanık çıkarım kullanılarak hata işareti ile hatanın değişimine bağlı olarak belirlenmiştir. Benzetim çalışmaları geliştirilen PID kontrolörün performansı, Ziegler-Nichols ve Kitamori PID kontrolörleri ile karşılaştırılmıştır.

Jang (1993) uyarlamalı ağ tabanlı bulanık çıkarım sisteminin (ANFIS) mimarisini ve öğrenme prosedürlerini vermiştir. Benzetim çalışmaları ile bulanık çıkarım sistemi, doğrusal olmayan fonksiyonların modellenmesi, bir kontrol sistemindeki doğrusal olmayan bileşenlerin on-line tanınması ve kaotik bir zaman serisinin öngörülmesinde kullanılmıştır. YSA'ları ile karşılaştırılmalar yapılmıştır. Sonuçta YSA ile gerçekleştirilen, doğrudan ters kontrol, eğitmeli kontrol, gibi tasarımların önerilen bulanık çıkarım yöntemi ile de gerçeklenebileceği gösterilmiştir.

Dote ve diğ. (1993) Lyapunov yöntemini kullanarak doğrusal olmayan bulanık kontrol sisteminin karalılığını araştırdılar. Geliştirilen yöntemin diğer doğrusal olmayan bulanık sistemlerin kararlılık analizinde kullanılabileceği ifade edilmiştir.

Malki ve diğ. (1994) bir bulanık PID kontrolörün kararlılığını ve izleme performansını incelediler. Benzetim çalışmaları ile doğrusal olmayan sistemlerde bulanık PID kontrolörün konvansiyonel PID kontrolörün aksine referansı yeterli hassasiyetle izleyebildiği gösterilmiştir.

Chen ve Chen (1994) bulanık kontrolör tasarımında YSA tekniklerini kullandılar. Nümerik örnekler ile önerilen tasarım yöntemi ile optimal bulanık kontrolör tasarlanabileceği gösterilmiştir.

Johansen (1994) çok girişli çok çıkışlı (ÇGÇÇ) bir sistemin bulanık modelini baz alan doğrusal olmayan bir kontrolörün, detaylı bir kararlılık ve performans analizini yapmıştır. Sistemde belirsizlik ve karmaşıklık arttıkça bulanık modellemenin yararlı olacağı vurgulamıştır.

Tanaka (1995) doğrusal, bulanık sinirsel ağ modelleri kullanan kontrol sistemlerinin kararlılık analizi üzerinde durmuştur.

Lin ve Cunningham (1995) giriş çıkış verilerinden karmaşık sistemlerin kural tabanlı modellenmesi için bir yöntem verdiler. Bu amaçla basit bir bulanık sinir ağı kullanılmıştır.

Jang ve Sun (1995) sinirsel-bulanık kontrol konusundaki gelişmeleri gözden geçirdiler. Çalışmada uyarlamalı ağ tabanlı bulanık çıkarım sistemiyle (ANFIS)

gerçekleştirilen kontrol ve modelleme uygulamaları için tasarım yöntemleri verilmiştir. Sinirsel-bulanık yaklaşımın mevcut sorunları ve gelecek yönelimleri vurgulanmıştır.

Wang (1995) bulanık sistemleri doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasında kullanarak, bulanık sistemler ile doğrusal olmayan dinamik sistemlerin çıkışlarının istenilen hassasiyette izlenebileceğini göstermiştir. Bulanık tanımlayıcının en önemli avantajlarından birinin, sistem hakkındaki sözel bilgilerin, eğer-ise şeklindeki kurallar ile doğrudan kullanılmasına imkan tanıması olduğu vurgulanmıştır. Böylece bulanık tanımlayıcının hızı ve hassasiyetinin iyileştirilmesi sağlanmıştır.

Aoyama ve diğ. (1995) süreç modelleme için bulanık sinir ağı kullanan bir içsel model kontrol yapısı önerdiler. Sürekli karıştırmalı tank reaktör (CSTR) için yapılan uygulamalar ile önerilen yapının performansı, PID kontrolör ile karşılaştırılmıştır.

Linkens ve Nyongesa (1996) bulanık mantık, YSA'ları ve genetik algoritmaları zeki kontrol açısından incelediler. Herbir paradigma için temel kavramlar ve tasarım yöntemleri tartışılmıştır.

Chen ve diğ. (1997) zaman gecikmeli belirsiz sistemlerin kontrolü üzerinde durmuşlardır. Bulanık mantık kontrol ve YSA teknikleri kullanılarak, bir kendinden öğrenmeli bulanık sinir ağı kontrol yapısı elde edilmiş ve zaman gecikmeli belirsiz bir sistemin kontrolünde kullanılmıştır. Kontrol yapısının Smith öngörücü yerine kullanılabileceği gösterilmiştir.

Ordonez ve diğ. (1997) doğrudan ve dolaylı uyarlamalı bulanık teknikler ile bazı konvansiyonel uyarlamalı ve doğrusal olmayan uyarlamasız kontrol yöntemlerini, benzetim çalışmaları ve gerçek uygulamalar ile karşılaştırdılar.

Hong (1997) çeşitli bulanık kontrol stratejilerini bir kara taşıtının otopilot sistemi tasarımında kullanmıştır.

Zadeh ve diğ. (1997) kırktan fazla yayın taranarak, bulanık mantık ve YSA'larının araç hareket kontrolü, sürücü modelleme, tekerlek modelleme, fren kontrolü, süspansiyon kontrolü, direksiyon sistemi, motor kontrolü gibi uygulamalarını özetlemiştirler.

Homaifar ve diğ. (1997) hiyerarşik hibrit bir bulanık PID kontrolör tasarım yöntemi geliştirdiler. Bu amaçla bulanık öğrenme, genetik algoritmalar ve uzman bilgilerini birleştirdiler. Genetik algoritmaları bulanık kontrolörün kurallarını optimize etmede kullandılar. Benzetim çalışmaları ile yeterli performansın sağlandığı gösterilmiştir.

Chen ve Linkens (1998) bir hibrit nöro-bulanık kontrol stratejisi ve kural üretme yaklaşımı önerdiler. Bu yaklaşımda bulanık kontrol kuralları bulanık girişler üzerinden otomatik olarak elde edilmekte ve basitleştirilmiş bir çıkarım birimi tarafından kontrol aksiyonu üretilmektedir. Kontrol parametreleri geriye yayılma algoritması ile eğitilen tekbir nöron tarafından ayarlanmaktadır. Bu yapıda kural sayısı ve hesap külfeti performans düşmeden azaltılabilmektedir.

Zhang ve Knoll (1999), bulanık kontrolörlerin tasarlanması için B-spline fonksiyonlarına dayanan bir yaklaşım önerdiler. Bu yaklaşımda herbir giriş bölmelendikten sonra B-spline fonksiyonları otomatik olarak ayarlanabilmektedir. Fonksiyon benzeştirme için yapılan karşılaştırmalı çalışmalar, bu şekilde öğrenen bir bulanık kontrolörün genel olarak hızlı yakınsadığını göstermiştir.

Nauck ve Kruse (1999) fonksiyon benzeştirme için eğiticili öğrenmeye dayanan nöro-bulanık bir yapı önerdiler. Bu yapıda öğrenme algoritması ile bulanık sistemin yapısı ve parametreleri belirlenebilmektedir.

Son yıllarda bulanık teorinin uçuş kontrol sistemlerindeki uygulamaları çeşitli çalışmalarda göze çarpmaktadır. Burada bu çalışmalardan bazıları incelenmiştir.

Jamshidi ve diğ. (1993, s.363-373) bir nakliye uçağının seyir otopilotu için bir bulanık mantık kontrolör tasarlayıp test ettiler.

Jamshidi ve diğ. (1997, s.387-395) uzay mekiğini indirecek pilotları eğitmek için kullanılan, mekik eğitim uçağının kontrolörlerini bulanık mantık kontrolörler olarak tasarladılar. Tasarlanan bulanık kontrol sistemlerinin performansları, doğrusal kontrol sistemleri ile karşılaştırılmıştır.

Li ve Gupta (1995, s.85-124) çeşitli otomatik uçuş kontrol sistemleri ve kararlılık artırım sistemleri için bulanık mantık PID kontrolörler geliştirdiler. Bulanık PID kontrolör ile uçuş performansında iyileşme ve gürbüzlük sağlandığı gösterilmiştir.

Stengel (1993) zeki uçuş kontrol sistemi kavramı üzerinde durmuştur. Zeki kontrol kavramını katagorize ederek çeşitli zeki uçuş kontrol yapıları vermiştir. Zeki uçuş kontrol sistemleri ile uçağın işletim karakteristiklerinde iyileşmeler sağlanacağı vurgulanmıştır.

Laukonen ve Passino (1995) bulanık bir sistem oluşturulup F-16 uçağının eyleyici arızalarını tanımada kullandılar.

Geng ve McCollough (1997) yapay sinir ağı ile bulanık mantık kontrol teorisini kullanarak bir bulanık sinir ağı yapısı geliştirdiler. Geliştirilen yapıyı füze kontrol sistemine uyguladılar.

Tseng ve Chi (1995) YSA temelli tanıma ve uyarlamalı bulanık çıkarım kavramlarından faydalanarak, uçak için antilock fren sistemi (ABS) tasarladılar.

Kumar ve diğ. (1995) iç döngü kararlılık artırım sistemi (SAS) sentezi için hibrit bir teknik geliştirdiler. Bu teknikte, bulanık mantık kontrolörün üyelik fonksiyonları ve kural yapıları genetik algoritmalar kullanılarak optimize edilmiştir. Böylece gürbüz bir bulanık mantık kontrolörlü SAS elde edilmiştir. Yöntem bir F/A-18 boylamsal modeli kullanılarak test edilmiştir.

Lin ve Maa (1996) bir model referans kendinden organizeli bulanık kontrolör tasarım yöntemi önerdiler. Önerilen tasarım yöntemi F-4E uçağının kontrol sistemine uygulanmıştır. Benzetim çalışmaları ile değişik uçuş koşullarından ortaya çıkan değişimlere karşı yeterli performansın ve gürbüzlüğün sağlandığı gösterilmiştir.

Lin ve Wang (1998) bank to turn (BTT) füzeler için uyarlamalı bulanık bir otopilot geliştirdiler Bu amaçla şekli ayarlanabilen kendinden organizeli bulanık basis fonksiyonları kullandılar. Çeşitli uçuş koşulların da gerçekleştirilen benzetim çalışmaları ile üstün izleme performansı elde edilmiştir.

Literatürde YSA'ları ve BS'ler temelli uçuş kontrolünde genel yaklaşım, doğrusal boylamsal ve enlemesine modeller kullanılarak tasarlanan kazanç atamalı kontrol yapılarının, off-line eğitilmiş YSA ve BS kontrolörler ile değiştirilmesi şeklindedir. Bu tez çalışmasında doğrusallaştırma ve kazanç atamaya ihtiyaç duymadan değişik uçuş koşullarına dinamik olarak uyarlanabilen on-line öğrenmeli yapılar önerilmiştir.

1.4 Tezin Amacı ve Yaklaşımı

Bu tez çalışmasında, yüksek performanslı uçakların uçuş kontrol gereksinimlerinin karşılanması amacıyla zeki sistem yaklaşımı ile uçuş kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla hızlı öğrenmeye dayanan yapay sinir ağları (YSA) ve bulanık sistemler (BS) kullanılarak doğrusal olmayan F-16 modelinin dinamik ve aerodinamik davranışının modellenmesi ve kontrolü gerçekleştirilmiştir. Ayrıca doğrusal bir uçak modeli kullanılarak zeki iniş kontrol sistemleri geliştirilmiştir.

Yapay zeka ve bulanık mantık konusunda meydana gelen ilerlemeler zeki kontrol sistemleri kavramını da gündeme getirmiştir. Öğrenme ve uyarlanma (adaptasyon), zeki kontrol sistemlerin temel özellikleridir (Linkens ve Nyongesa, 1996). Zeki kontrol sistemlerinin bu özellikleri, YSA'ları ve BS'ler ile sağlanabilmektedir.

Yapay sinir ağları (YSA) çok sayıda doğrusal olmayan işlem biriminden oluşan öğrenme yeteneğine sahip bilgi işleme araçlarıdır. YSA'larının doğrusal olmayan davranışları hassas olarak modelleme ve değişen uçuş koşullarına dinamik olarak uyarlanma yetenekleri vardır. Bu nedenle YSA'ları temelli kontrolörler, tipik uçuş kontrol sistemlerindeki çok sayıda kazancın depolanması ve interpolasyonuna gereksinim duymazlar. Ayrıca YSA temelli kontrolörler, on-line öğrenme yetenekleri sayesinde uçak yada kontrol sisteminde meydana gelen değişimlerden kaynaklanan zaman alıcı kazanç hesaplama külfetinden kurtarırlar. Bütün bu avantajları yanında YSA'larının da bir takım problemleri vardır. Gerçek zamandaki uygulamalarda ana problem eğitme zamanın sürecin evrimine göre aşırı uzun olması ve YSA'larının ağırlıkları ayarlanırken kararlılığın sağlanmasıdır. Bu çalışmada, çok katmanlı ileri beslemeli YSA'larının off-line ve on-line öğrenme yetenekleri ile genelleme özellikleri kullanılarak uçuş kontrol sistemleri için çeşitli modelleme ve kontrol yapıları geliştirilmiştir.

Zeki sistemler geliştirilmesinde YSA'ların yanı sıra ikinci bir alternatifte bulanık sistemlerdir (BS). Genelde herhangi bir sistem hakkında iki tür bilgi mevcuttur. Bunlar ölçümlerle sağlanan nümerik bilgiler ve insan uzmanların sahip olduğu sözel bilgilerdir. Nümerik bilgiler sayılar ile gösterilirken, sözel bilgiler kelimeler ile ifade edilmektedirler. Konvansiyonel mühendislik yaklaşımında nümerik bilgiler

kullanılırken, sözel bilgiler ihmal edilmektedir. BS'ler, insan uzmanlara bezer şekilde, sözel bilgilerinde değerlendirilmesine olanak tanımaktadırlar. Bu çalışmada YSA'ları kullanılarak gerçekleştirilen kontrol ve modelleme yapıları, BS'ler kullanılarak da geçekleştirilmiştir. Bu amaçla kurallar öğrenme yoluyla otomatik olarak üretilen bir uyarlamalı BS yapısı kullanılmıştır (Wang, 1997, s.168). BS singleton bulanıklaştırıcı (fuzzifier), merkez ortalama durulayıcı (center average defuzzifier), çarpım çakarım (product inference engine) birimlerinden oluşmakta ve Gaussian üyelik fonksiyonlarına sahiptir.

YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen tasarımların en önemli aşamasını eğitme oluşturmaktadır. YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi bir sınırlamasız optimizasyon problemidir. Yaygın olarak kullanılan geriye yayılma algoritması gibi birinci dereceden optimizasyon yöntemlerinin yavaşlık problemi vardır. Eğitmede karşılaşılan bu problemler uygulama alanlarını sınırlamaktadır. Bu çalışmada geriye yayılma algoritmasından kaynaklanan problemleri aşmak amacı ile ikinci dereceden bir optimizasyon yöntemi olan Levenberg-Marquardt (LM) algoritması güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenmiştir (Scales, 1985, s: 115-118). Böylece YSA'larının ağırlıklarının ve BS'lerin parametrelerinin ayarlanması için hızlı, kullanımı kolay ve yakınsaması garanti bir eğitme yöntemi elde edilmiştir.

Bu çalışmada YSA'ları ve BS'ler ile uçuş kontrol problemi geniş bir perspektifte ele alınmıştır. Bu nedenle üç aşamalı bir yaklaşım kullanılmıştır. İlk aşamada YSA'ları ve BS'ler uçağın aerodinamik katsayılarının kestiriminde kullanılmıştır. Uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile tanımlanmaktadırlar. Bu aerodinamik katsayılar genellikle çok boyutlu tablolar şeklinde gösterilmektedirler. Tüm uçuş zarfında aerodinamik katsayıların gösterimi için önemli miktarda hafıza birimine ihtiyaç vardır. Ayrıca tabloda bulunmayan değerler içinde interpolasyon yada ekstrapolasyona ihtiyaç vardır. Bu çalışmada YSA'ların ve BS'lerin doğrusal olmayan fonksiyonları benzeştirme (approximation) özelliklerinden faydalanılarak aerodinamik katsayıların kestiriminde kullanılması önerilmiştir. Önerilen yöntemde her bir aerodinamik katsayı için bir YSA ve bir BS eğitilmiştir. Eğitme güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt optimizasyon algoritması ile gerçekleştirilmiştir. Eğitme tamamlandıktan sonra YSA'ları ve BS'ler ile elde edilen kestirim sonuçları, tablo değerleri ile

karşılaştırılmıştır. Kestirimlerin hassasiyetinin belirlenmesi için ortalama bağıl hata tanımlanası yapılarak her bir katsayı için hesaplanmıştır. Ayrıca kestirimlerin geçerliliğinin gösterilmesi amacı ile aerodinamik katsayıların YSA'ları ve BS'ler ile kestirimleri ve tablo değerleri kullanılarak, 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Sonuçta YSA'larının ve BS'lerin aerodinamik katsayıların gösterimi için iyi birer alternatif oldukları gösterilmiştir.

İkinci aşamada YSA'ları ve BS'ler ile uçak hareket değişkenlerinin tanınması amaçlanmıştır. YSA'ların ve BS'lerin, doğrusal olmayan fonksiyonları benzeştirme özellikleri, doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasında kullanılmalarına imkan tanımaktadır. Uçağın üç açısal hızının modellenmesi amacı ile emülatör olarak da adlandırılan seri-paralel yapıda YSA'ları ve BS'ler eğitilmiştir. Eğitim için gerekli veri seti 6 serbestlik. dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışması ile elde edilmiştir. Eğitme işlemi güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt optimizasyon algoritması ile yapılmıştır. Normal olarak eğitme off-line olarak önceden giriş çıkış verileri kullanılarak yapılmaktadır. Ancak sistem dinamiğindeki değişimlere uyarlanma ve tanıma performansını artırmak için on-line öğrenmeye ihtiyaç vardır. On-line öğrenmenin bir yolu herbir zaman diliminde sadece o anki ölçümü kullanmaktır. Bu durumda tanıma modeli parametreleri sadece o ölçüm için olan karesel hata minimize edilerek ayarlanacaktır. Bu nedenle tekbir ölçüm uygulanarak bütün eşleme için iyileşme sağlanamayabilir. Bu çalışmada bu problem ile başedebilmek için yığıt (stack) kullanımı önerilmiştir. Yığıt kullanarak öğrenme de ilk giren ilk çıkar mantığı ile işleyen belli uzunlukta bir yığıt kullanılmaktadır. Her yeni ölçümde yığıt elemanları birer birim kaydırılarak yığıtın ilk birimi boşaltılmakta ve boşalan bu birime yeni ölçüm yerleştirilmektedir. Böylece yığıtta o andaki ve belirli bir süre geçmişteki ölçümler depolanmış olmaktadır. Eğitme işlemi yığıttaki tüm bu veriler kullanılarak yapılmaktadır. Bu şekilde sistem parametrelerinde meydana gelecek değişmeler model tarafından öğrenilebilmektedir. Böylece model belirsizlikleri fazla olan ve konfigürasyonu zamanla değişen uçak için uygun bir yapı elde edilmiştir. Ayrıca bu şekilde off-line öğrenmeli yapıya göre YSA'ları için daha az nöron BS'ler için daha az kural ile modelleme gerçekleştirilebilmektedir. Sonuçta test veri seti kullanılarak YSA'ları ve BS'ler ile uçak hız değişkenlerinin hassas bir şekilde modellenebileceği gösterilmiştir.

Üçüncü aşamada YSA'ları ve BS'ler ile uçuş kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrol yapısı geliştirilmiştir. Kontrol yapısı, emülatör (emulator), kestirimci (estimator) ve PID kontrolör olmak üzere üç kısımdan oluşmaktadır. Emülatör ve kestirimci birimlerinde hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılmıştır. Emülatör hareket değişkenlerinin seri-paralel yapıda tanıma modeli olarak eğitilmiştir. Emülatörün görevi kestirimcinin eğitilmesi için gerekli olan sistem jacobianının hesaplanmasıdır. Kestirimcinin görevi PID kontrolörün kazançlarını belirlemektedir. Eğitme işlemi Levenberg-Marquardt optimizasyon algoritması ile gerçekleştirilmektedir. Kontrol yapısında sistemin ileri modelini gösteren ve Jacobian bilgisini sağlayan emülatör de yığıt kullanılarak on-line olarak eğitildiğinden uçak parametrelerindeki değişimlere uyarlanabilmektedir. Bu şekilde elde edilen kontrol yapısı üç açısal hızın kontrolünde kullanılmıştır. Yapılan 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmalarıyla geliştirilen uyarlamalı PID kontrol yapısının performansı belirlenmiştir.

Son olarak geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrol yapısı iniş kontrol problemine uygulanmıştır. Rüzgar bozucularına maruz doğrusal bir uçak modeli kullanılarak gerçekleştirilen benzetim çalışmaları ile YSA'ları ve BS'ler temelli kontrolörlerin performansları, klasik kontrolör ile karşılaştırılarak test edilmiştir.

1.5 Tezin Organizasyonu

Tezin bundan sonraki bölümlerinin organizasyonu şu şekildedir.

2. Bölümde uçak hareket denklemleri incelenmiştir. Matematik modelin ifade edildiği eksen takımları ve eksen takımları arasındaki dönüşümler verilmiştir. Uçağa etkiyen kuvvet ve momentler ve bunların hareket denklemlerinde kullanımı incelenmiştir. Uçak dinamiğini formüle eden dinamik denklemlerin çıkarılışı hakkında bilgi verilmiştir. Gerçekleştirilen 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmalarında kullanılan hareket denklemleri açıklanmıştır.

3. Bölümde uçuş kontrol sistemleri incelenmiştir. Uçuş kontrol sistemlerinin kısaca tarihçesi ve geçirdiği evreler gözden geçirilmiştir. Uçuş kontrol sistemlerinin genel bir sınıflaması yapılmış günümüzde kullanılan tipik uçuş kontrol yapıları tanıtılmıştır.

4. Bölümde YSA'ları ve BS'ler incelenmiştir. Temel YSA yapıları kısaca incelenip, ileri beslemeli ve geribeslemeli ağlar hakkında bilgiler verilmiştir. YSA'larının öğrenme yöntemleri üzerinde durulmuş YSA temelli kontrol ve modelleme yapıları incelenmiştir. BS'leri oluşturan temel birimler ve işlevleri anlatılmıştır. Bu çalışmada kullanılan öğrenmeye dayanan uyarlamalı BS tanıtılmış ve eğitilmesi için gerekli ifadeler verilmiştir. Uyarlamalı BS tasarımının adımları verilmiştir

5. Bölümde YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi için uyarlanan hızlı öğrenme algoritması tanıtılmıştır. Doğrusal olmayan en az kareler problemi incelenip Levenberg-Marquardt (LM) algoritması ve güvenli bölge yaklaşımı tanıtılmıştır. Gradyanların ve Jacobianlerin hesaplanması için kullanılan evrik ağ yöntemi tanıtılmıştır. BS'lerin eğitilmesi için gerekli ifadeler verilmiştir.

6. Bölümde YSA'ları ve BS'ler ile uçağın aerodinamik katsayılarının kestirimi gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla kullanılan YSA ve BS yapıları ve eğitme performansları verilmiştir. Kestirimlerin hassasiyetinin belirlenmesi ve performansının testi için yapılan çalışmalar tanıtılmıştır.

7. Bölümde YSA'ları ve BS'ler ile uçak hareket değişkenlerinin tanınması gerçekleştirilmiştir. Kullanılan YSA'ları ve BS'ler tanıma yapıları ve performansları verilmiştir. On-line öğrenmeye olanak tanıyan yığıt kullanarak öğrenme yöntemi ve nöro-bulanık tanıma yapısı tanıtılmıştır.

8. Bölümde YSA'ları ve BS'ler temelli uçuş kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Gerçeklenen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör yapısı tanıtılarak tasarım adımları verilmiştir. Kontrolörlerin uçak açısal hız değişkenlerin kontrolünde kullanımı anlatılmıştır. Kontrolörlerin performansını test etmek için gerçekleştirilen 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları sonuçları verilmiştir.

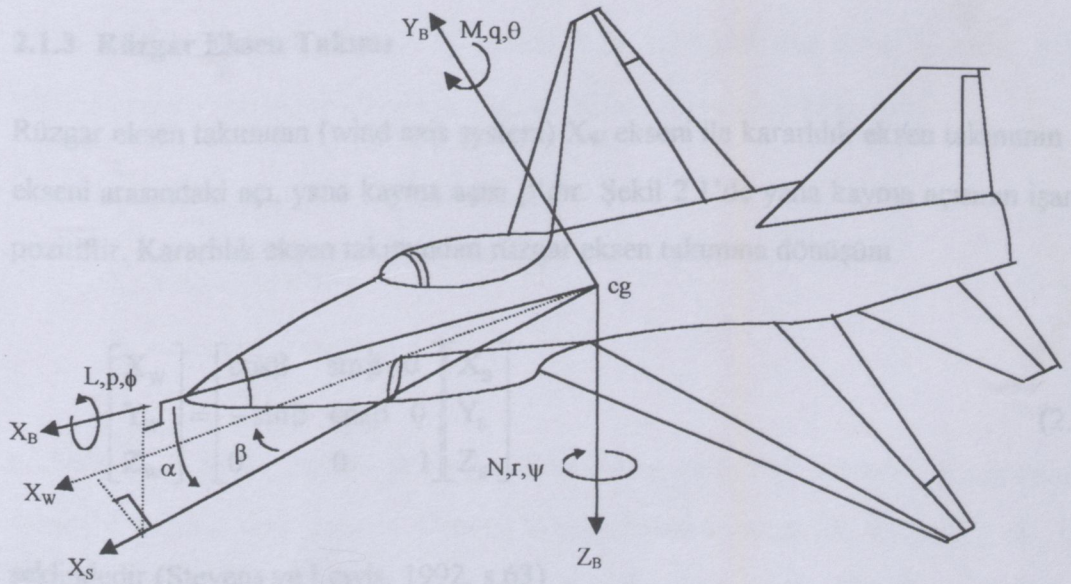
9. Bölümde YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler ile geliştirilen zeki iniş kontrol sistemleri anlatılmıştır. Kontrolörlerin rüzgar bozucuları ve parametre değişimleri durumunda performanslarını belirlemek amacıyla, klasik kontrolörler ile yapılan karşılaştırmalı benzetim çalışmaları sonuçları verilmiştir.

10. Bölümde çalışmanın sonuçları, katkıları ve öneriler verilmiştir.

2. UÇAK HAREKET DENKLEMLERİ

2.1 Eksen Takımları

Uçaklar dinamik hareketlerinin belirlenmesi için katı cisim (rigid body) olarak kabul edilirler. Yani uçak üzerindeki her noktanın birbirine göre konumunun uzayda her zaman sabit olduğu varsayılır. Uçağın hareket denklemlerinin ifadesi için uygun bir eksen takımı tanımlanmalıdır. Hareket denklemlerinin alacağı form, tanımlandığı eksen takımına bağlıdır. Eksen takımları orijinlerine göre sınıflandırılırlar. Orijinleri uçağın ağırlık merkezinde olan eksen takımları; gövde eksen takımı, kararlılık eksen takımı ve rüzgar eksen takımı olarak, orijini dünyanın merkezinde olan eksen takımı; dünya eksen takımı olarak adlandırılır (McLean, 1990, s.16). Atmosferik uçuşlarda genellikle gövde eksen takımları ve dünya eksen takımı yeterlidir ancak gezegenler arası uçuşlarda güneşi yada uzak yıldızları orijin kabul eden eksen takımları da gerekebilir.



Şekil 2.1 Gövde eksen takımları

2.1.1 Gövde Eksen Takımı

Gövde eksen takımında (body axis system) orijin uçağın ağırlık merkezidir. Şekil 2.1'de gövde eksen takımı gösterilmektedir. X_B ekseni uçağın burnunu, Y_B sağ kanadı ve Z_B aşağıyı gösterir. Hücum açısı (α) ve yana kayma açısı (β) X_B eksenine göre tanımlanır. Uçağın üzerinde bir eksen takımı referans alındığında hareket denklemlerindeki atalet momenti terimleri sabit olur (McLean, 1990, s.17).

2.1.2 Kararlılık Eksen Takımı

Kararlılık eksen takımının (stability axis system) X_S ekseni ile gövde eksen takımının X_B ekseni arasındaki açı, hücum açısı α'dır. Şekil 2.1'de hücum açısının işareti pozitiftir. Gövde eksen takımından kararlılık eksen takımına dönüşüm

$$\begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

şeklinde olur (Stevens ve Lewis, 1992, s.63).

2.1.3 Rüzgar Eksen Takımı

Rüzgar eksen takımının (wind axis system) X_W ekseni ile kararlılık eksen takımının X_S ekseni arasındaki açı, yana kayma açısı β'dır. Şekil 2.1'de yana kayma açısının işareti pozitiftir. Kararlılık eksen takımından rüzgar eksen takımına dönüşüm

$$\begin{bmatrix} X_W \\ Y_W \\ Z_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

şeklindedir (Stevens ve Lewis, 1992, s.63).

2.1.4 Yer Eksen Takımı

Yer eksen takımında (earth axis system) orijinin dünyanın merkezinde olduğu kabul edilir. X_E kuzeyi, Y_E doğuyu, Z_E aşağıyı gösterir. Yer eksen takımı yer çekiminden kaynaklanan etkilerin, yatay uzaklığın, irtifanın ve uçağın yöneliminin (orientation) belirlenmesinde referans alınır.

2.2 Uçağa Etkiyen Kuvvet ve Momentler

Uçuş esnasında uçak üzerine etkiyen toplam kuvveti, aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetleri oluşturur. Uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvetler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile ifade edilirler. Gövde eksen takımında boyutsuz aerodinamik kuvvet katsayıların X_B, Y_B ve Z_B eksenindeki bileşenleri sırasıyla C_x, C_y ve C_z şeklinde gösterilirler. Buna göre aerodinamik kuvvet bileşenleri

$$X_a = \bar{q}SC_x \tag{2.3a}$$

$$Y_a = \bar{q}SC_y \tag{2.3b}$$

$$Z_a = \bar{q}SC_z \tag{2.3c}$$

şeklinde ifade edilirler. Burada $\bar{q}$ dinamik basınç, S referans kanat alanıdır. Uçak üzerine etkiyen yerçekimi kuvvetinin gövde eksen takımındaki bileşenleri

$$X_g = -mg\sin\theta \tag{2.4a}$$

$$Y_g = mg\cos\theta\sin\phi \tag{2.4c}$$

$$Z_g = mg\cos\theta\cos\phi \tag{2.4c}$$

şeklinde ifade edilir. Burada m uçağın kütlesini, g yerçekimi ivmesini, θ yunuslama açısını, ϕ yalpa açısını gösterir. Üçüncü kuvvet bileşeni motor itki kuvveti T'dir. İtki kuvveti gövde eksen takımında X_B ekseni doğrultusundadır. Bu durumda uçağa etkiyen toplam kuvvet bileşenleri

$$F_x = \bar{q}SC_x - mg\sin\theta + T \tag{2.5a}$$

$$F_y = \bar{q}SC_y + mg\cos\theta\sin\phi \quad (2.5b)$$

$$F_z = \bar{q}SC_z + mg\cos\theta\cos\phi \quad (2.5c)$$

şeklinde ifade edilirler. Uçağa etkiyen momentler aerodinamik yük dağılımı, itki kuvveti ve uçağın ağırlık merkezine etkimeyen yerçekimi kuvvetleri tarafından oluşturulur. Bunlardan en önemlisi aerodinamik momentlerdir. Aerodinamik momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile ifade edilirler. Bu durumda gövde eksen takımında aerodinamik moment ifadeleri

$$L = \bar{q}SbC_l \quad (2.6a)$$

$$M = \bar{q}S\bar{c}C_m \quad (2.6b)$$

$$N = \bar{q}SbC_n \quad (2.6c)$$

şeklindedir. Burada C_l , C_m , C_n boyutsuz aerodinamik moment katsayıları, b kanat açıklığı ve $\bar{c}$ ortalama geometrik veterdir.

2.3 Euler Açıları

Gövde eksen takımında kuvvetler Euler açılarının bileşenleridirler. Euler açıları gövde eksen takımı ile yer eksen takımı arasındaki dönüşümü sağlar. Euler hızları, açısal hız bileşenleri ile

$$\dot{\phi} = p + q\tan\theta\sin\phi + r\tan\theta\cos\phi \quad (2.7a)$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \quad (2.7b)$$

$$\dot{\psi} = r\cos\phi\sec\theta + q\sin\phi\sec\theta \quad (2.7c)$$

şeklinde ifade edilirler (Stevens ve Lewis, 1992, s.81). Burada p yalpa, q yunuslama ve r sapma açısal hızını göstermektedir.

2.4 Uçak Hareket Denklemleri

Uçaklar için doğrusal olmayan hareket denklemleri Newton'ın ikinci kanunu kullanılarak çıkarılır. Uçağa dışarıdan etkiyen kuvvetlerin toplamı doğrusal momentumun zamanla değişim hızına, uçağa dışarıdan etkiyen momentlerin toplamı açısal momentumun zamanla değişim hızına eşittir. Uçak hareket denklemlerinin çıkarımını basitleştirmek için uçak katı cisim olarak kabul edilmiş, uçağın kütlesinin zamanla değişmediği, dünyanın düz ve dönmediği varsayılmıştır. Uçaklar üç tanesi ağırlık merkezleri etrafında açısal hareketten ve üç tanesi de ağırlık merkezinin yer değiştirmesinden kaynaklanan toplam altı serbestlik derecesine sahiptirler. Doğrusal ve açısal momentumun korunumu prensibinden

$$F = \frac{d}{dt}(mV_T) \tag{2.8}$$

$$M = \frac{d}{dt}(H) \tag{2.9}$$

eşitlikleri yazılabilir (McLean, 1990, s.19). Burada F, M sırasıyla uçağa dışarıdan etkiyen toplam kuvvet ve momentler (torklar), H açısal momentum, V_T üç boyutlu doğrusal hız vektörü, m uçağın kütlesidir. Eşitlik (2.8) ve (2.9) dönmeyen eksen sistemi için yazılmıştır. Ancak ölçümler dönen gövde eksen takımına göre yapıldığı için bu eşitlikler uygun değildir. Bu nedenle eşitliklerin dönen gövde eksen takımlarına dönüştürülmeleri gerekir. Yer eksen sisteminde kuvvet ve moment eşitlikleri:

$$F = \frac{d}{dt}(mV_T)_E = \frac{d}{dt}(V_T)_B + W \times (mV_T) \tag{2.10}$$

$$M = \frac{d}{dt}(H)_E = \frac{d}{dt}(H)_B + W \times H \tag{2.11}$$

şeklindedir (McLean, 1990, s.20). Burada W gövde eksen takımında açısal hız vektörünü göstermektedir. x vektörel çarpım operatörüdür. Her bir vektörün gövde eksen takımında X_B, Y_B ve Z_B doğrultusundaki bileşenleri:

$$V_T = iu + jv + kw \tag{2.12}$$

$$W = ip + jq + kr \tag{2.13}$$

$$F = iF_x + jF_y + kF_z \tag{2.14}$$

$$M = iM_x + jM_y + kM_z \tag{2.15}$$

$$\frac{d}{dt}(V_T)_B = i\dot{u} + j\dot{v} + k\dot{w} \tag{2.16}$$

$$\frac{d}{dt}(W) = i\dot{p} + j\dot{q} + k\dot{r} \tag{2.17}$$

şeklindedir. Burada u, v, w doğrusal hız bileşenlerini, p, q, r açısal hız bileşenlerini, F_x, F_y, F_z kuvvet bileşenlerini, M_x, M_y, M_z moment bileşenlerini göstermektedirler. W ve V_T vektörlerinin vektörel çarpımları

$$W \times V_T = \begin{bmatrix} i & j & k \\ p & q & r \\ u & v & w \end{bmatrix} = i(qw - rv) + j(ru - pw) + k(pv - qu) \tag{2.18}$$

şeklindedir. Bu durumda kuvvet bileşenleri

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \tag{2.19a}$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \tag{2.19b}$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \tag{2.19c}$$

şeklindedir. Atalet moment matrisi I

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \tag{2.20}$$

şeklinde gösterilir. Burada I_x I_y ve I_z sırasıyla gövde X_B, Y_B ve Z_B eksenleri atalet momentlerini, I_{xy} X_B-Y_B eksenleri atalet çarpımını, I_{xz} Z_B-Y_B eksenleri atalet çarpımını ve I_{yz} Y_B-Z_B eksenleri atalet çarpımını göstermektedir. Bir katı cisim için açısal momentum, atalet moment matrisi ile açısal hız vektörünün çarpımına eşittir (McLean, 1990, s.21).

$$H = I.W \tag{2.21}$$

Açısal momentum ifadesi eşitlik (2.11)' de yerine konulursa moment ifadeleri

$$M_x = I_x\dot{p} - I_{xy}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} + (I_z - I_y)qr + I_{yz}(r^2 - q^2) - I_{xz}pq + I_{xy}rp \tag{2.22a}$$

$$M_y = -I_{xy}\dot{p} + I_y\dot{q} - I_{yz}\dot{r} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) - I_{xy}qr + I_{yz}pq \tag{2.22b}$$

$$M_z = -I_{xz}\dot{p} - I_{yz}\dot{q} + I_z\dot{r} + (I_y - I_x)pq + I_{xy}(q^2 - p^2) - I_{yz}rp + I_{xz}qr \tag{2.22c}$$

şeklinde elde edilir. Doğrusal ve açısal hız eşitliklerinden toplam 6 eşitlik elde edildi. Bunlara 3 tane açısal konum (attitude) eşitliği ve uçağın yere göre konumunu belirten 3 eşitlikte eklenince uçağın tüm uçuş zarfi için 12 doğrusal olmayan denklem elde edilir. Buna göre uçağın 6 serbestlik dereceli gövde eksen takımı eşitlikleri için durum vektörü,

$$x^T = [u \;\; v \;\; w \;\; \phi \;\; \theta \;\; \psi \;\; p \;\; q \;\; r \;\; p_N \;\; p_E \;\; h] \tag{2.23}$$

şeklinde elde edilir. Burada u, v, w sırasıyla doğrusal hız vektörünün X_B, Y_B, Z_B ekseni doğrultusundaki bileşenlerini, ϕ, θ, ψ Euler açılarını, p,q,r açısal hız vektörünün bileşenlerini, p_N ,p_E ,h sırasıyla yer eksen takımında pozisyon vektörünün kuzey, doğu ve irtifa bileşenlerini göstermektedir.

Uçakların XZ düzlemine göre simetrik olmalarından dolayı I_{xy} ve I_{yz} değerleri sıfır alınır. Denklemleri daha basit ifade edebilmek için aşağıdaki sabitler tanımlanabilir.

$$\Gamma = I_xI_z - I_{xz}^2 \tag{2.24}$$

$$J_1 = (I_yI_z - I_z^2 - I_{xz}^2)/\Gamma \tag{2.25}$$

$$J_2 = (I_x - I_y + I_z)I_{xz}/\Gamma \tag{2.26}$$

$$J_3 = I_z/\Gamma \tag{2.27}$$

$$J_4 = I_{xz}/\Gamma \tag{2.28}$$

$$J_5 = (I_z - I_x)/I_y \tag{2.29}$$

$$J_6 = I_{xz}/I_y \tag{2.30}$$

$$J_7 = 1/I_y \tag{2.31}$$

$$J_8 = (I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2)/\Gamma \tag{2.32}$$

$$J_9 = I_x/\Gamma \tag{2.33}$$

Eşitlik (2.5)'deki kuvvet bileşenleri (2.19)'da yerine konup u, çekilirse

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{\bar{q}S}{m}C_x - g\sin\theta + \frac{T}{m} \tag{2.34a}$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{\bar{q}S}{m}C_y + g\sin\phi\cos\theta \tag{2.34b}$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{\bar{q}S}{m}C_z - g\cos\phi\cos\theta \tag{2.34c}$$

elde edilir. (2.22) eşitliğinde $\dot{p}, \dot{q}$ ve $\dot{r}$ çekilirse

$$\dot{p} = (J_1 r + J_2 p)q + J_3 L + J_4 N \tag{2.35a}$$

$$\dot{q} = J_5 pr - J_6(p^2 - r^2)q + J_2 M \tag{2.35b}$$

$$\dot{r} = (J_8 p - J_2 r)q + J_4 L + J_9 N \tag{2.35c}$$

elde edilir (Stevens ve Lewis, 1992, s.81). Euler açıları kullanılarak

$$\dot{\phi} = p + q\tan\theta\sin\phi + r\tan\theta\cos\phi \tag{2.36a}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \tag{2.36b}$$

$$\dot{\psi} = r\cos\phi\sec\theta + q\sin\phi\sec\theta \tag{2.36c}$$

ifadeleri elde edilir. Uçağın yere göre konumu Euler açıları ile belirlenir. Bu açılar herhangi bir anda yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm sağlarlar. Bu işlem için belli bir sıra dahilinde eksenlerin döndürülmesi gerekir. Bu amaçla yer eksen takımından başlanarak önce Z ekseni etrafında ψ kadar döndürülür. Daha sonra elde edilen yeni eksen takımı Y ekseni etrafında θ açısı kadar döndürülür. En son elde edilen yeni eksen takımı X ekseni etrafında ϕ açısı kadar döndürülür. Böylece yer eksen takımından bir vektörün gövde eksen takımında bir vektöre dönüşümü sağlayan matris elde edilir. Ters dönüşüm gerçekleştirilirse gövde eksen takımından bir vektörün yer eksen takımına dönüşümü

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\cos\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

şeklinde olur. Bu dönüşüm matrisi kullanılarak gövde eksen takımı u,v,w doğrusal hızlarına karşı düşen yer eksen takımındaki değişim

$$\dot{p}_N = u\cos\theta\cos\psi + v(-\cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi) + w(\sin\phi\sin\psi + \cos\phi\sin\theta\cos\psi) \quad (2.38a)$$

$$\dot{p}_E = u\cos\theta\sin\psi + v(\cos\phi\cos\psi + \sin\phi\sin\theta\sin\psi) + w(-\sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi) \quad (2.38b)$$

$$\dot{h} = u\sin\theta - v\sin\phi\cos\theta - w\cos\phi\sin\theta \quad (2.38c)$$

şeklinde elde edilir. Aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri aerodinamik açılar ve uçak hızına bağlı olduğundan u, v, w durum değişkenlerinin V_T, α, β durum değişkenleri ile değiştirilmeleri daha uygundur. Bu amaçla

$$\dot{V}_T = (u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}) / V_T \quad (2.39a)$$

$$\dot{\beta} = (\dot{u}V_T - v\dot{V}_T) / (V_T^2\cos\beta) \quad (2.39b)$$

$$\dot{\alpha} = (u\dot{w} - w\dot{u}) / (u^2 + w^2) \quad (2.39c)$$

$$u = V_T\cos\alpha\cos\beta \quad (2.40a)$$

$$v = V_T\sin\beta \quad (2.40b)$$

$$w = V_T\sin\alpha\cos\beta \quad (2.40c)$$

eşitliklerinden faydalanabilir (Stevens ve Lewis, 1992, s.82). Böylece yeni durum vektörü

$$x^T = [V_T \ \alpha \ \beta \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ p_N \ p_E \ h] \quad (2.41)$$

şeklini alır. Elde edilen bu 6 serbestlik dereceli 12 doğrusal olmayan diferansiyel denklem ile tüm uçuş zarfi için uçağın hareketi belirlenir.

Elde edilen 6 serbestlik dereceli uçak modelinin temel olarak kontrol girişleri kontrol yüzeyi sapmalarıdır. Uçaklarda temel olarak üç tip kontrol yüzeyi mevcuttur. Bunlar irtifa dümeni (elevator), kanatçık (aileron) ve yön dümeni (rudder) olarak adlandırılır. Motor ile üretilen itki kuvveti (thrust) dördüncü kontrol büyüklüğü olarak düşünülür. Bu durumda giriş vektörü

$$u^T = [\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_t] \tag{2.42}$$

şeklinde kontrol yüzeyleri sapmaları ve itki komutundan oluşmaktadır.

3. UÇUŞ KONTROL SİSTEMLERİ

3.1 Giriş

Kontrol sisteminin amacı fiziksel bir sürecin dinamik davranışını değiştirerek kontrol edilen sistem çıkışını istenilen değere götürmektir. Uçakların dinamik davranışları genellikle negatif geri besleme ile değiştirilir. Uçak hareket değişkenleri algılayıcılar ile sezilerek kontrol yüzeylerini saptıracak işaretler üretmede kullanılırlar. Bu geri besleme uçuş koşuluna göre ayarlanır. Ayarlama süreci kazanç atama (gain scheduling) olarak adlandırılır.

Yüksek performanslı bir uçak çok geniş bir uçuş zarfında uçar. Uçuş zarfı boyunca dinamik basınçta, Mach sayısında ve aerodinamik açılarda meydana gelen değişimler dinamik denklem katsayılarında değişimlere neden olur. Uçak dinamiğindeki bu değişimler nedeni ile bir uçuş koşulu için kararlı olan bir dinamik mod, başka bir uçuş koşulu için kararsız hale gelebilir. Osilasyonlu modlar pilotun yörüngeyi takibini zorlaştırır yolculara rahatsızlık verir ve kanat kopması gibi hasarlara neden olur Bütün bu problemler otomatik uçuş kontrol sistemleri ile çözümlenir.

3.2 Uçuş Kontrol Sistemlerinin Tarihçesi

1891 yılında Hiram Maksim o zamana kadar yapılmış olan havadan ağır en büyük makineyi yaptı. Bu makine 34 m uzunluğunda ve 3600 kg ağırlığında idi. Maksim makinesinin boylamsal kararlılığının yetersiz olduğunu anladı. Makinesine bir jiroskoptan sağlanan geribesleme işaretini kullanarak irtifa dümenini saptıran bir uçuş kontrol sistemi taktı. Bu sistem bugünkü yunuslama açısı kontrol sistemine eşdeğerdir (Mclean, 1990, s.10).

17 Aralık 1903 tarihinde Wright kardeşler enerjilenmiş bir uçakla ilk başarılı uçuşu gerçekleştirdiler. Wright kardeşler o zamana kadar yapılanın aksine uçaklarını kararsız

fakat kontrol edilebilir tasarladılar. Böylece manevra kabiliyeti yüksek atmosferik bozuculara karşı daha az duyarlı kontrol edilebilir araçlar geliştirildi. Halbuki Lilianthal, Pilcher, Chanute ve Langley gibi öncüler makinelerini öyle kararlı yaptılar ki, pilota uçuşu yönlendirmekten başka iş kalmadı. Kararlılık için ödenen bedel manevra kabiliyetinin yokluğu oldu. Wright kardeşlerin başlattığı kararsız makineler pilotun işini oldukça zorlaştırdı. Bu nedenle kısaca otopilot olarak adlandırılan otomatik pilotların geliştirilmesi ivme kazandı. İlk otopilotlarda asıl amaç uçağı kararlı kılarak herhangi bir bozucudan sonra istenilen attitude geri döndürmekti. Sperry Gyroscope şirketi tarafından tasarlanan böyle bir otopilot 1912 yılında Curtis uçan botuna takılarak test edildi. Bu otopilot jiroskoplar ile istenilen attitude'dan sapmayı sezerek servo motorları ile irtifa dümenini ve kanatçıkları hareket ettirmekteydi. 18 Haziran 1914 de Curtis uçan bota takılan Sperry Aeroplane Stabilizer olarak adlandırılan, hava ile sürülen iki eksenli düzenek, yunuslama ve yatış (bank) açılarının ikisini de eşzamanlı olarak kontrol etmekte idi. (Blakelock, 1991, s.1).

1911'de uçak dinamiklerine küçük pörtürbasyon (small perturbation) teorisi uygulandı. 1920'lerde kararlılık türevleri ölçüldü ve hesaplandı. Uçuş testleri ile teorik olarak elde edilen sonuçların sağlaması yapıldı (Stevens ve Lewis, 1992, s.197).

I. Dünya Savaşı sırasında pilot için gerekli kararlılığı sağlamak amacı ile, aerodinamik kontrol yüzeylerin yeri, boyutu ve şeklinin belirlenmesi açısından uçak tasarımında önemli gelişmeler sağlanmıştır.(McRuer ve diğ., 1973, s.29)

1920'lerde her nekadar ticari uçaklar ile uçmak kolay olsada, görüş mesafesinin zayıf olduğu durumlarda başı düz tutmak oldukça zor olmakta idi. Bu durumlarda pilot ile yardımcı pilot görevleri paylaşırlardı. Pilot pusula ile dönüş göstergelerini izleyerek ve yön dümenini (rudder) kullanarak yolu takip ederken, yardımcı pilot hız ve yunuslama açısı göstergelerini izleyerek, irtifa dümeni ile yunuslama açısını, motor itkisi ile uçağın hızını sabit tutmaktaydı (Mclean, 1990,s.11).

Başlangıç uçuş kontrol sistemlerinde en önemli gelişmeler 1922-1937 tarihleri arasında oldu. İngiltere'de RAE (Royal Aircraft Establishment), Almanya da Askana ve Siemens, Amerika'da Sperry ve NACA (National Advisory Committee for Aeronautics - bugün NASA) önemli çalışmalar yaptı. 1922'ye kadar olan diğer uçuş

kontrol sistemleri gibi RAE'nin MK-I'ide yunuslama açısı ve yönelimi (heading) kontrol eden iki eksenli pönömatik bir sistemdi. Bu sistemin önemi dinamik kararlılık analizi uygulanarak bilimsel bir biçimde tasarlanmış olmasından gelmekteydi. Bu kapsamlı analiz ve deneysel uçuş testleri uygun geribesleme işaretlerinin belirlenmesini sağladı (Mclean, 1990,s.11).

1927'de Alman Askania firması yön dümeni ile yönelimi (heading) kontrol eden pönömatik bir sistem geliştirdi. Bu sistemde Sperry tarafından tasarlanıp üretilen hava ile sürülen jiroskoplar kullanıldı. Sistem Graf Zeppelin-LZ127 ile denendi 'otopilot' olarak adlandırıldı.(Mclean, 1990,s.11)

1933 yılında önemli bir gelişme oldu. Willey Post, Sperry pönömatik-hidrolik gyropilotun bir prototipini uçağa taktı ve dünyanın çevresini 8 günden az bir sürede uçtu. Bu uçuş otopilot olmadan imkansızdı çünkü Post uçak otomatik uçarken kısa süreli uyuyabiliyordu. Bu uçuş otomatik uçuşta seyir otopilotları denilen yeni otopilotlara ilgiyi arttırdı. (Blakelock, 1991, s.2).

1934'de 3 eksenli pönömatik bir sistem olan MK-IV sistemi tasarlandı. Uçuş sırasında çok sayıda kararlılık problemi keşfedildi ve bu problemler asla çözülmedi. Bununla birlikte aynı sistem ağır bombardıman uçaklarına uygulandığı zaman bu problemler ile karşılaşılmadı ve bu nedenle iyileştirme yoluna gidilmedi. Bunun nedeni ağır uçakların ateletinin büyüklüğü ve bunun sonucunda cevabın yavaş olması idi (Mclean, 1990, s.12).

1935 yılında Siemens şirketi hidrolik eyleyicileri yaptı ve hava yerine bugün hala kullanılan hidrolik yağı kullandı (Mclean, 1990, s.11).

1932 yılında Nyquist analizine ilişkin makale yayınlandı (Bennett, 1996). 1930'ların sonlarında klasik kontrol teorisinde gelişmeler başladı. Nyquist frekans domeni kararlılık kriteri ve Bode kompleks frekans domeni kriterleri kontrol sistemlerine uygulandı (Stevens ve Lewis, 1992, s.197).

1940 yılında RAE yeni bir otomatik uçuş kontrol sistemi geliştirdi. MK-VII adlı sistem iki eksenli ve pönömatik idi. Geribesleme işareti olarak boylamsal eksende uçak hızı ile onun zamana göre değişimi, yanal eksende kanatçık sapma (yaw) ve yalpa

açılarının birleşiminin cevabıyla hareket etmekte idi. Durgun havalarda ozamana kadarki en iyi otomatik kontrolü sağladı. Fakat türbülansda irtifa dümeninin hareketi yunuslama açısında şiddetli değişimlere sebeb oldu bunun sonucu olarak dikey ivmelenme yakıt kaynağını motoru durduracak şekilde etkiledi. 1943'de problem Neumark tarafından çözüldü. Neumark problemi bu gün durum denklemleri diye adlandırılan denklemleri kullanarak zaman domeninde analiz etti (Mclean, 1990, s.12).

1941'in başlarında Amerikada Minneapolis Honeywell Regulator Company tarafından tamamen elektrikli otomatik pilot C-1 imal edildi. Bu otopilot B-17, B-24 ve B-20 gibi bombardıman uçaklarına takıldı. Daha sonra birtakım iyileştirmeler ile C-1A üretildi (Mcruer ve diğ., 1973, s.38-39).

Sperry Gyroscope Company II.Dünya Savaşı esnasında A5 diye adlandırılan bir elektrikli otomatik pilot geliştirildi. A5 otomatik pilotu irtifa kontrolü gibi özelliklere sahipti (Mcruer ve diğ., 1973, s.38-39).

1943 yılında Bendix Corporation yönelimi (heading) otomatik olarak kontrol eden, P-1 otopilotunu geliştirdi (Mcruer ve diğ., 1973, s.40).

1943 yılında Almanya Rechlin'deki Uçuş Geliştirme Kuruluşu bir uçağı otomatik olarak indirdi (McLean, s.12).

1947 yılında yaklaşım kuplörü ve Benedix itki kontrollü Sperry A-12 otopilotu takılı bir Air Force C-54 ile iniş ve kalkışı da içeren tam otomatik bir uçuş ile Atlantik geçildi. Uçuş esnasında pilotun eli kontrol kolonuna asla değmedi. Uçuş delikli kartlara depolanmış bir program ile yürütüldü. Bu otopilotların birincil görevi uçağın yönelimini ve attitude'ı kontrol etmekti. Yüksek performanslı jetler ile birlikte yönelim kararsızlığına ek olarak dinamik karakteristiğin yetersizliği problemi ortaya çıktı. Jet savaş ve nakliye uçaklarında osilasyonların bastırılması bir otomatik sistem ile yapılmaktadır. İlk başarılı Dutch roll bastırma sistemi 1948'lerin başında YB-49'lara takılan konfigürasyondu (Blakelock, 1991, s.2).

1940'ların sonlarına doğru frekans cevabı ve transfer fonksiyonu kavramları bilinmeye başladı ve ilk analog bilgisayarlar ortaya çıktı. 1948'de köklerin yeri tekniği yayınlandı. Bu kontrol sistemlerinin analizinde ve tasarımında önemli gelişmeler

sağlandı. Böylece otomatik olarak kontrol edilen uçakların performans ve kararlılıklarının analizi şirketler tarafından sıkça yapılmaya başlandı (Stevens ve Lewis, 1992, s.197).

Ocak 1946'da roket güçlü X-1 uçağı ilk uçuşunu yaptı. Ekim 1947'de süpersonik uçuşu yaptı. Ağustos 1949'da 72,000 ft irtifaya ulaştı. Daha sonra X-1A ile 2,44 Mach sayısı ve 75,000 ft yüksekliğe ulaşıldıktan sonra atalet kuplajı ortaya çıktı, uçak her üç eksen etrafında dönmeye başladı ve neredeyse pilotu öldürüyordu. Atalet kuplajlı uçağın kararlılık ve kontrol problemi güçlü analitik yaklaşımlara ihtiyacı ortaya çıkardı (Stevens ve Lewis, 1992, s.197).

Performansın artması nedeni ile aerodinamik yüklerde artış ve daha büyük uçaklar için güçle desteklenen yada tamamen güçlü kontrol yüzeyleri kullanılma ihtiyacı ortaya çıktı. Güç destekli kontrol ile açısal hız algılayıcılarından gelen sinyallerin, kontrol yüzeyi eyleyicilerin sürmekte kullanıldığı kararlılık artırım sistemleri geliştirilerek, uçağın doğal modunun değiştirilmesi imkanı elde edildi (Stevens ve Lewis, 1992, s.198).

1950 yılında Bristol Aeroplane Company elektrik eyleyiciler kullanan bir dört motorlu nakliye uçağı yaptı. Fakat diğer üreticiler bunu devam ettirmediler (Mclean, 1990,s. 11-12).

1950'lerde 3 Mach sayısı ve üstü süpersonik uçuş problemi araştırılmaya başlandı. 1959'da X-15 roket uçağı ile 300,000 ft ve 6 Mach sayısı aşıldı. Bu uçak Honeywell tarafından tasarlanmış bir uyarlamalı kontrol sistemiyle sağlanan üç eksenli kararlılık artırım sistemi ile donatıldı ve aerodinamik kontrolden reaksiyon kontrole geçildi. Çünkü yüksek irtifalarda aerodinamik kontrol etkisizdi (Stevens ve Lewis, 1992, s.198).

1960'ların başında küçük savaş uçakları 2 Mach sayısına yaklaştı. Bir Fransız Mirage uçağı 2.3 Mach sayısını ve daha sonra F-4 Fantom uçağı 2.4 Mach sayısını aştı. Sivil havacılıkta Boeing 707, Douglas DC8 ve Concorde SST yaygın olarak kullanılmakta idi. Digital bilgisayarlar mühendislikte yaygınlaşmaya başladı, nümerik analiz teknikleri daha çok önemli hale geldi ve böylece 1960'ların ortalarında modern kontrol teorisi gelişti (Stevens ve Lewis, 1992, s.198).

1970'lerde digital bilgisayarlar sayesinde karmaşık dinamik sistemlerin analizi ve gerçek zaman bilgisayarlar ile kontrol ve güdüm sistemlerine uygulanması sağlandı. 1970'lerde tasarlanan tamamen elektrikli relaxed statik kararlı F-16 uçağı uçuş kontrol sistemlerinde bir aşama idi. Otomatik uçuş kontrol sistemleri için elektriksel işaretlerin işlenmesi halen analogtu (Stevens ve Lewis, 1992, s.199).

1980'lerde AFTI F-16 ve X-29A uçaklarında olduğu gibi ek aerodinamik kontrol yüzeyleri ile yada F-15E ve F-18 gibi uçaklarda olduğu gibi digital uçuş kontrol sistemleri ile doğrudan kaldırma (direct lift) veya doğrudan yanal kuvvet (sideforce) kontrolü sağlanmıştır (Stevens ve Lewis, 1992, s.199).

Mart 1981'de Amerikan uzay mekiği ilk uçuşu yaptı. Aynı zamanda hipersonik uçuş çalışmalarına ağırlık verildi. Hipersonik araçlarda yörünge dikkatli bir şekilde kontrol edilmelidir çünkü atmosferdeki sürtünmeden kaynaklanan ısınma uçak üzerinde bazı noktalarda sıcaklığın birkaç bin dereceye çıkmasına neden olabilir. Hipersonik araçların aerodinamik katsayılarındaki belirsizlikler otomatik kontrol sistemini karmaşıklaştırır ve performansını düşürür. Kontrol sistemi uçuş zarfi boyunca uçak dinamiğinde meydana gelen büyük değişimlere uyarlanabilmelidir. (Stevens ve Lewis, 1992, s. 200).

Günümüzde teknolojik gelişmelerinde yardımı ile uçuş kontrol sistemlerinde, YSA'ları temelli (Troudet ve diğ.,1993), (Linse ve Stengel, 1993), (Napolitano ve Kincheloe, 1995), (Calise, 1996), (Leitner ve diğ., 1997), ve BS'ler temelli (Kumar ve diğ., 1995), (Lin ve Maa, 1996), (Geng ve McCollough, 1997), (Lin ve Wang, 1998) yapıların yanısıra, uyarlamalı kontrol (Singh ve dig., 1995), yeniden konfigürasyonlu (reconfigurable) kontrol (Morse ve Ossman, 1990), dinamik tersinme (Snell ve diğ., 1992), (Mulgund ve Stengel, 1995), (Snell, 1998) gibi ileri kontrol tekniklerin uygulanması çalışmaları yapılmaktadır.

3.3 Uçuş Kontrol Sistemlerinin Sınıflanması

Uçuş mod'larına göre değişik kategorilere ayrılabilir. Birinci kategorideki modlar, kısa periyot, roll ve dutch roll modlarıdır. Bunların doğal frekansları atalet momentleri ve aerodinamik yüzeylerce üretilen momentlerce belirlenir. Sönümleri açısal hıza bağımlı

aerodinamik momentlerce belirlenir. İkinci kategorideki modlar phugoid ve spiral modlarıdır. Bu modlar çok daha yavaştırlar. Phugoid modu aerodinamik taşıma kuvveti (lift), sürükleme kuvveti (drag) ve bunların zamanla değişimlerine bağlıdır. Spiral modu aerodinamik momentlere bağlıdır. Bir uçağın manevra komutlarına cevabı birinci katogoride modlar ile belirlenir. Eğer modlar kararsız yada hafif sönümlü ise frekansları pilotların kontrol edemeyeceği kadar kısadır. Bu modlar için uygun sönüm yada doğal frekanslar sağlayan kontrol sistemleri kararlılık artırım sistemleri (SAS) olarak adlandırılır. Eğer artırım sistemleri modları kontrol etmeyi amaçlıyorsa kontrol artırım sistemleri (CAS) olarak adlandırılırlar. Phugoid ve spiral modları pilot tarafından kontrol edilebilirler. Ancak bu modların sürekli olarak pilotlar tarafından kontrol edilmesi yorucu ve gereksiz olduğundan otomatik kontrol sistemlerine ihtiyaç vardır. Pilota rahatlık sağlayan ve bazı özel fonksiyonları yerine getiren böyle otomatik kontrol sistemlerine otopilot denir. (Stevens ve Lewis, 1992, s.203-204).

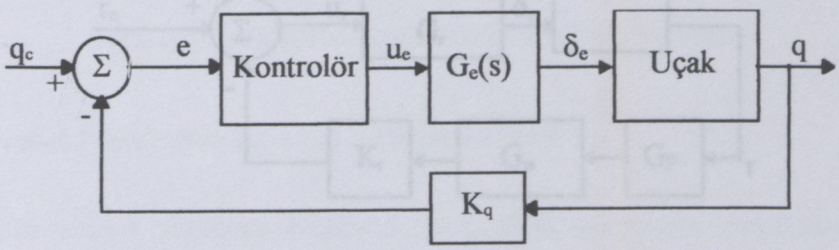
3.4 Kararlılık Artırım Sistemleri

Çoğu askeri ve ticari uçağın uçuş gereksinimlerinin karşılanması için kararlılık artırım sistemlerine (SAS) ihtiyacı vardır. Bazı uçaklar kararsız olduğundan SAS'lar olmadan uçmaları imkansızdır. Uçakların doğal kararlılığı, kararlılık türevlerine bağlıdır. Bunların büyüklüğü uçağın boylamsal ve enlemesine hareketinin frekans ve sönümlemesini etkiler. SAS'lar genellikle gövde eksen takımı açısal hızlarını giriş olarak alıp işleyerek kontrol yüzeyleri eyleyicilerine geri besleme işareti olarak uygularlar. Böylece açısal hızlar ve türevleri ile orantılı olarak aerodinamik momentler üretilerek, hareket üzerinde sönüm oluşturmada kullanılır. Eğer temel mod kararsız ise yada doğal frekans ve sönüm bağımsızca değiştirilmek istenirse, daha başka geribesleme işaretlerine ihtiyaç olacaktır. Temel kararlılık artırım sistemleri arasında, yunuslama açısal hızı SAS, sapma sönümleyici (yaw damper) ve yalpa sönümleyici (roll damper) sayılabilir.

3.4.1 Yunuslama Açısal Hızı Kararlılık Artırım Sistemi

Yunuslama açısal hızı SAS'ın temel görevi kısa periyot modları için yeterli sönüm sağlamaktır. Yunuslama açısal hızı SAS ile M_q kararlılık türevi arttırılmağa çalışılır.

Şekil 3.1'de konvansiyonel bir yunuslama açısal hızı SAS gösterilmektedir. Burada q yunuslama açısal hızını, K_q sistem kazancını, $G_e(s)$ irtifa dümeni eyleyici transfer fonksiyonunu, u_e irtifa dümeni eyleyici girişini, δ_e irtifa dümeni sapmasını göstermektedir. Eğer frekans ve sönüm katsayısının ikisi birlikte değiştirilmek istenirse hücum açısı (α) geribeslemeside gereklidir.

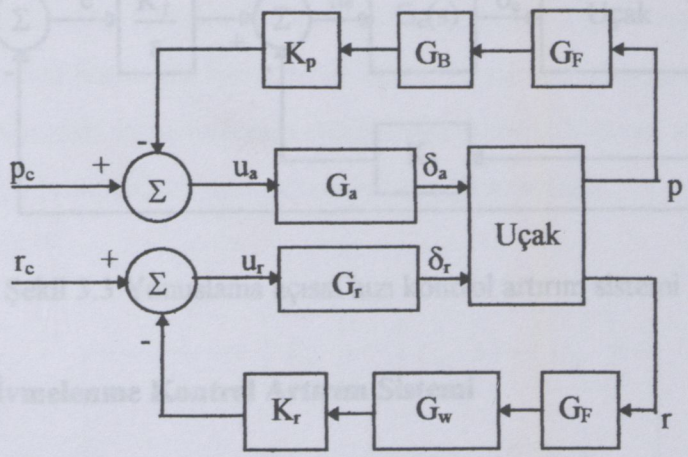


Şekil 3.1 Yunuslama açısal hızı kararlılık artırım sistemi

3.4.2 Enlemesine-Yönsel SAS'lar

Konvensiyonel uçaklarda enlemesine (lateral) hareketin birbirinden bağımsız, yalpa (roll), spiral ve dutch roll modları vardır. Bu modların yalpa açısal hızı (p) cevabı iyi sönümlüdür ve weather cocking yönsel(directional) kararlılığa karşı düşer. Ancak, eğer dihedral etkisi yüksekse, yalpa sönüm katsayısı düşüktür. Bunun sonucunda yalpa ve spiral modlar enlemesine phugiod denilen osilasyonlu moda dönüşür.

Enlemesine hareket genelde yönsel (directional) hareketten bağımsız (decoupled) değildir. Bu nedenle birlikte ele alınmalıdırlar. Şekil 3.2'de enlemesine-yönsel dinamik için bir artırım sistemi gösterilmektedir. Şekilde G_w washout devresi, G_B eğilme modu filtresi (bending mode filter), G_F gürültü filtresi, G_a ve G_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni eyleyici transfer fonksiyonları, u_a ve u_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni eyleyici girişleri, δ_a δ_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni sapmalarını, K_p ve K_r sırasıyla yalpa açısal hızı ve sapma açısal hızı kontrolör kazançlarını göstermektedir Gövde eksen yalpa açısal hızı (p) kanatçıka geri beslenerek roll subsidence modu modife eder. Uçuş koşulları uçağın yalpa performansında değişimlere neden olur. Yalpa açısal hızının kapalı çevrim kontrolü ile yalpa performansının uçuş koşulları ile değişimi azaltılır. Sapma açısal hızı (r) yön dümenine geri beslenerek dutch roll moddan oluşan sapma açısal hızını karşılayacak bir sapma momenti üretilir.



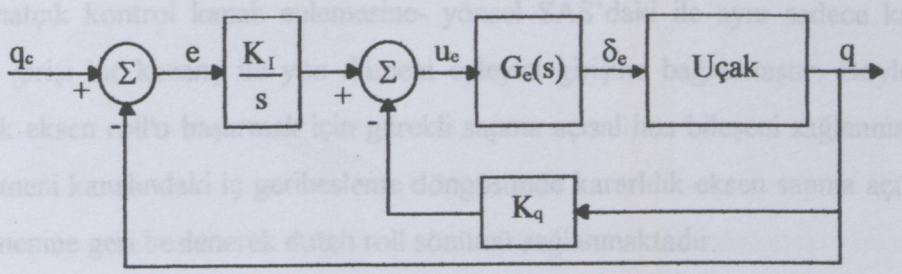
Şekil 3.2 Enlemesine-yönsel kararlılık artırım sistemi

3.5 Kontrol Artırım Sistemleri

Eğer bir uçak manuel olarak kontrol ediliyorsa, genellikle gerekli otomatik uçuş kontrol sistemi olarak SAS'lar yeterlidir. Yüksek performanslı askeri uçaklarda pilot uçağın performans limitlerinde manevra yapmak ve hedeflerin hassas takibi gibi görevleri yerine getirmek zorunda olduğundan pilot tarafından seçilebilir kontrol sistemlerine ihtiyaç vardır. Bu tür sistemler kontrol artırım sistemleri (CAS) olarak adlandırılırlar.

3.5.1 Yunuslama Açısal Hızı Kontrol Artırım Sistemi

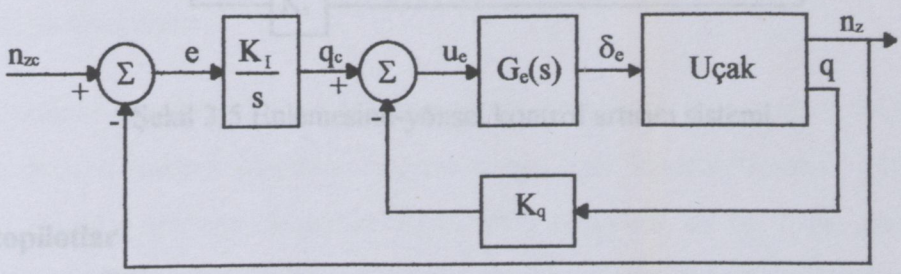
Hedefin hassas takibi gibi durumlar için yunuslama komutu cevabı hızlı olmalıdır. Bu bir yunuslama açısal hızı CAS ile sağlanır. Yunuslama açısal hızının kontrolü aynı zamanda yaklaşım ve iniş sistemi içinde gereklidir. Şekil 3.3'de yunuslama açısal hızı CAS gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi iç döngüde bir yunuslama açısal hızı SAS vardır. Kontrol edilen değişken yunuslama açısal hızıdır. Burada iki tasarım seçeneği mevcuttur. Birinci seçenek q'nın iç döngüde geribesleme işareti olarak kullanılması ikinci seçenek q'nın dış döngü kontrolörü üzerinden geribeslenmesidir.



Şekil 3.3 Yunuslama açısal hızı kontrol artırım sistemi

3.5.2 Normal İvmelenme Kontrol Artırım Sistemi

İtdalaşı gibi yüksek manevra kabiliyeti ve çeviklik gerektiren durumlarda normal ivmelenme kontrol edilmelidir. Bu da bir normal ivmelenme CAS ile sağlanır. Şekil 3.4'de tipik bir normal ivmelenme CAS gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi kontrol edilen değişken normal ivmelenme (n_z)'dir. İç döngüde bir yunuslama açısal hızı SAS vardır.

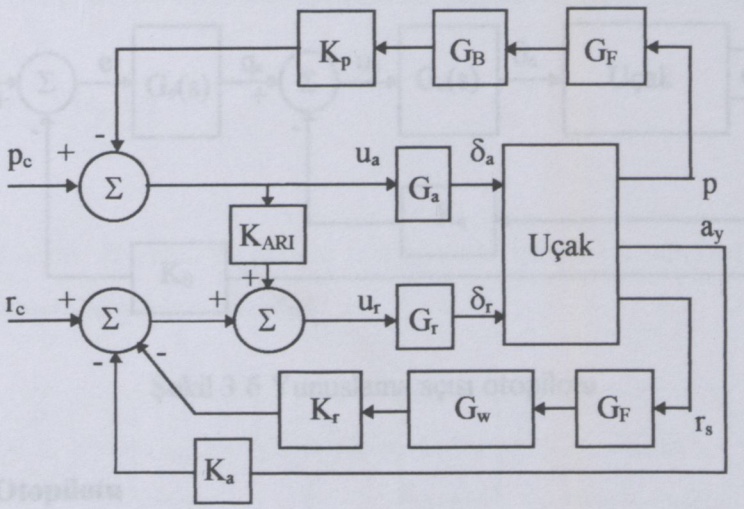


Şekil 3.4 Normal ivmelenme kontrol artırım sistemi

3.5.3 Enlemesine - Yönsel Kontrol Artırım Sistemi

Yüksek hücum açılarında hızlı manevra yapmak zorunda olan uçaklar için yalpa(roll) ve sapma (yaw) SAS'ların yanısıra daha mükemmel bir enlemesine-yönsel CAS'a ihtiyaç vardır. Şekil 3.5'de böyle bir sistemin blok diyagramı gösterilmektedir. Şekilde G_w washout devresi, G_B eğilme modu filtresi (bending mode filter), G_F gürültü filtresi, G_a ve G_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni eyleyici tranfer fonksiyonları, u_a ve u_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni eyleyici girişleri, δ_a δ_r sırasıyla kanatçık ve yön dümeni sapmalarını, K_p ve K_r sırasıyla yalpa açısal hızı ve sapma açısal hızı kontrolör kazançlarını, K_{ARI} kanatçık-yön dümeni iç bağlantısını, p yalpa açısal hızını, r_s kararlılık eksen açısal hızını, a_y enlemesine ivmelenmeyi göstermektedir. Şekilden de görüldüğü

gibi kanatçık kontrol kanalı enlemesine- yönsel SAS'daki ile aynı sadece kanatçık eyleyici girişi bir kazanç ile yön dümeni eyleyici girişine bağlanmıştır. Böylece bir kararlılık eksen roll'u başarmak için gerekli sapma açısal hızı bileşeni sağlanmaktadır. Yön dümeni kanalındaki iç geribesleme döngüsünde kararlılık eksen sapma açısal hızı yön dümenine geri beslenerek dutch roll sönümü sağlanmaktadır.



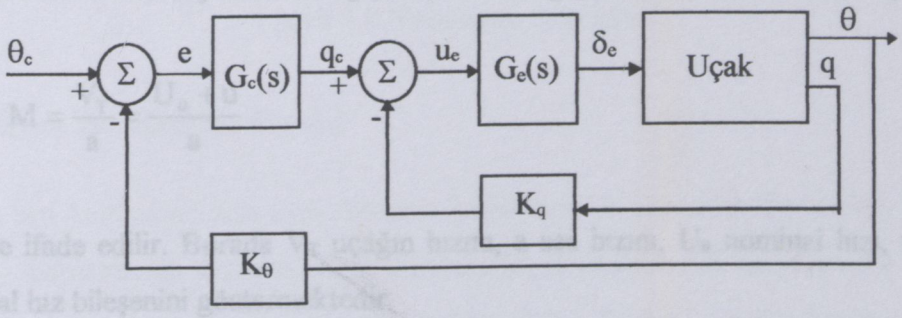
Şekil 3.5 Enlemesine-yönsel kontrol artırım sistemi

3.6 Otopilotlar

Pilota rahatlık sağlayan ve bazı özel işlevleri yerine getiren otomatik kontrol sistemlerine otopilot'lar denir. Pilot rahatlatma modlarında otopilotlar kararlı hal hatası ve bozucuları bastırma özelliklerini sağlamalıdır. Tehlikeli ve rahatsız edici geçiş durumu hareketlerinden kaçınmak için otopilotlar uygun koşullar altında çalıştırılmalıdırlar. Örneğin irtifa otopilotu istenilen irtifanın bir kaç yüz ft altında çalıştırılırsa çok dik bir tırmanmaya neden olabilir. Bu modlarda dinamik cevap fazla dikkate alınmamaktadır. Dinamik cevap seyir kuplajlı (navigation-coupled) otopilot modlarında dikkate alınır. Bu modda uçak rastgele değişen bir girişi cevapta önemli bir aşım olmadan takip eder.

3.6.1 Yunuslama Açısı Otopilotu

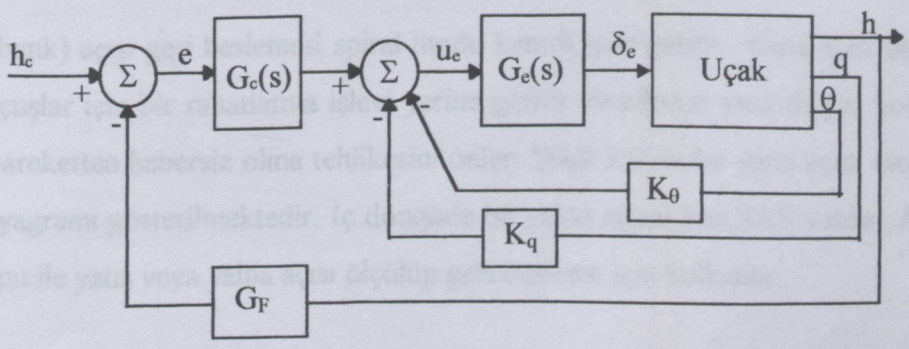
Bu otopilot normal olarak uçak kanat seviyesi (wing level) uçuşta iken kullanılır. Şekil 3.6'da yunuslama açısı otopilotu gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi yunuslama açısı (θ) irtifa dümeni ile kontrol edilmektedir. İç döngüde kısa periyot sönüm sağlayan bir yunuslama açısal hızı SAS vardır.



Şekil 3.6 Yunuslama açısı otopilotu

3.6.2 İrtifa Otopilotu

İrtifa otopilotu en önemli pilot rahatlatma modlarından birini sağlar. Pilot uçağı istenilen irtifaya manuel olarak yada yunuslama açısı kontrol sistemini kullanarak ulaştırır. İstenilen irtifaya ulaştıktan sonra irtifa otopilotu ile bu irtifa sürdürülür. Bunun dışında iki değişik kullanımı vardır. Bunlar otomatik iniş ve yörünge takibi durumlarıdır. Bu durumlarda irtifa otopilotu uçağın tırmanma hızı ve yunuslama açısı limitlerini aşmadan belli bir irtifa profilini izlemesi sağlamalıdır. Şekil 3.7'de irtifa otopilotu gösterilmektedir. İç döngüde bir yunuslama açısı otopilotu kullanılmaktadır. İrtifa, irtifa dümeni kullanılarak kontrol edilmektedir. İrtifa dış basınç ölçümleri kullanılarak (hava-veri bilgisayarında) hesaplanır.



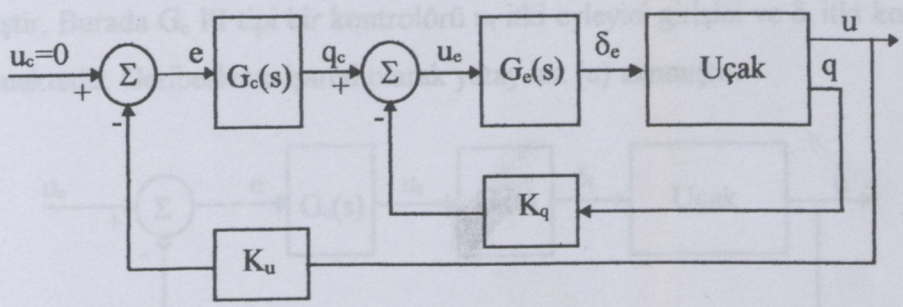
Şekil 3.7 İrtifa otopilotu

3.6.3 Mach Sayısı Otopilotu

Mach sayısı otopilotunun görevi bozuculu ortamda irtifada büyük bir değişiklik yapmadan istenilen Mach sayısını sürdürmektir. Yakıtın en verimli kullanıldığı irtifa, yakıtın tüketiminden dolayı uçağın ağırlığı azaldıkça, artar . (Stevens ve Lewis, 1992, s.293). Bu nedenle Mach sayısı sabit tutulduğunda yakıt azaldıkça uçak yavaşça tırmanacaktır. Mach sayısındaki değişim hızdaki değişim ile ilişkilidir. Mach sayısı

$$M = \frac{V_T}{a} = \frac{U_0 + u}{a} \tag{3.1}$$

şeklinde ifade edilir. Burada V_T uçağın hızını, a ses hızını, U_0 nominal hızı, u yatay doğrusal hız bileşenini göstermektedir.

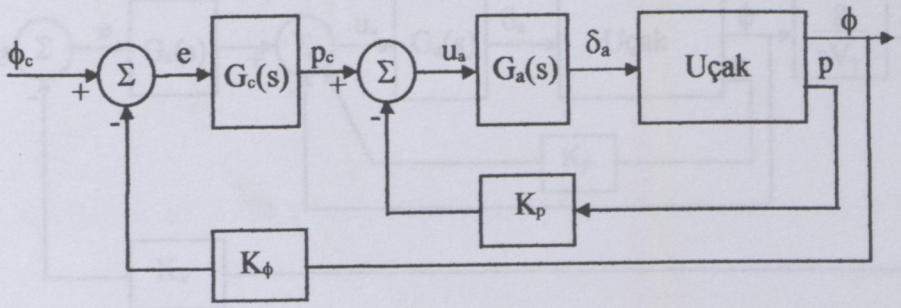


Şekil 3.8 Mach sayısı otopilotu

Şekil 3.8'de tipik bir Mach sayısı otopilotu gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi hız irtifa dümeni kullanılarak kontrol edilmektedir. İç döngüde bir yunuslama açısal hızı SAS vardır.

3.6.4 Yatış Açısı Otopilotu

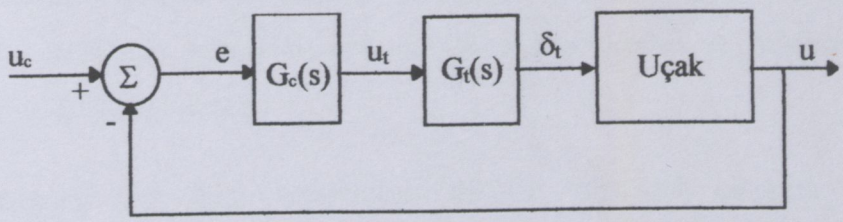
Yatış (bank) açısı geri beslemesi spiral modu kararlı hale getirir. Yatış açısı otopilotu uzun uçuşlar için bir rahatlatma işlevi yerine getirir ve pilotun yere doğru koordineli spiral hareketten habersiz olma tehlikesini önler. Şekil 3.9'da bir yatış açısı otopilotun blok diyagramı gösterilmektedir. İç döngüde bir yalpa açısal hızı SAS vardır. Attitude jiroskopu ile yatış veya yalpa açısı ölçülüp geri besleme için kullanılır.



Şekil 3.9 Yatış açısı otopilotu

3.6.5 Uçak Hız Kontrol Sistemi

Uçağın hızı kontrol edilirse aynı zamanda pozisyonu da kontrol edilmiş olur. Hız itki (thrust) değiştirilerek kontrol edilir. İtkideki bu değişiklik itki eyleyicisi ile motora akıtılan yakıt miktarı kontrol edilerek yapılır. Şekil 3.10'da bir hız kontrol sistemi verilmiştir. Burada G_c PI tipi bir kontrolörü u_t itki eyleyici girişini ve δ_t itki komutunu göstermektedir. Geribesleme işareti olarak yatay hız (u) alınmıştır.



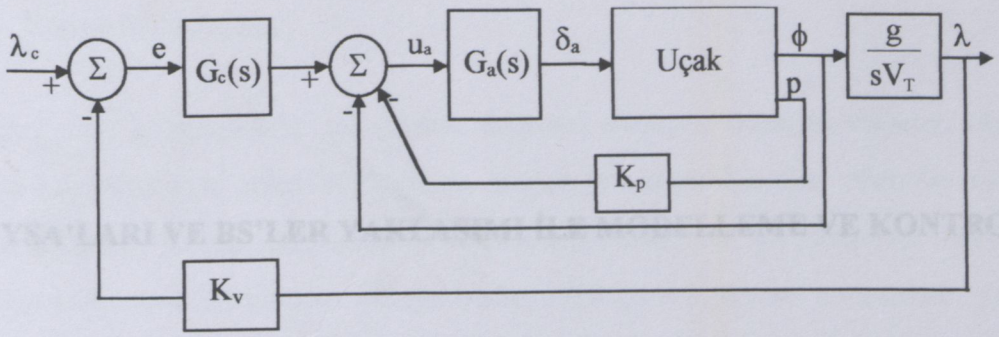
Şekil 3.10 Uçak hızı kontrol sistemi

3.6.6 Yönelim Açısı Otopilotu

Şekil 3.11'de bir yönelim (heading) açısı otopilotu blok diyagramı gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi iç döngüde bir yatış açısı kontrol sistemi mevcuttur. Yönelim açısı λ ile yatış açısı ϕ arasındaki bağıntı (transfer fonksiyonu)

$$\lambda = (g / sV_T)\phi \tag{3.2}$$

şeklindedir. Burada g yerçekim ivmesini, s Laplace operatörünü ve V_T uçak hızını göstermektedir.



Şekil 3.11 Yönelim açısı otopilotu

4. YSA'LARI VE BS'LER YAKLAŞIMI İLE MODELLEME VE KONTROL

4.1 Giriş

Son yıllarda yapay zeka ve bulanık mantık konusunda meydana gelen ilerlemeler zeki sistem kavramını gündeme getirmiştir. Sınırları tam olarak çizilmemiş olmakla beraber öğrenme ve uyarlanma (adaptasyon), zeki sistemlerin temel özellikleri olarak kabul edilmektedir (Linkens ve Nyongesa, 1996). Yapay sinir ağları (YSA) ve bulanık sistemler (BS), zeki sistemler gerçekleştirilmesi için uygun yapılara sahiptir.

YSA'ları öğrenebilme, paralel olarak gerçeklenebilme, çok girişli çok çıkışlı doğrusal olmayan eşlemeyi yüksek hassasiyette gerçekleştirebilme ve genelleme yeteneğine sahiptir. Bu özellikleri nedeni ile dinamik sistemlerin kontrol ve modellenmesinde yaygın olarak kullanılmışlardır.

BS'ler herhangi bir bilgi tabanındaki bilgileri doğrusal olmayan eşlemeye dönüştürebilmektedir. Böylece nümerik bilgilerin yanısıra, insan uzmanlara benzer şekilde, sözel bilgilerinde değerlendirilmesine imkan tanımaktadırlar. BS'ler çok girişli tek çıkışlı bir eşleme sağlamaktadır. Uygun yapıdaki BS'lerin kuralları öğrenme yolu ile ayarlanabilmekte ve böylece uyarlamalı bir BS tasarımı sağlanabilmektedir.

YSA'ları ve BS'leri evrensel benzeştiricidirler (universal approximator) yani herhangi bir sürekli fonksiyonu istenilen hassasiyette benzeştirebilirler.

Bu bölümde YSA'ları ve BS'lerin gelişim süreçleri , temel özellikleri, kontrol ve modelleme yapıları gözden geçirilmiştir. Böylece çalışma boyunca gerçekleştirilecek YSA ve BS uygulamalarında temel alınacak altyapının oluşturulması amaçlanmıştır.

4.2 Yapay Sinir Ağları

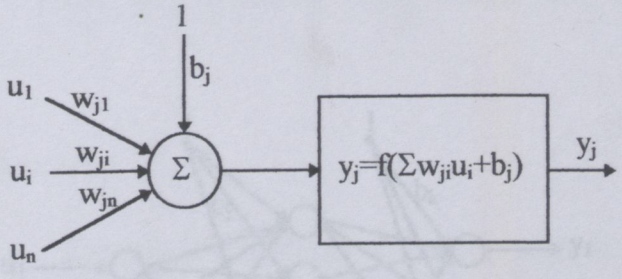
Yapay sinir ağları (YSA) çok sayıda doğrusal olmayan işlem birimimden oluşan öğrenme yeteneğine sahip bilgi işleme araçlarıdır. İşlem birimleri nöronlar olarak adlandırılırlar. Nöron bir ağırlıklı toplam operatörü ile bir doğrusal olmayan aktivasyon fonksiyonundan oluşmaktadır. Şekil 4.1'de bir nöronun yapısı gösterilmektedir. Şekilde w ağırlıkları, b kutupları, u nöron girişlerini ve y nöron çıkışlarını ve f(.) aktivasyon fonksiyonunu göstermektedir. Genellikle aktivasyon fonksiyonu olarak;

$$f(x) = \frac{1}{1+e^{-x}} \tag{4.1}$$

$$f(x) = \frac{1-e^{-x}}{1+e^{-x}} \tag{4.2}$$

$$f(x) = x \tag{4.3}$$

sigmoid (4.1), tanh (4.2) yada doğrusal (4.3) fonksiyonları kullanılmaktadır.



Şekil 4.1 Nöron yapısı

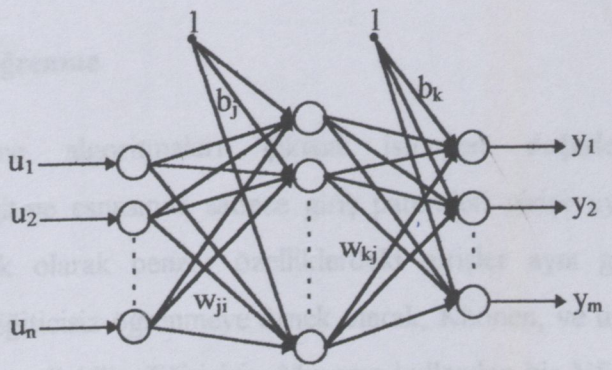
YSA'larının bilgi işlem özelliği iki temel faktöre bağlıdır. Bunlar YSA'larının bağlantı şekilleri ve ağırlıkları eğitmede kullanılan yöntemlerdir. Nöronların çıkışları ağırlıklı hatlar üzerinden başka nöronların girişlerine bağlanırlar. YSA'lar bağlantı yapılarına ve öğrenme algoritmalarına göre sınıflanabilirler.

4.3 Temel YSA Yapıları

Nöronlarının birbirlerine bağlanma düzeneği ve bağlantı elemanlarının özellikleri YSA'larının yapısını belirler. Yapılarına göre YSA'ları ileribeslemeli ve geribeslemeli olarak iki temel sınıfa ayrılabilirler (Hush, 1993). İleribeslemeli ağlar statik doğrusal olmayan eşleme işlevi görürler. Geribeslemeli ağlar doğrusal olmayan dinamik geribesleme sistemleri olarak düşünülebilirler.

4.3.1 İleribeslemeli Ağlar

İleri beslemeli ağlarda nöronlar genellikle katmanlar şeklinde düzenlenmiştir. Girişe uygulanan işaretler tek yönlü bağlantılar üzerinden çıkış katmanına ulaşır. Bir katmandaki nöronların çıkışları ağırlıklı hatlar üzerinden bir sonraki katmandaki nöronların girişlerine bağlanırlar. Şekil 4.2'de bir ileri beslemeli ağ yapısı gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi ağ bir giriş, bir gizli ve birde çıkış katmanı olmak üzere üç katmandan oluşmaktadır. Gizli katman sayısı birden fazlada olabilmektedir. İleri beslemeli ağlara örnek olarak, çok katmanlı algılayıcı (ÇKA), öğrenmeli vektör kuvantalama, beyinsel model bağlantılı kontrol (CMAC) ağları verilebilirler.



Şekil 4.2 İleri beslemeli ağ yapısı

4.3.2 Geribeslemeli Ağlar

Geribeslemeli ağlarda bazı nöronların çıkışları kendi girişlerine yada önceki katmanlardaki nöronların girişlerine geribeslenirler. Bu nedenle işaret akımı hem ileri hemde geriye doğru olur. Herhangi bir andaki çıkış o andaki giriş ile önceki çıkış ve

girişlere bağlıdır. Geribeslemeli ağlara örnek olarak, Hopfield ağı, Elman ağı ve Jordon ağı verilebilir (Pham ve Xing, 1995, s. 15-17).

4.4 Öğrenme Kategorileri

YSA uygulamalarının ilk fazı öğrenmedir. Öğrenme YSA'larının ağırlıklarının ayarlanma sürecidir. YSA'lar için öğrenme algoritmaları üç kategoride düşünülebilir. Bunlar eğiticili, eğiticisiz ve pekiştirmeli (reinforcement) öğrenme olarak adlandırılırlar.

4.4.1 Eğiticili Öğrenme

Eğiticili öğrenme algoritmalarında ağırlıklar, verilen bir girişe karşı düşen gerçek ve istenilen çıkış değerleri arasındaki fark kullanılarak ayarlanır. Bu nedenle eğiticili öğrenmede, istenilen değeri sağlayacak bir eğiticiye ihtiyaç vardır. Eğiticili öğrenmeye örnek olarak, delta kuralı ve öğrenen vektör kuvantalama (LVQ) verilebilir. Hatanın geriye yayılma algoritması basitliği nedeniyle halen en yaygın şekilde kullanılan öğrenme tekniğidir (Linkens and Nyongesa, 1996). Ancak yavaş öğrenme hızı gibi problemleri mevcuttur.

4.4.2 Eğiticisiz Öğrenme

Eğiticisiz öğrenme algoritmaları çıkışın istenilen değerlerinin bilinmesini gerektirmezler. Eğitme esnasında sadece giriş paternleri girişe uygulanır. YSA'ının ağırlıkları otomatik olarak benzer özelliklerdeki girişler aynı grupta sınıflanacak şekilde ayarlanır. Eğiticisiz öğrenmeye örnek olarak, Khonen, ve uyarlamalı rezonans teori(ART) ağları verilebilir. Eğiticisiz öğrenme kullanılan bir YSA kontrolör mobil robotların gerçek zamanda kontrolüne uygulanmıştır (Zalama ve diğ., 1995).

4.4.3 Pekiştirmeli Öğrenme

Pekiştirmeli (reinforcement) öğrenme eğiticili öğrenmenin özel bir şeklidir. Hedef çıkışları sağlayan bir eğitici kullanmak yerine, verilen girişe karşı düşen çıkışlar skaler bir performans ölçütünü sağlayacak şekilde belirlenir. Bu tür eğitme algoritmaların en

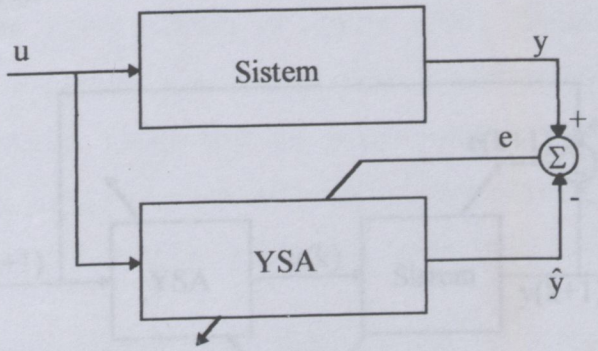
önemli avantajı çıkışların istenilen değerlerine gerek olmayışıdır. Pekiştirmeli öğrenme çubuk dengeleme (pole-balancing) problemine başarı ile uygulanmıştır (Anderson, 1989).

4.5 YSA'ları ile Modelleme

Doğrusal olmayan eşleme ve öğrenme yetenekleri YSA'ları kompleks dinamik sistemlerin modellenmesi için uygun kılmaktadır. Modelleme için temel olarak ağ tipinden bağımsız üç farklı mimari vardır. Bunlar ileri dizge(plant) modeli, genelleştirilmiş ters öğrenme, özelleştirilmiş ters öğrenmedir (Hunt ve dig., 1992), (Psaltis ve diğ., 1988).

4.5.1 İleri Modelleme

Bir sistemin ileri dinamiklerini temsil için bir YSA eğitme işlemine ileri modelleme denir. Şekil 4.3'de böyle bir yapı gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi YSA modeli sisteme paralel olarak yerleştirilmiştir. Sistem çıkışı ile YSA çıkışı arasındaki fark, YSA'yı eğitmede kullanılmaktadır. Bu şekilde elde edilen model YSA kontrol yapılarında emülator olarak kullanılabilir.

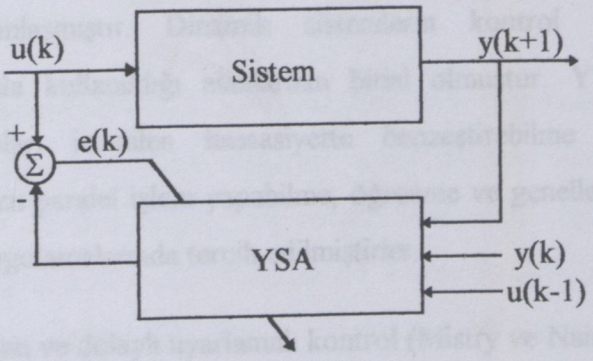


Şekil 4.3 YSA ile ileri modelleme yapısı

4.5.2 Genelleştirilmiş Ters Öğrenme

Şekil 4.4'de genelleştirilmiş ters öğrenme yapısı gösterilmektedir. YSA modeli sistemin ters modelini öğrenmek için eğitilmektedir. Bu şekilde off-line olarak eğitilen YSA daha sonra sistemi doğrudan kontrol için kullanılabilir. Bu sistemin bir

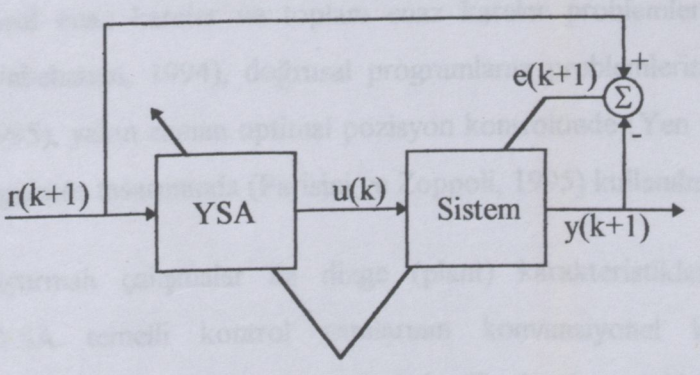
dezavantajı eğer doğrusal olmayan eşleme bire-bir değilse hatalı bir ters model elde edilebilir (Hunt ve dig., 1992).



Şekil 4.4 Genelleştirilmiş ters öğrenme

4.5.3 Özelleştirilmiş Ters Öğrenme

Şekil 4.5'de özelleştirilmiş ters öğrenme yapısı gösterilmektedir. Bu yapıda YSA özelleştirilmiş bir bölgede işlemektedir. Ağ girişine sistem referans işareti uygulanmaktadır. Sistemin istenilen ve gerçek çıkışları arasındaki fark ağın ağırlıklarını eğitmede kullanılmaktadır. Bu prosedür de sistemin Jocabianının bilinmesine ihtiyaç vardır. Bu yapıda öğrenme ilgilenilen bölgede ve on-line olarak gerçekleştirilebilir (Psaltis ve diğ., 1988).



Şekil 4.5 Özelleştirilmiş ters öğrenme

4.6 Yapay Sinir Ağları ile Kontrol

1986'da geriye yayılma algoritmasının ortaya çıkarılmasından sonra YSA'ları uygulamaları yaygınlaşmıştır. Dinamik sistemlerin kontrol ve modellenmesi YSA'larının en fazla kullanıldığı alanlardan birisi olmuştur. YSA'ların doğrusal olmayan fonksiyonları istenilen hassasiyette benzeştirebilme yetenekleri, çok değişkenli yapısı, hızlı paralel işlem yapabilme, öğrenme ve genelleme gibi özellikleri nedeni ile kontrol uygulamalarında tercih edilmiştirler.

YSA temelli doğrudan ve dolaylı uyarlamalı kontrol (Mistry ve Nair, 1994), (Yang ve Linkens, 1994), (Etxebarria, 1994), (Puskorious ve Feldkamp, 1994), (Jin ve diğ., 1994a), (Chuang ve Liu, 1994), (Lim, 1995), (Ku ve Lee, 1995), (Noriega ve Wang, 1998), model referans uyarlamalı kontrol (Lightbody ve Irwin, 1995), (Hoskins ve diğ., 1992), (Ahmed, 1994), uyarlamalı değişken yapılı kontrol (Karakaşoğlu ve Sundareshan, 1995), uyarlamalı öngörülü kontrol (Mills ve diğ., 1994), kendinden ayarlamalı kontrol (Ahmed ve Anjum, 1997), (Chen, 1990), kendinden organizeli kontrol (Nie ve Linkens, 1994) gibi çok çeşitli uyarlamalı ve kendinden ayarlamalı kontrol yapıları kullanılmıştır.

YSA temelli optimal kontrol yapısı, yörünge kontrolünde (Park ve diğ., 1996), (Parisini ve Zoppoli, 1994), (Bersini ve Gorrini, 1997), (Becerikli, 1998), gerçek zamanda doğrusal enaz kareler ve toplam enaz kareler problemlerin çözümünde (Cichocki ve Unbehauen, 1994), doğrusal programlama problemlerinin çözümünde (Zak ve diğ., 1995), yakın zaman optimal pozisyon kontrolünde (Yen ve diğ., 1995), kayan ufuklu regülatör tasarımında (Parisini ve Zoppoli, 1995) kullanılmıştır.

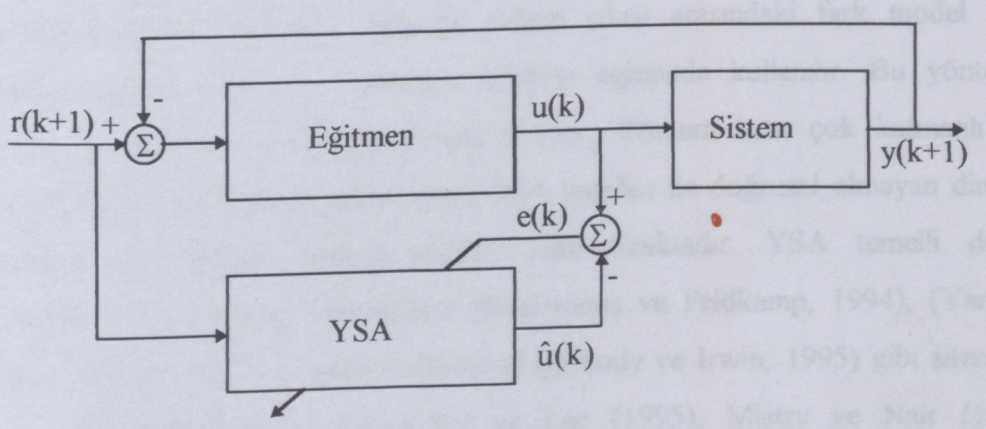
Yapılan karşılaştırmalı çalışmalar ile dizge (plant) karakteristikleri tam olarak bilinmiyorsa, YSA temelli kontrol yapılarının konvansiyonel kontrolörlerden performanslarının daha iyi olduğu gösterilmiştir (Boskovic ve Narendra, 1995), (Nordgen ve Meckl, 1993), (Kraft ve diğ, 1992).

Hunt ve diğ. (1992) YSA tabanlı kontrol yapılarını, eğiticili kontrol, doğrudan ters kontrol, model referans kontrol, içsel model kontrol ve öngörülü(predictive) kontrol olarak sınıflamıştır. Werbos (1991) kontrol yapılarını, eğiticili kontrol, doğrudan ters kontrol, sinirsel uyarlamalı kontrol, zaman boyunca geriye yayılma ve uyarlamalı kritik

tasarım olmak üzere beş sınıfa ayırdı. Agarwal (1997) daha kapsamlı sistematik bir sınıflama vermiştir. Burada bu yapılardan önemli bazıları incelenmiştir.

4.6.1 Eğiticili Kontrol

İnsan uzmanın davranışını yada başka bir kontrolörü taklit eden kontrolöre denir. Ağın girişleri algılayıcılardan elde edilen değerler, çıkışı sistemin kontrol girişidir. Bu yöntem ile bir insan uzmanın bilgileri bir robota aktarılabilir. İnsan uzmanın yavaş hızda yaptığı işler eğiticili kontrolör kullanan bir sistem ile daha hızlı yapılabilir. Bu yöntem kullanarak deneyimli bir pilotun tecrübeleri bir uçuş kontrol sistemine öğretilebilir.



Şekil 4.6 Eğiticili kontrol eğitme yapısı

4.6.2 Doğrudan Ters Kontrol

Kontrol edilen sistem çıkışı ile istenilen çıkış arasında birim eşleme sağlamak amacı ile ters model sistem ile kaskat bağlanır. Ağ girişi istenilen çıkıştır. Bu yapıda da kontrolör ağ genelleştirilmiş öğrenme yapısı ile off-line olarak eğitilir. Bu yapı robot uygulamalarında yaygındır. Ancak bu yapıda önemli bir problem geri besleme yokluğundan kaynaklanan gürbüz (robust) olmama durumudur.

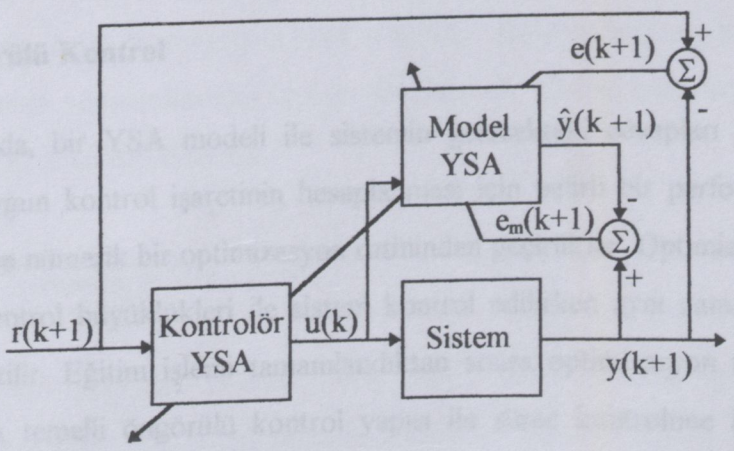
4.6.3 Doğrudan Uyarlamalı Kontrol

Bu yapıda özelleştirilmiş öğrenme yapısı kullanılarak, kontrolör YSA on-line olarak eğitilir (Psaltis ve diğ., 1988). Kontrol edilen sistem çıkışı ile, istenilen çıkış arasındaki

fark dizge (plant) üzerinden geriye yayılarak kontrolör YSA eğitmede kullanılır. Bu yapıda sistemin konumu yüzünden sistemin Jacobianına ihtiyaç vardır. Bu nedenle sistemin modeli gereklidir. Jacobian yerine işaretinin kullanılması gibi yaklaşıklıklarda yapılabilmektedir (Omatu ve diğ., 1996, s.92). Yapının çeşitli formlarına ilişkin örnekler (Ahmed, 1994) ve (Zhang,ve diğ., 1995)'de bulunabilir.

4.6.4 Dolaylı Uyarlamalı Kontrol

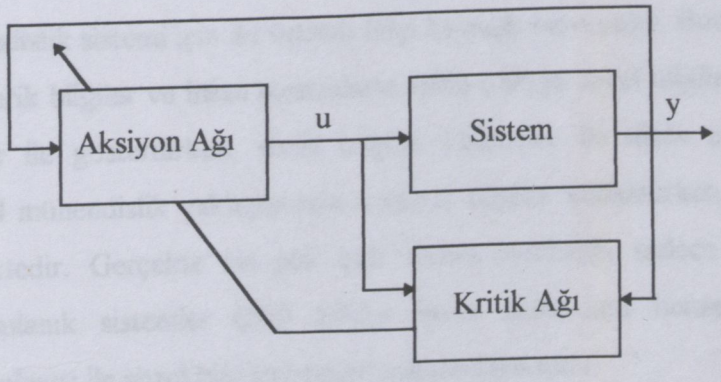
Şekil 4.7'de dolaylı uyarlamalı kontrol yapısı gösterilmektedir. Bu yapıda, sistemin bir ileri ve bir ters modeli doğrudan geribesleme döngüsü üzerindedir. Model YSA, gerçek sistem ile paralel yerleştirilmiştir. Kontrolör YSA gerçek sisteme kaskat bağlanmıştır. Sistem çıkışı ile model YSA çıkışı arasındaki fark, model YSA'yı eğitmede kullanılır. İstenilen çıkış ile sistem çıkışı arasındaki fark model YSA üzerinden geriye yayılarak, kontrolör YSA'yı eğitmede kullanılır. Bu yöntemde sistemin matematiksel modeline ihtiyaç yoktur. Yöntem hem çok katmanlı ileri beslemeli YSA'ları hemde geribeslemeli YSA yapıları ile doğrusal olmayan dinamik sistemlerin kontrolünde yaygın şekilde kullanılmaktadır. YSA temelli dolaylı uyarlamalı kontrol yapısı, biyoreaktör (Puskorious ve Feldkamp, 1994), (Yang ve Linkens, 1994), CSTR ve güdüm sistemi (Lightbody ve Irwin, 1995) gibi sitemlerin kontrolünde kullanılmıştır. Ayrıca Ku ve Lee (1995), Mistry ve Nair (1994), Etxebarria (1994) çalışmaları da mevcuttur.



Şekil 4.7 Dolaylı uyarlamalı kontrol yapısı

4.6.5 Uyarlamalı Kritik Yöntemi

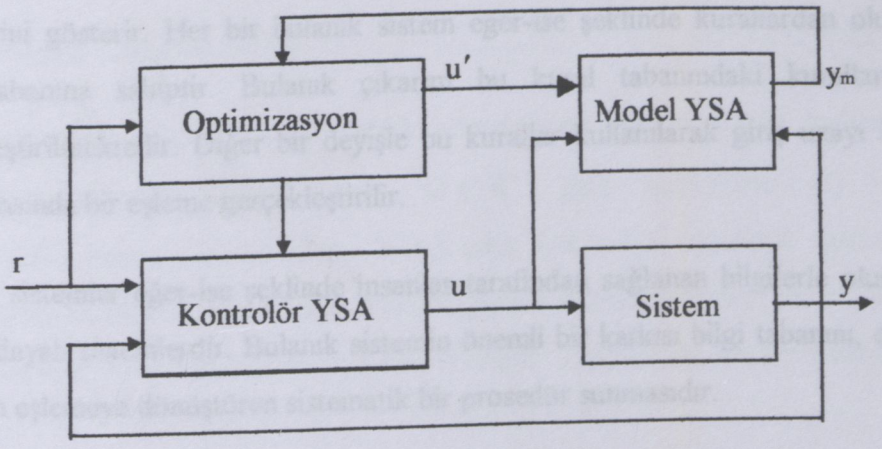
Uyarlamalı kritik yöntemi gürültülü ve doğrusal olmayan ortamlarda optimal kontrolü gerçeklemek için dinamik programlamanın Bellman denklemlerini modeller. Şekil 4.8'de uyarlamalı kritik yöntemi yapısı gösterilmiştir. Bu yapıda aksiyon ve kritik YSA'ları kullanılmaktadır. Aksiyon ağı çıkışı kontrol işaretini verir. Kritik ağı aksiyon ağının uyarlanmasını yönlendirir. Kritik ağının çıkışı, aksiyon ağının ne kadar iyi bir durum oluşturduğunu gösteren bir değer verir. Böylece eğer aksiyon ağı iyi bir sonuç oluşturursa ödüllendirilir, kötü bir sonuç verirse cezalandırılır. Bu cezalandırma ve ödüllendirmeler ile kazanılan aksiyon ağının deneyim sonuçları ile kritik ağın ağırlıkları eğitilir (Werbos, 1991). Bu yöntem otomatik iniş problemine uygulanmıştır (Prokhorov ve diğ., 1995).



Şekil 4.8 Uyarlamalı kritik yöntemi

4.6.6 Öngörülü Kontrol

Bu yaklaşımda, bir YSA modeli ile sistemin gelecekteki cevapları öngörülür. Bu öngörüler uygun kontrol işaretinin hesaplanması için belirli bir performans kriterini minimize eden nümerik bir optimizasyon rutininden geçirilirler. Optimizasyon rutini ile belirlenen kontrol büyüklükleri ile sistem kontrol edilirken aynı zamanda kontrolör YSA da eğitilir. Eğitim işlemi tamamlandıktan sonra optimizasyon rutinine ihtiyaç yoktur. YSA temelli öngörülü kontrol yapısı ile süreç kontrolüne ilişkin örnekler (Mills ve diğ., 1994)'de verilmiştir.



Şekil 4.9 Öngörülü kontrol yapısı

4.7 Bulanık Sistemler

Pekçok mühendislik sistemi için iki önemli bilgi kaynağı mevcuttur. Bunlar ölçümlerle sağlanan nümerik bilgiler ve insan uzmanların sahip olduğu sözel bilgilerdir. Nümerik bilgiler sayılar ile gösterilirken, sözel bilgiler kelimeler ile ifade edilmektedirler. Konvansiyonel mühendislik yaklaşımında nümerik bilgiler kullanılırken, sözel bilgiler ihmal edilmektedir. Gerçekte ise pek çok sistem hakkında sadece sözel bilgiler mevcuttur. Bulanık sistemler (BS) bilgiyi insan uzmanlara benzer bir şekilde kullanmakta dolayısı ile sözel bilgileri değerlendirebilmektedir.

Bu çalışmada hem nümerik bilgileri hemde sözel bilgileri değerlendirmeye imkan tanıyan bir uyarlamalı bulanık sistem kullanılmıştır. Uyarlamalı bulanık sistem bir eğitme algoritması ile donatılmış bulanık sistemdir. Böylece başlangıçta sözel bilgiler ile bulanık sistem oluşturulmakta ve kurallar nümerik verileri kullanarak öğrenme ile otomatik olarak üretilebilmektedir.

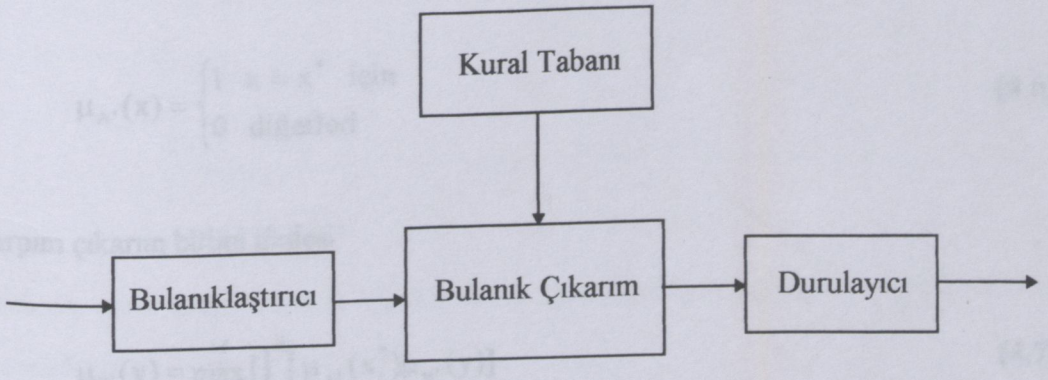
4.8 Bulanık Sistemlerin Temelleri

Bulanık mantıklı sistemler bulanık küme teorisi temel alınarak geliştirilmişlerdir. Bulanık küme sınırları tam olarak tanımlanmamış bir kümedir. Klasik kümede bir şey kümenin ya elemanıdır yada değildir. Yani bir klasik kümenin üyelik fonksiyonu ya bir yada sıfır değeri alır. Halbuki bulanık kümenin elemanları sıfır ile bir arasında değişen üyelik derecelerine sahiptirler. Üyelik fonksiyonu bulanık küme elemanlarının üyelik

değerlerini gösterir. Her bir bulanık sistem eğer-ise şeklinde kurallardan oluşan bir kural tabanına sahiptir. Bulanık çıkarım bu kural tabanındaki kurallara göre gerçekleştirilmektedir. Diğer bir deyişle bu kurallar kullanılarak giriş uzayı ile çıkış uzayı arasında bir eşleme gerçekleştirilir.

Bulanık sistemler eğer-ise şeklinde insanlar tarafından sağlanan bilgilerle oluşturulan bilgiye dayalı sistemlerdir. Bulanık sistemin önemli bir katkısı bilgi tabanını, doğrusal olmayan eşlemeye dönüştüren sistematik bir prosedür sunmasıdır.

Genel olarak bir bulanık sistem dört birimden oluşmaktadır. Bunlar bulanıklaştırma birimi (fuzzifier), bulanık kural tabanı (rulebase), bulanık çıkarım birimi (fuzzy inference) ve durulayıcı birimi (defuzzifier) olarak adlandırılırlar. Bu birimlerden oluşan bir bulanık sistem şekil 4.10'da gösterilmektedir.



Şekil 4.10 Temel bulanık sistem yapısı

4.8.1 Bulanık Kural Tabanı

Bulanık kural tabanı bulanık sistemin kalbini oluşturur. Bulanık kural tabanı eğer-ise şeklinde kurallar içerir. Bulanık sistemin diğer birimleri bu kuralları uygun bir şekilde gerçeklemede kullanılır. Mesela bulanık kural tabanındaki l. kural

$$\text{Eğer } x_1 = A_1^l \text{ ve..... } x_n = A_n^l \text{ İse } y = B^l \qquad (4.4)$$

şeklinde olabilir. Burada A_i^l ve B^l'ler sırasıyla $U_i \subset R$ ve $V \subset R$'deki bulanık kümelerdir. $x = (x_1,....,x_n)^T \in U$ ve $y \in V$ bulanık sistemin sözel giriş çıkış değişkenleridir. Kural tabanında M adet kural var ise l=1,.....,M olur.

4.8.2 Bulanık Çıkarım Birimi

Bulanık çıkarım birimi bulanık mantık prensiplerini kullanarak ve bulanık kural tabanındaki kuralları düzenleyerek, $U \subset R^n$ giriş uzayındaki (U evrensel kümesindeki) bulanık kümelerden, $V \subset R$ çıkış uzayındaki bulanık kümelere bir eşleme gerçekleştirir. Pek çok çeşit bulanık çıkarım birimi mevcuttur. En sık kullanılan çıkarım birimlerinden birisi çarpım çıkarım birimidir. Çarpım çıkarım biriminin ifadesi:

$$\mu_{B'}(y) = \max_{l=1}^{M} [\sup_{x \in U} (\mu_{A'}(x) \prod_{i=1}^{n} \mu_{A_i^l}(x_i) \mu_{B^l}(y))] \tag{4.5}$$

şeklindedir (Wang, 1997, s.97). Çıkarım işlemiyle U'daki A' bulanık kümesinden V deki B' bulanık kümesi elde edilir. Eğer bulanık küme A' bir bulanık singleton ise

$$\mu_{A'}(x) = \begin{cases} 1 & x = x^* \text{ için} \\ 0 & \text{diğerleri} \end{cases} \tag{4.6}$$

çarpım çıkarım birimi ifadesi

$$\mu_{B'}(y) = \max_{l=1}^{M} [\prod_{i=1}^{n} \mu_{A_i^l}(x_i^*) \mu_{B^l}(y)] \tag{4.7}$$

şeklinde basitleşir. Bu durumda (4.7) ifadesinde görüldüğü gibi hesap külfeti en fazla olan sup işlemi ortadan kalkmıştır. Bu ifadelerdeki x^*, U'daki bazı noktaları göstermektedir.

4.8.3 Bulanıklaştırma Birimi

Pek çok uygulama için bulanık sistemin giriş ve çıkışı gerçek değerler olduğundan, bulanık çıkarım birimi ile çevre arasında ara birimlere ihtiyaç vardır. Bu ara birimler bulanıklaştırma ve durulayıcı birimleri olarak adlandırılırlar. Bulanıklaştırma birimi bir $x^* \in U \subset R^n$ gerçek değerini (crisp), U daki A' bulanık kümesine eşleme işlemini yerine getirir. Basitliği nedeni ile en sık kullanılan bulanıklaştırma birimlerinden birisi

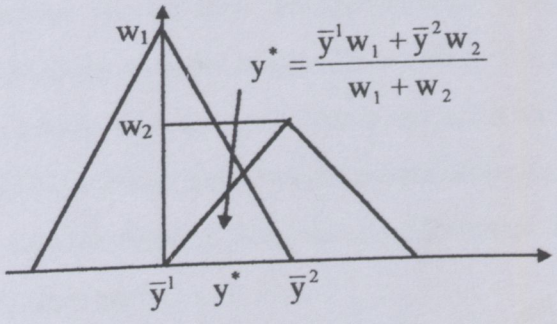
singleton bulanıklaştırıcıdır. Singleton bulanıklaştırıcı, $x^* \in U$ gerçek değerli noktayı, U'daki bir A' bulanık singletona (4.6) eşler.

4.8.4 Durulayıcı Birimi

Bulanık çıkarım birimi çıkışındaki bulanık değerleri gerçek değerlere dönüştüren birimler durulayıcı birimleri olarak adlandırılır. Durulayıcı birimi $V \in R$ 'deki bulanık küme B' den $y^* \in V$ gerçek nokta değerine (crisp nokta) bir eşleme gerçekleştirir. Durulayıcının görevi V de B' bulanık kümesini en iyi şekilde temsil edecek noktayı bulmaktır. Bu rastgele değişkenlerdeki ortalama değere benzemektedir. Çeşitli durulayıcılar mevcuttur. Örnek olarak l. bulanık kümenin merkezi $\bar{y}^l$ ve yüksekliği w_l ile gösterilirse, merkez ortalama durulayıcı (center average defuzzifier) ile y^*

$$y^* = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l w_l}{\sum_{l=1}^{M} w_l} \tag{4.8}$$

şeklinde elde edilir. Örnek olarak M=2 için durulayıcı çıkışı y^* şekil 4.11'de gösterilmiştir.



Şekil 4.11 Merkez ortalama durulayıcı grafik gösterimi

4.9 Uyarlamalı Bulanık Sistem

Bu çalışmadaki uygulamalarda kullanılan bulanık sistem kuralları öğrenme yoluyla ayarlanabilen bir sistemdir. Bu nedenle uyarlamalı bulanık sistem olarak adlandırılabilir

(Wang, 1994, s.2). Bulanık sistem; çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, merkez ortalama durulayıcı ve Gaussian üyelik fonksiyonlarından oluşmaktadır. M kural sayısı, N giriş sayısı olmak üzere bulanık sistemin kapalı formda (compact) ifadesi

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \tag{4.9}$$

şeklindedir (Wang, 1997, s. 168). Burada $\bar{y}^l$ parametreleri kuralların İSE kısmındaki bulanık kümelerin merkezlerini, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametreleri sırasıyla kuralların EĞER kısmındaki Gaussian bulanık kümelerin merkezini ve genişliğini belirler. (4.9)'da ifadesi verilen bulanık sistemden EĞER-İSE şeklindeki kuralları elde edebiliriz. Görüldüğü gibi bulanık sistem parametreleri açık fiziksel anlamlara sahiptirler. Bu nedenle uygun başlangıç değerleri atanabilirler. Bulanık sistemin tasarlanması problemi $\bar{y}^l$, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametrelerinin belirlenmesi problemine dönüşür.

5. YSA'LARI VE BS'LER İÇİN HIZLI ÖĞRENME ALGORİTMASI

5.1 Giriş

YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen uygulamaların temel aşamalarından birisini öğrenme oluşturur. Geriye yayılma algoritması en çok kullanılan öğrenme algoritmasıdır. Ancak geriye yayılma algoritması yavaş olması nedeniyle özellikle on-line öğrenme için uygun değildir. Bu nedenle hem geriye yayılma algoritmasının performansının artırılması (Yu ve diğ. 1995),(Srinivason ve diğ., 1994) (Bianchini ve diğ., 1994) için çalışmalar yapılmış hem de genişletilmiş Kalman filtre (Puskorious ve Feldkamp, 1994), (Iiguni ve diğ., 1992), genetik algoritmalar (Ichikawa ve Sawa, 1992), (Billings ve Zheng, 1995), Gauss-Newton metodu (Zhou ve Sı, 1998), yaklaşık Newton metodları (Beigi ve Li, 1993), konjuge gradyan (Hunt ve diğ., 1995, s.185), Marquardt algoritması (Hagan ve Menhaj, 1994), gibi yeni öğrenme algoritmaları geliştirilmiştir.

YSA'larının ağırlıklarının ve BS'lerin parametrelerinin ayarlanması sınırlamasız (unconstrained) optimizasyon problemi olarak düşünülebilir. Bu nedenle optimizasyon da kullanılan pek çok teknik YSA'ları ve BS'ler içinde etkin bir şekilde kullanılabilir. Hunt ve diğ. (1995, s.185) standart geriye yayılma algoritması ile karşılaştırıldıklarında konjuge gradyan ve yaklaşık-Newton metodlarının öğrenmeyi 100-1000 kata kadar hızlandırabildiğini ifade etmişlerdir.

Bu bölümde doğrusal olmayan en küçük kareler probleminin çözümünde standart olarak kullanılan (Roger, 1997, s.165) Levenberg-Marquardt (LM) algoritması YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi için uyarlanmıştır.

5.2 Doğrusal Olmayan En Küçük Kareler Problemi

YSA'ları ve BS'lerin eğitiminde kullanılan ölçüt fonksiyonları

$$E(p) = \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{m} e_i^2(p) \tag{5.1}$$

şeklinde doğrusal olmayan fonksiyonların karesel toplamı şeklindedir. Bu tür ölçüt fonksiyonlarının minimize edilmesi doğrusal olmayan en küçük kareler problemi olarak adlandırılır. $e_i(p)$ fonksiyonları vektörel formda

$$e(p) = [e_1 \quad e_2 \ldots\ldots e_m]^T \tag{5.2}$$

şeklinde gösterilebilir. Bu durumda ölçüt fonksiyonu

$$E(p) = \frac{1}{2}e^T(p)e(p) \tag{5.3}$$

formunda ifade edilir. p_j değişkenlerine göre kısmı türevleri

$$g_j = \sum_{i=1}^{m} e_i \frac{\partial e_i}{\partial p_j} \tag{5.4}$$

şeklindedir. Jacobian matrisi

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial e_1}{\partial p_1} & \cdots & \frac{\partial e_1}{\partial p_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial e_m}{\partial p_1} & \cdots & \frac{\partial e_m}{\partial p_n} \end{bmatrix} \tag{5.5}$$

şeklinde tanımlanır. Böylece gradyan vektörü

$$g(p) = J^T(p)e(p) \tag{5.6}$$

olarak elde edilir. $\nabla_p E = g$ olmak üzere Taylor serisi açılımından

$$E(p + \Delta p) = E(p) + \Delta p^T \nabla_p E + \tfrac{1}{2}\Delta p^T \nabla_p^2 E \Delta p + \ldots\ldots \tag{5.7}$$

ifadesi elde edilir. Ölçütü minimum yapacak Δp'yi aradığımızdan

$$\frac{\partial E(p+\Delta p)}{\partial \Delta p} = \nabla_p E + \nabla_p^2 E \Delta p = 0 \tag{5.8}$$

$$\nabla_p^2 E \Delta p = -\nabla_p E \tag{5.9}$$

ifadesi elde edilir. Burada $\nabla_p^2 E = H$ Hessian matrisi ve $\nabla_p E = g$ gradyan vektörü olduğundan herhangi bir k anında

$$H_k \Delta p_k = -g_k = -J_k^T e_k \tag{5.10}$$

ifadesi elde edilir. Ancak Hessian matrisindeki ikinci dereceden türev ifadelerini elde etmek çok fazla işlem külfeti getirdiğinden doğrudan Newton metodunun uygulanması çok zordur. Hessian matrisi

$$H = J^T(p)J(p) + \sum_{i=1}^{m} e_i(p)\nabla^2 e_i(p) \tag{5.11}$$

şeklinde ifade edilebilir (Scales, 1985, s.113). Hessian matrisindeki ikinci derceden türev ifadeleri ihmal edilerek

$$J_k^T J_k \Delta p_k = -J_k^T e_k \tag{5.12}$$

$$p_{k+1} = p_k + \Delta p_k \tag{5.13}$$

şeklinde Gauss-Newton (GN) metodu tanımlanmıştır. GN metodunda en önemli problem J_k'nın rank bağımlı olması ve dolayısı ile $J_k^T J_k$ ifadesinin tekil olmasıdır.

5.3 Levenberg-Marquardt Metodu

Levenberg-Marquardt metodunda $J_k^T J_k$ matrisinin tekilliğine ilişkin problem ile ilgilenilmiş ve etkin bir algoritma geliştirilmiştir. Bu amaçla

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta p_k = -J_k^T e_k \tag{5.14}$$

ifadesi önerilmiştir (Scales, 1985, s.115). Burada $\mu_k \geq 0$ bir skaler ve I birim matristir. μ_k'nın yeterince büyük bir değeri için $(J_k^T J_k + \mu_k I)$ pozitif tanımlı ve Δp_k bir iniş yönü olur. $p_k \to p^*$ giderken $\mu_k \to 0$ gitmelidir. Böylece metod Gauss-Newton metodunun asimptotik yakınsama hızına ulaşır.

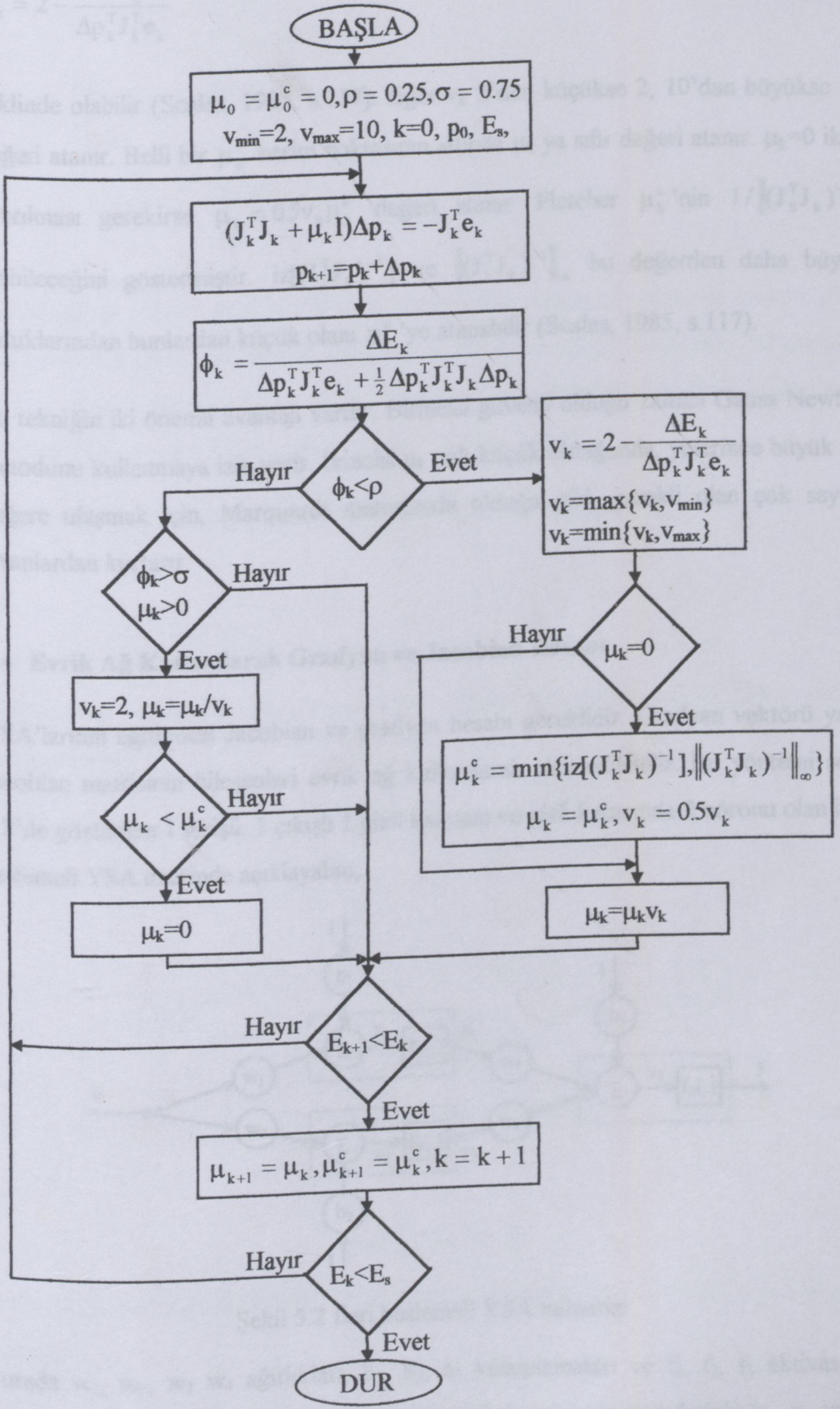
μ_k=0 iken Δp_k Gauss-Newton vektörüdür. $\mu_k \to \infty$ iken $\mu_k I$ terimi baskın hale gelir ve $\Delta p_k \to -\mu_k^{-1} J_k^T e_k$ olur. Böylece en dik iniş (steepest descent) yönünde bir adım atılır. μ_k yeterince büyük bir değeri, metodu global olarak yakınsamalı yapar. Görüldüğü gibi asıl önemli olan μ_k'nın belirlenmesidir.

Marquardt μ_k seçimi için basit bir strateji geliştirerek metodun etkinliğini arttırmıştır. Buna göre başlangıçta μ_k'ya pozitif bir değer atanır. Her iterasyonun başında μ_k birden büyük bir v katsayısına bölünür, eğer ölçüt fonksiyonu azalmaz ise μ_k v ile çarpılarak değeri artırılır ve buna ölçüt fonksiyonunda azalma olana dek devam edilir.

Fletcher tarafından önerilen güvenli bölge yaklaşımı ile metod daha da iyileştirilmiştir. Buna göre μ_k'nın sonraki iterasyonda değişip değişmeyeceğine karar vermek için, ölçüt fonksiyonundaki gerçek azalma ile ölçüt fonksiyonun kuadratik olduğu varsayımı ile elde edilen azalma karşılaştırılır. $\Delta E_k = E_{k+1} - E_k$ olmak üzere

$$\phi_k = \frac{\Delta E_k}{\Delta p_k^T J_k^T e_k + \frac{1}{2}\Delta p_k^T J_k^T J_k \Delta p_k} \tag{5.15}$$

olur. Eğer ϕ_k 1 bölgesi içinde yani $\sigma\langle 1$ gibi bir skalerden büyük ise E(p) kuadratik olarak davranır ve μ_k azaltılmalıdır. Eğer ϕ_k 0 civarında ise yada negatif ise ($\rho>0$ gibi bir skalerden küçük ise) μ_k artırılmalıdır. Fletcher nümerik deneyimler sonunda ρ=0.25 ve σ=0.75 olarak önermiştir. Bununla birlikte bu değerler fazla kritik değildirler. μ_k büyük iken değeri v_k kadar artırılırsa $\|\Delta p_k\|$'da da yaklaşık aynı miktarda azalmaya neden olmaktadır. Δp_k'nın α_k ile ölçeklenmesinin etkisi μ_k $v_k = \alpha_k^{-1}$ ile ölçeklenerek yaklaşık olarak elde edilebilir. v_k için uygun bir değer



Şekil 5.1 Güvenli bölge yaklaşımına dayanan Levenberg-Marquardt algoritması

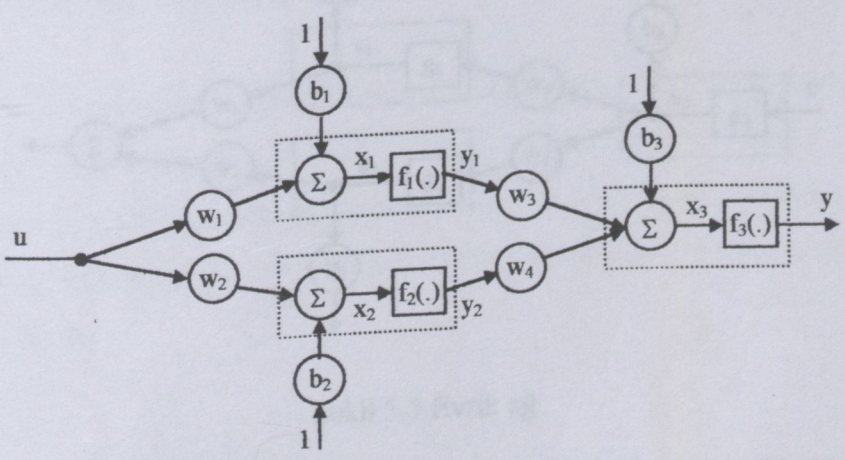
$$v_k = 2 - \frac{\Delta E_k}{\Delta p_k^T J_k^T e_k} \tag{5.16}$$

şeklinde olabilir (Scales, 1985, s.117). Eğer v_k 2'den küçükse 2, 10'dan büyükse 10 değeri atanır. Belli bir μ_k^c kesim noktasının altında μ_k ya sıfır değeri atanır. μ_k=0 iken artırılması gerekirse $\mu_k = 0.5 v_k \mu_k^c$ değeri atanır. Fletcher μ_k^c'nin $1/\left\|(J_k^T J_k)^{-1}\right\|$ olabileceğini göstermiştir. $iz[(J_k^T J_k)^{-1}]$ ve $\left\|(J_k^T J_k)^{-1}\right\|_\infty$ bu değerden daha büyük olduklarından bunlardan küçük olanı μ_k^c'ye atanabilir (Scales, 1985, s.117).

Bu tekniğin iki önemli avantajı vardır. Birincisi güvenli olduğu zaman Gauss-Newton metodunu kullanmaya izin verir. İkincisi μ_k çok küçük olduğunda, yeterince büyük bir değere ulaşmak için, Marquardt metodunda olduğu gibi, gerekli olan çok sayıda artımlardan kurtarır.

5.4 Evrik Ağ Kullanılarak Gradyan ve Jacobian Hesabı

YSA'larının eğitilmesi Jacobian ve gradyan hesabı gereklidir. Gradyan vektörü yada Jacobian matrisinin bileşenleri evrik ağ kullanılarak elde edilebilir. Bu yöntemi şekil 5.2'de gösterilen 1 girişli, 1 çıkışlı 1 gizli katmanı ve gizli katmanda 2 nöronu olan ileri beslemeli YSA üzerinde açıklayalım;



Şekil 5.2 İleri beslemeli YSA mimarisi

Burada w_1, w_2, w_3 w_4 ağırlıkları, b_1, b_2, b_3 kutuplamaları ve f_1, f_2, f_3 aktivasyon fonksiyonlarını göstermektedir. Aktivasyon fonksiyonlarının türevlerinin x_1, x_2 ve x_3 noktalarındaki değerleri

$$g_1 = f_1'(x_1) = \left.\frac{\partial f_1(x)}{\partial x}\right|_{X=X_1} \tag{5.17a}$$

$$g_2 = f_2'(x_2) = \left.\frac{\partial f_2(x)}{\partial x}\right|_{X=X_2} \tag{5.17b}$$

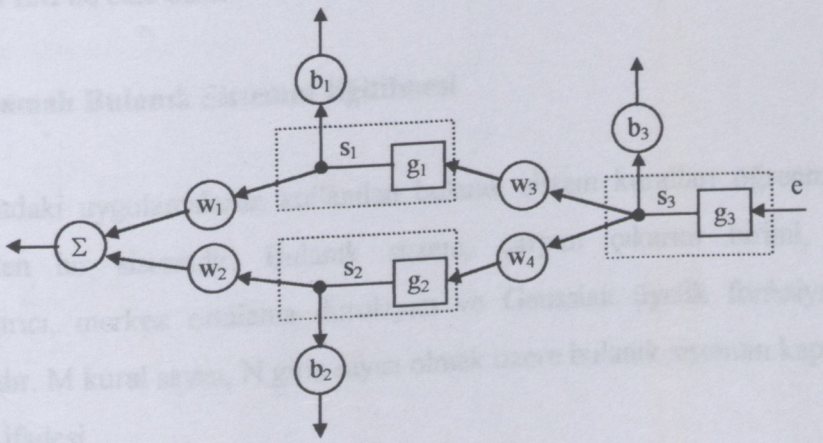
$$g_3 = f_3'(x_3) = \left.\frac{\partial f_3(x)}{\partial x}\right|_{X=X_3} \tag{5.17c}$$

şeklinde ifade edilsin. şekil 5.2'de gösterilen ileri beslemeli ağ yapısında okların yönü ters çevrilip toplam operatörleri dallanma noktalarına (düğüm noktası), dallanmalar, toplam operatörüne çevrilerek ve (5.17a-17c) ifadelerindeki kazançlarda kullanılarak evrik ağ yapısı şekil 5.3 deki gibi elde edilir (Konar, 1996).

YSA ağırlıklarının ayarlanması için kullanılan ölçüt fonksiyonu

$$E = \tfrac{1}{2}e^2 = \tfrac{1}{2}(y - y_d)^2 \tag{5.18}$$

şeklinde ağ çıkışı ile çıkışın istenilen değeri arasındaki karesel hata olarak tanımlanabilir.



Şekil 5.3 Evrik ağ

Evrik ağ girişine hata büyüklüğü uygulanmış varsayılarak ölçütün herbir ağırlığa göre gradyanı

$$\frac{\partial E}{\partial w_1} = us_1 = ueg_3 w_3 g_1 \tag{5.19a}$$

$$\frac{\partial E}{\partial w_2} = us_2 = ueg_3 w_4 g_2 \tag{5.19b}$$

$$\frac{\partial E}{\partial w_3} = y_1 s_3 = f_1(uw_1 + b_1) eg_3 \tag{5.19c}$$

$$\frac{\partial E}{\partial w_4} = y_2 s_3 = f_2(uw_2 + b_2) eg_3 \tag{5.19d}$$

$$\frac{\partial E}{\partial b_1} = ls_1 = eg_3 w_3 g_1 \tag{5.19e}$$

$$\frac{\partial E}{\partial b_2} = ls_2 = eg_3 w_4 g_2 \tag{5.19f}$$

$$\frac{\partial E}{\partial b_3} = ls_3 = eg_3 \tag{5.19g}$$

şeklinde ileri beslemeli ağda ve evrik ağda ağırlığa giren büyüklüklerin çarpımıdır. Benzer şekilde hataya göre Jacobian matrisinin elemanlarıda evrik ağda e yerine 1 uygulanarak benzer şekilde elde edilir. Böylece YSA ağırlıklarındaki değişim Δw

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta w_k = -J_k^T e_k \tag{5.20}$$

ifadesinden LM ile elde edilir.

5.5 Uyarlamalı Bulanık Sistemin Eğitilmesi

Bu çalışmadaki uygulamalarda kullanılan bulanık sistem kuralları öğrenme yoluyla ayarlanabilen bir sistemdir. Bulanık sistem; çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, merkez ortalama durulayıcı ve Gaussian üyelik fonksiyonlarından oluşmaktadır. M kural sayısı, N giriş sayısı olmak üzere bulanık sistemin kapalı formda (compact) ifadesi

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \tag{5.21}$$

şeklindedir. Burada $\bar{y}^l$ parametreleri kuralların İSE kısmındaki bulanık kümelerin merkezlerini, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametreleri sırasıyla kuralların EĞER kısmındaki Gaussian bulanık kümelerin merkezini ve genişliğini belirler. Görüldüğü gibi bulanık sistem parametreleri açık fiziksel anlamlara sahiptirler. Bu nedenle uygun başlangıç değerleri atanabilirler. Bulanık sistemin tasarlanması problemi $\bar{y}^l$, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametrelerinin belirlenmesi problemine dönüşür. (5.21)'deki bulanık sistem ileri beslemeli bir ağ olarak düşünülebilir. Bu nedenle ileri besleme YSA'larını eğitmede kullanılan metodlar bulanık sistem parametrelerinin ayarlanmasında da kullanılabilir. Bu çalışmada bulanık sistemin parametrelerinin ayarlanmasında güvenli bölge yaklaşımına dayanan Levenberg-Marquardt (LM) optimizasyon algoritması kullanılmıştır.

BS eğitilmesi için kullanılacak ölçüt fonksiyonu

$$E = \frac{1}{2}(e)^2 = \frac{1}{2}(f(x) - y_d)^2 \tag{5.22}$$

şeklinde BS çıkışı ile istenilen çıkış değerleri arasındaki karesel hata olarak tanımlanabilir. LM ile eğitme için öncelikle Jacobian matrisinin belirlenmesi gerekir. Jacobian matrisinin bileşenleri hatanın herbir parametreye göre değişimidir. Jacobian matrisini hesaplayabilmek için

$$z^l = \prod_{i=1}^{N} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l}\right)^2\right) \tag{5.23}$$

$$a = \sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l z^l \tag{5.24}$$

$$b = \sum_{l=1}^{M} z^l \tag{5.25}$$

$$f = \frac{a}{b} \tag{5.26}$$

şeklinde tanımlamalar yapalım. Bu durumda hatanın $\bar{y}^l$ parametrelerine göre değişimi

$$\frac{\partial e}{\partial \bar{y}^l} = \frac{\partial f}{\partial a}\frac{\partial a}{\partial \bar{y}^l} = \frac{1}{b} z^l \tag{5.27}$$

olarak elde edilir. Hatanın $\bar{x}^1$ parametrelerine göre değişimi

$$\frac{\partial e}{\partial \bar{x}_i^1} = \frac{\partial f}{\partial z^1}\frac{\partial z^1}{\partial \bar{x}_i^1} = \frac{(\bar{y}^1 - f)}{b} z^1 \frac{(x_i - \bar{x}_i^1)}{(\sigma_i^1)^2} \tag{5.28}$$

şeklindedir. Hatanın σ_i^1 parametresine göre değişimi ise

$$\frac{\partial e}{\partial \sigma_i^1} = \frac{\partial f}{\partial z^1}\frac{\partial z^1}{\partial \sigma_i^1} = \frac{(\bar{y}^1 - f)}{b} z^1 \frac{(x_i - \bar{x}_i^1)^2}{(\sigma_i^1)^3} \tag{5.29}$$

olarak bulunur. Bu ifadeler kullanılarak Jacobian matrisi

$$J = [\frac{\partial e}{\partial \bar{y}} \quad \frac{\partial e}{\partial \bar{x}} \quad \frac{\partial e}{\partial \sigma}] \tag{5.30}$$

formunda elde edilir. Böylece LM ile parametrelerdeki değişim

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta p_k = -J_k^T e_k \tag{5.31}$$

ifadesinden Δp_k hesaplanarak elde edilir. Burada $\mu \geq 0$ skaler bir değeri, I birim matrisi göstermektedir. Bu ifadede μ yeterince büyük yapılarak $J_k^T J_k + \mu_k I$ matrisi herzaman pozitif tanımlı hale getirilebilir. Böylece Δp_k bir iniş yönü olur. μ_k'nın belirlenmesi için güvenli bölge yaklaşımı kullanılır. Bu yöntemin ayrıntıları kısım 5.3'de verilmiştir.

5.6 Sonuçlar

YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen tasarımların en önemli aşamalarından birisini öğrenme oluşturmaktadır. Eğitme için yaygın şekilde kullanılan geriye yayılma algoritması oldukça yavaştır. Bu nedenle özellikle on-line öğrenme uygulamalarında problem yaratmaktadır. Bu çalışmada ikinci dereceden bir optimizasyon yöntemi olan Levenberg-Marquardt algoritması YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi için uyarlanmıştır. Güvenli bölge yaklaşımıyla gerçeklenen Levenberg-Marquardt algoritması ile YSA'larının ağırlıklarının ve BS'lerin parametrelerinin ayarlanması için hızlı, kullanımı

kolay ve yakınsaması garanti bir eğitme yöntemi elde edilmiştir. Böylece on-line öğrenmeli uyarlamalı sistemler geliştirme imkanı elde edilmiştir. Evrik ağ yönteminin ayrıntıları verilerek, YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi için gerekli olan gradyan ve Jacobian hesaplamalarının açık ifadeleri elde edilmiştir.

6. AERODİNAMİK KATSAYILARIN YSA'LARI VE BS'LER İLE KESTİRİMİ

6.1 Giriş

Uçuş esnasında uçak üzerine aerodinamik, itki ve yerçekimi kuvvetleri etkir. Bu kuvvetler orijini uçağın ağırlık merkezinde olan eksen takımlarına göre ifade edilirler. Aynı şekilde uçağa etkiyen momentlerde aerodinamik yük dağılımı, itki kuvveti ve uçağın ağırlık merkezine etkimeyen yerçekimi kuvvetleri tarafından oluşturulur. Uçuş esnasında uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile tanımlanırlar. Aerodinamik katsayılar irtifa, Mach sayısı, aerodinamik açılar (hücum açısı ve yana kayma açısı) ve kontrol yüzeyi sapmaları gibi çeşitli değişkenlerin fonksiyonlarıdırlar. Aerodinamik katsayılar genellikle çok boyutlu tablolar şeklinde gösterilmektedir. Uçuş esnasında aerodinamik katsayılar tablolardan sürekli olarak güncellenirler. Tüm uçuş zarfında aerodinamik katsayıların gösterimi için önemli miktarda hafiza birimi gereklidir. Ayrıca tabloda bulunmayan değerler içinde çeşitli interpolasyon ve ekstrapolasyon yöntemlerine ihtiyaç vardır.

Çok katmanlı ileri beslemeli ağlar bir giriş uzayından çıkış uzayına statik doğrusal olmayan eşlemeyi gerçekleştirebilirler. Bu nedenle YSA'ları herhangi bir doğrusal olmayan fonksiyonu istenilen hassasiyetle benzeştirebilirler (approximation). Bunun yanı sıra YSA'ları genelleme özelliğine sahiptirler. Aynı şekilde bulanık sistemlerde evrensel benzeştirici özelliği ile herhangi bir doğrusal olmayan fonksiyonu benzeştirme özelliğine sahiptirler. Burada amacımız bir F-16 uçağının aerodinamik davranışının YSA'ları ve BS'ler ile modellenebileceğini göstermektir.

6.2 Uçak Dinamik Modeli

Durum uzayında, uçağın hareketi vektör diferansiyel denklem ile gösterilebilir.

$$\dot{x} = f(C, x, u) \tag{6.1}$$

Burada f doğrusal olmayan vektör fonksiyonu, x durum vektörünü, C aerodinamik katsayıları göstermektedir. Geliştirilen metod Stevens ve Lewis (1992) tarafından verilen doğrusal olmayan F-16 modelinin aerodinamik katsayılarını kestirmek için kullanılmaktadır. Uçağın katı cisim hareketini tanımlayan durum vektörü

$$x^T = [V \ \alpha \ \beta \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ p_N \ p_E \ h] \tag{6.2}$$

şeklindedir. Burada V uçağın hızını, α hücum açısını, β yana kayma açısını, ϕ, θ, ψ Euler açılarını, p,q,r açısal hız vektörünün bileşenlerini, p_N, p_E, h sırasıyla yer eksen takımında pozisyon vektörünün kuzey, doğu ve irtifa bileşenlerini göstermektedir. Doğrusal olmayan modelin giriş vektörü

$$u^T = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_t] \tag{6.3}$$

şeklindedir. Burada δ_e irtifa dümeni sapması, δ_a kanatçık sapması, δ_r yön dümeni sapmasını ve δ_t itki komutunu göstermektedir. Uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile

$$X_A = \bar{q}SC_x, \qquad Y_A = \bar{q}SC_y, \qquad Z_A = \bar{q}SC_z \tag{6.4}$$

$$L_A = \bar{q}SbC_l, \qquad M_A = \bar{q}S\bar{c}C_m, \qquad N_A = \bar{q}SbC_n \tag{6.5}$$

şeklinde tanımlanırlar. Burada $\bar{q}$ dinamik basıncı, S referans kanat alanını, b kanat açıklığını, $\bar{c}$ ortalama geometrik veteri, C_x, C_y, C_z gövde eksen takımı boyutsuz aerodinamik kuvvet katsayılarını, C_l, C_m, C_n gövde eksen takımı boyutsuz aerodinamik moment katsayılarını göstermektedir. F-16 sonradan yanmalı (after-burning) turbofan motor güç cevabı birinci dereceden dinamik model ile modellenir. Ayrıca model bir itki komut düzeltme fonksiyonu ve güç seviyesi, irtifa ve Mach sayısının fonksiyonu olarak doğrusal olmayan itki tablolarına sahiptir. Aylak (idle), askeri (military) ve maksimum güç seviyelerinin herbiri için bir tablo vardır. Tablolarda Mach sayısı değişimi 0.2 artımla 0'dan 1'e kadardır. İrtifanın değişim aralığı 10000 ft artışlarla 0'dan 50000 ft'e kadardır.

6.3 Aerodinamik Katsayıların Kestirimi

Aerodinamik veriler F-16 uçağının ölçekli bir modelinin rüzgar tüneli deneylerinden elde edilmiştir (Stevens ve Lewis, 1992, s. 124). Gövde eksen takımında tanımlı boyutsuz aerodinamik katsayı değerleri çok boyutlu tablolar kullanılarak tanımlanmıştır. Tablolarda hücum açısı -10^0'den 45^0'ye, yana kayma açısı-30^0'den 30^0'ye değişmektedir. Hız aralığı 0.6 Mach sayısına kadardır. İrtifa dümeni sapma limitleri -25^0 ile $+25^0$, kanatçık sapma limitleri -21.5^0 ile $+21.5^0$ ve yön dümeni sapma limitleri -30^0 ile $+30^0$'dir.

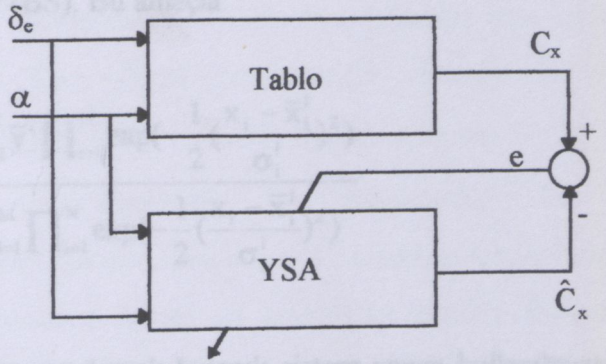
Aerodinamik katsayılar çeşitli değişkenlerin fonksiyonları olarak çok boyutlu tablolar ile gösterilmektedir. Tablolarda bulunmayan değerler doğrusal interpolasyon ile elde edilmektedir. Gövde eksen takımı temel aerodinamik kuvvet katsayıları $C_x(\alpha,\delta_e)$, $C_y(\beta,\delta_a,\delta_r)$ ve $C_z(\alpha,\delta_e)$, aerodinamik açı değişkenleri α ve β ile kontrol yüzeyi sapmaları δ_e ,δ_a ve δ_r'nin fonksiyonlarıdırlar. Moment katsayıları $C_m(\alpha,\delta_e)$, $C_l(\alpha,\beta)$ ve $C_n(\alpha,\beta)$, α, β ve δ_e'nin fonksiyonlarıdır. Kanatçık sapmasından kaynaklanan yalpa momenti katsayısı $C_{l\delta a}(\alpha,\beta)$, yön dümeni sapmasından kaynaklanan yalpa momenti katsayısı $C_{l\delta r}(\alpha,\beta)$, kanatçık sapmasından kaynaklanan sapma momenti katsayısı $C_{n\delta a}(\alpha,\beta)$ ve yön dümeni sapmasından kaynaklanan sapma momenti katsayısı $C_{n\delta r}(\alpha,\beta)$, α ve β'nın fonksiyonudurlar. Motor itkisi, güç seviyesi, irtifa ve Mach sayısının fonksiyonudur.

6.3.1 Yapay Sinir Ağları ile Kestirim

Herbir aerodinamik katsayının gösterimi için çok katmanlı ileri beslemeli bir ağ kullanılmıştır. Her ağın bir gizli katmanı ve gizli katmanda 15 nöronu vardır. Gizli katmanda tanjant hiperbolik aktivasyon fonksiyonu, çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır. Örnek olarak $C_x(\alpha,\delta_e)$ katsayısı eğitme yapısı şekil 6.1'de gösterilmektedir. YSA'ının girişi irtifa dümeni sapması ve hücüm açısıdır. Çıkışı aerodinamik katsayının kestirimidir. YSA ağırlıklarının ayarlanmasında kullanılan ölçüt fonksiyonu

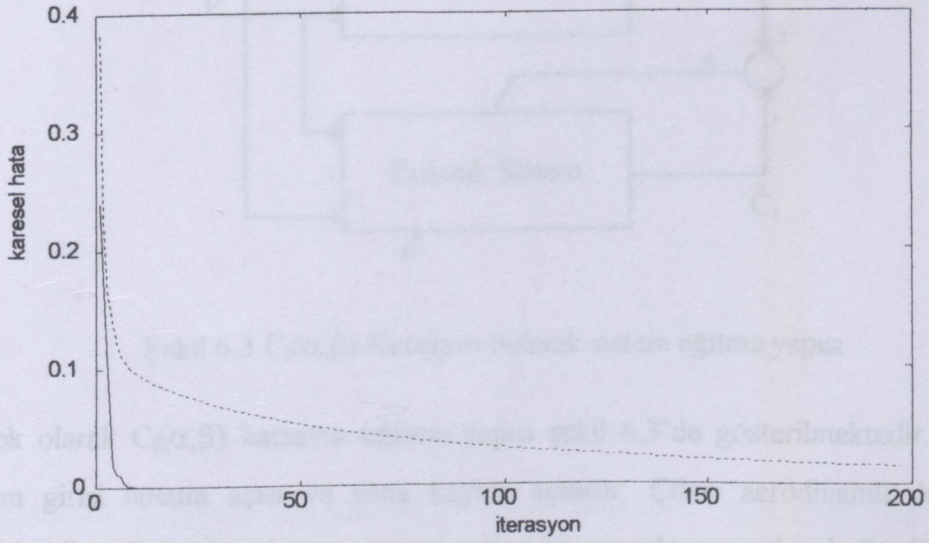
$$E = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}(\hat{C}_x(k) - C_x(k))^2 \qquad (6.6)$$

aerodinamik katsayının tablodan elde edilen gerçek değerleri ile YSA çıkışı arasındaki karesel hata olarak belirlenmiştir. Burada N veri seti boyutunu göstermektedir.



Şekil 6.1 $C_x(\delta_e,\alpha)$ Katsayısı YSA eğitme yapısı

Eğitme işlemi güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt (LM) yöntemi ile yapılmıştır. Böylece geriye yayılma (GY) metoduna göre çok daha hızlı eğitme imkanı elde edilmiştir. Şekil 6.2'de C_x katsayısı için eğitme sırasında karesel hatanın LM ve GY yöntemleri için iterasyonla değişimi gösterilmektedir. Ayrıca tablo 6.1'de ortalama karesel hatanın iterasyonla değişimi verilmiştir. LM ile 10 iterasyon civarında karesel hata 10^{-4} seviyesine inmektedir. Halbuki GY ile 5000 iterasyon civarında ortalama karesel hata 10^{-3} seviyesindedir.



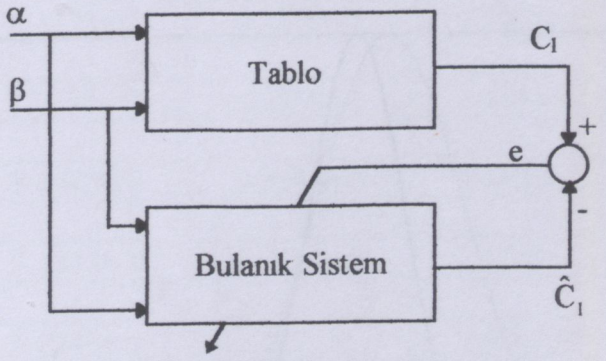
Şekil 6.2 YSA eğitiminde LM (düz çizgi) ve GY (noktalı çizgi) yöntemleri için ölçütün değişimi

6.3.2 Bulanık Sistemler ile Kestirim

Aerodinamik katsayıların kestirimi için YSA'larının yanı sıra başka bir seçenekte bulanık sistemlerdir (BS). Bu amaçla

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \qquad (6.7)$$

şeklinde ifade edilen uyarlamalı bulanık sistem yapısı kullanılmıştır. Burada M kural sayısı, N giriş sayısı, $\bar{y}^l$ parametreleri kuralların İSE kısmındaki bulanık kümelerin merkezlerini, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametreleri sırasıyla kuralların EĞER kısmındaki Gaussian bulanık kümelerin merkezlerini ve genişliklerini belirler. Bu yapıda çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, merkez ortalama durulayıcı ve Gaussian üyelik fonksiyonları kullanılmıştır. YSA'ların da olduğu gibi herbir katsayı için bir BS eğitilmiştir. Her bir BS için kural sayısı M=16 olarak seçilmiştir. BS'ler içinde YSA'ları ile aynı eğitme yapıları kullanılmıştır.



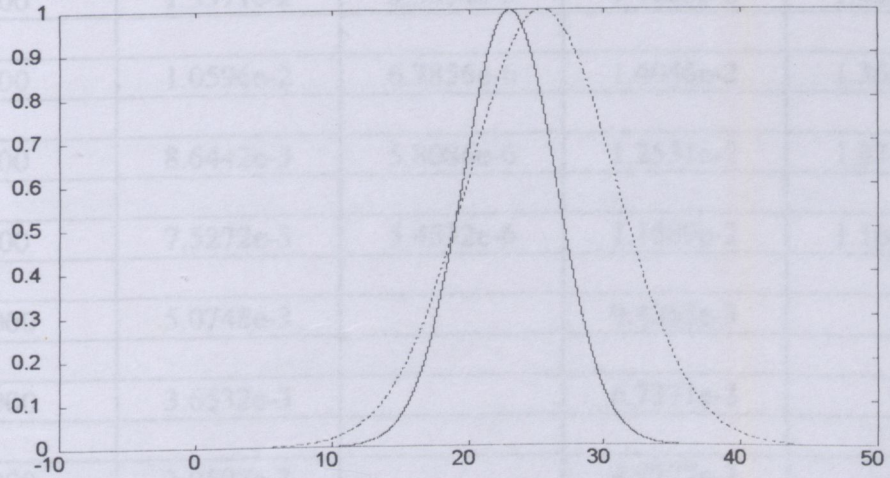
Şekil 6.3 $C_l(\alpha,\beta)$ Katsayısı bulanık sistem eğitme yapısı

Örnek olarak $C_l(\alpha,\beta)$ katsayısı eğitme yapısı şekil 6.3'de gösterilmektedir. Bulanık sistem girişi hücum açısı ve yana kayma açısıdır. Çıkışı aerodinamik katsayının kestirimidir. Bulanık sistem parametrelerinin ayarlanmasında kullanılan ölçüt fonksiyonu

$$E = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}(\hat{C}_l(k) - C_l(k))^2 \qquad (6.8)$$

şeklinde BS çıkışı ile aerodinamik katsayının tablodan elde edilen gerçek değerleri arasındaki karesel hata olarak belirlenmiştir. Burada N veri seti boyutunu göstermektedir. BS'lerin eğitilmesi üyelik fonksiyonlarının $\bar{y}^l$, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametreleri ayarlanarak gerçekleştirilmektedir. Bu parametreler ile BS'lerin kuralları ayarlanmaktadır. Şekil 6.4'de örnek olarak C_l katsayısı için kullanılan BS'in bir üyelik fonksiyonunun eğitmeden önceki ve eğitmeden sonraki durumu gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi eğitme işlemi ile üyelik fonksiyonlarının hem merkezleri hem genişlikleri değişmektedir.

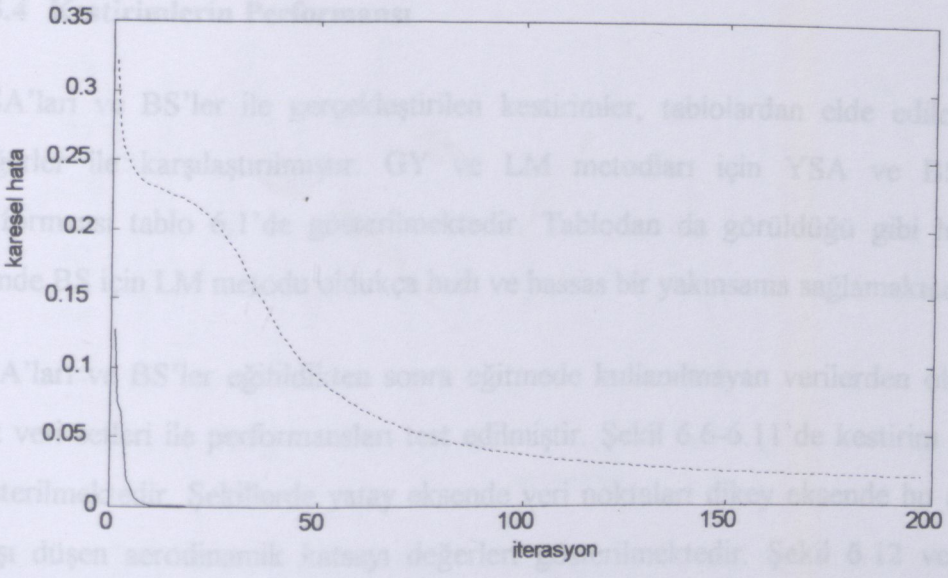
BS'lerin eğitme işlemi güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt optimizasyon algoritması ile yapılmıştır. Tablo 6.1'de ve Şekil 6.5'de C_x katsayısı için eğitme sırasında karesel hatanın LM ve GY için iterasyonla değişimi gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi LM ile yaklaşık 15 iterasyon civarında karesel hata 10^{-4} seviyesine inmektedir. GY metodu ile 5000 iterasyon sonunda karesel hata 10^{-3} seviyesindedir.



Şekil 6.4 C_x Katsayısı için kullanılan bulanık sistemin bir üyelik fonksiyonunun eğitmeden önceki(düz çizgi) ve sonraki (noktalı çizgi). durumu

Tablo 6.1 Eğitme performansları

	YSA		BS	
İterasyon	GY	LM	GY	LM
1	3.8254e-1	2.3966e-1	3.2120e-1	1.2735e-1
2	2.2570e-1	1.7739e-1	2.5415e-1	7.6641e-2
3	1.6689e-1	1.0762e-1	2.4032e-1	6.7866e-2
4	1.3873e-1	1.8439e-2	2.3431e-1	1.9905e-2
5	1.2294e-1	1.2350e-2	2.3106e-1	1.4197e-2
6	1.1320e-1	1.0469e-2	2.2889e-1	6.8044e-3
7	1.0677e-1	5.2622e-3	2.2706e-1	4.7626e-3
8	1.0224e-1	1.3691e-3	2.2514e-1	3.3755e-3
9	9.8847e-2	1.0806e-3	2.2284e-1	1.9580e-3
10	9.6145e-2	5.7093e-4	2.2004e-1	1.3647e-3
15	8.6809e-2	1.9068e-4	1.9366e-1	8.1981e-4
20	7.9799e-2	1.5431e-4	1.4176e-1	4.6426e-4
30	6.8574e-2	1.2214e-4	1.1471e-1	1.7557e-4
40	5.9823e-2	1.1494e-4	7.2405e-2	1.2116e-4
50	5.2764e-2	1.0546e-4	4.2549e-2	9.4152e-5
100	3.1206e-2	6.2553e-5	2.2750e-2	3.0992e-5
200	1.5371e-2	3.5074e-5	1.7063e-2	1.8367e-5
300	1.0596e-2	6.7856e-6	1.4045e-2	1.3694e-5
400	8.6442e-3	5.8086e-6	1.2531e-2	1.8339e-6
500	7.5272e-3	5.4532e-6	1.1589e-2	1.1660e-6
1000	5.0748e-3		9.4263e-3	
2000	3.6532e-3		6.7371e-3	
3000	3.0597e-3		4.8277e-3	
4000	2.6790e-3		3.6791e-3	
5000	2.3926e-3		3.0036e-3	



Şekil 6.5 BS eğitiminde LM (düz çizgi) ve GY (noktalı çizgi) yöntemleri için ölçütün değişimi

6.3.3 Kestirimlerin Hassasiyetinin Belirlenmesi

Yapılan kestirimlerin hassasiyetlerinin belirlenmesi amacıyla

$$E = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\left(\left|\frac{C(k)-\hat{C}(k)}{C(k)}\right|100\right) \tag{6.9}$$

şeklinde yüzde olarak bağıl kestirim hatası tanımlanmıştır. Her aerodinamik katsayısı için 100 uzunluğunda test veri setleri için bu şekilde elde edilen kestirim hataları tablo 6.2'de verilmiştir. Tablodan da görüldüğü gibi bağıl kestirim hataları oldukça düşüktür.

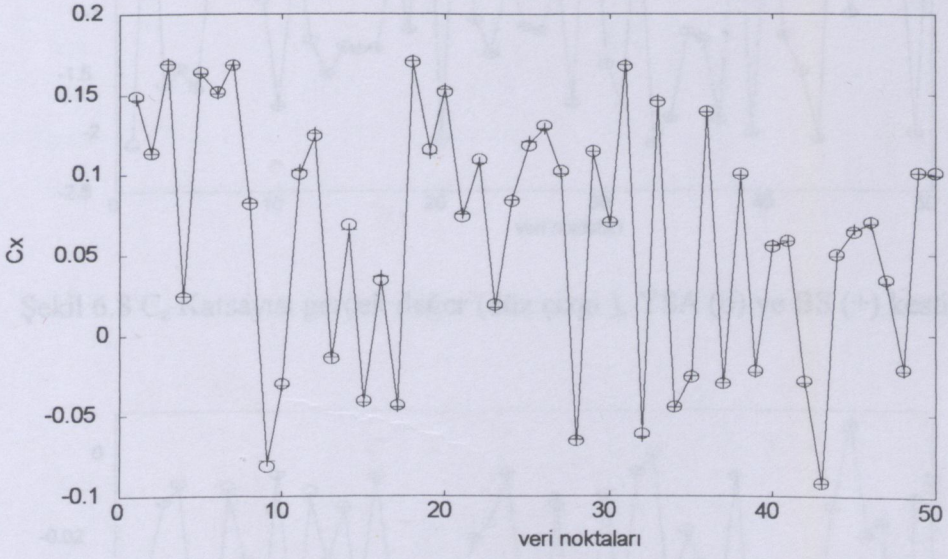
Tablo 6.2 Ortalama bağıl kestirim hataları

Ortalama Bağıl Hata(%)	C_x	C_y	C_z	C_l	C_m	C_n
YSA	2.632	0.040	1.891	4.999	3.707	2.318
BS	2.156	1.198	1.407	4.597	1.700	6.502

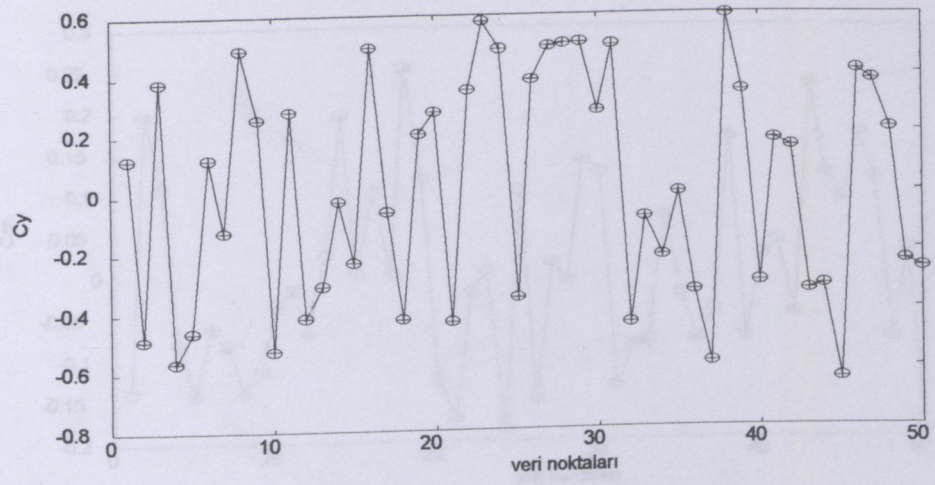
6.3.4 Kestirimlerin Performansı

YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen kestirimler, tablolardan elde edilen gerçek değerler ile karşılaştırılmıştır. GY ve LM metodları için YSA ve BS eğitme performansı tablo 6.1'de gösterilmektedir. Tablodan da görüldüğü gibi hem YSA hemde BS için LM metodu oldukça hızlı ve hassas bir yakınsama sağlamaktadır.

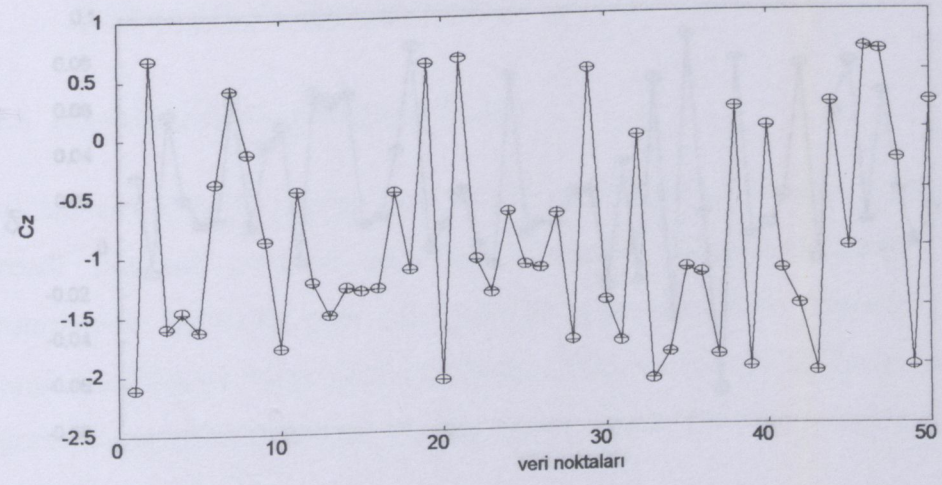
YSA'ları ve BS'ler eğitildikten sonra eğitmede kullanılmayan verilerden oluşturulan test veri setleri ile performansları test edilmiştir. Şekil 6.6-6.11'de kestirim sonuçları gösterilmektedir. Şekillerde yatay eksende veri noktaları dikey eksende bu noktalara karşı düşen aerodinamik katsayı değerleri gösterilmektedir. Şekil 6.12 ve 6.13'de kestirimler üç boyutlu olarak gösterilmektedir. Üç boyutlu gösterimde katsayıların bağımsız değişkenlere göre değişimleri gösterilmektedir. Şekillerden de görüldüğü gibi hem YSA'ları ve hem de BS'ler ile aerodinamik katsayıların iyi bir şekilde kestirimleri gerçekleştirilmiştir.



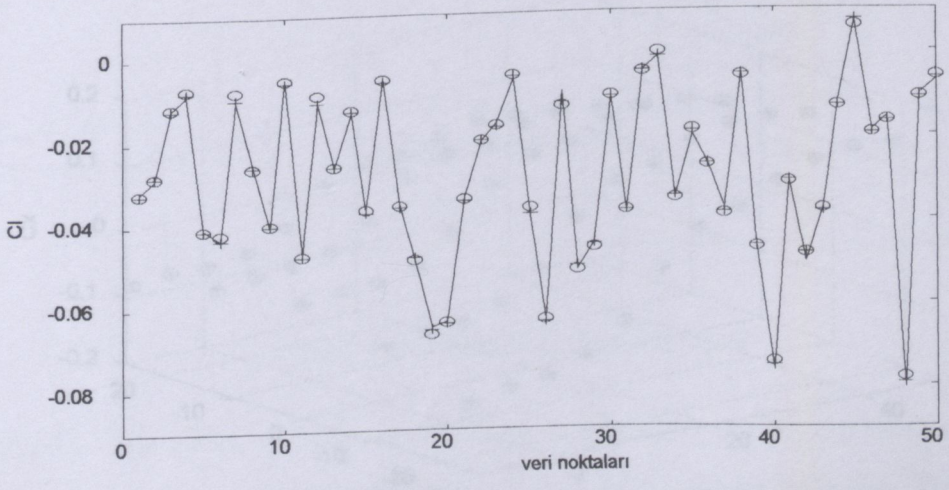
Şekil 6.6 C_x Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



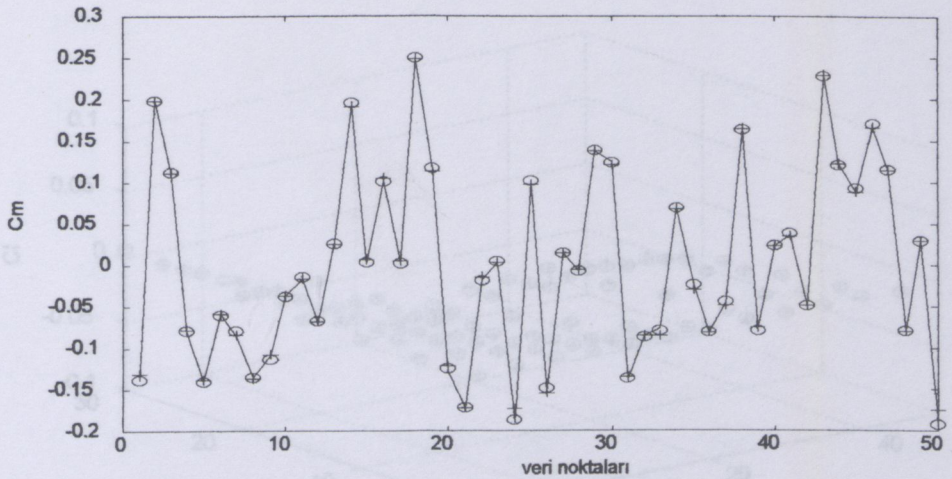
Şekil 6.7 C_y Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



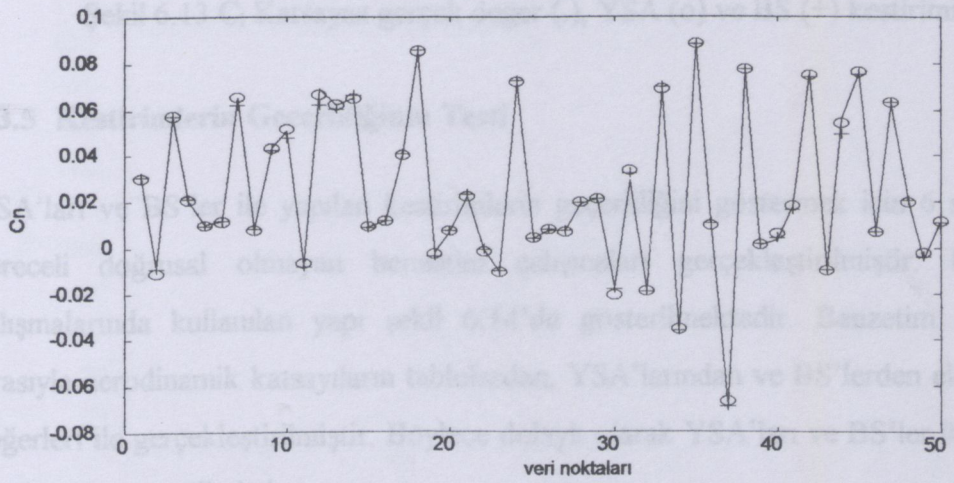
Şekil 6.8 C_z Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



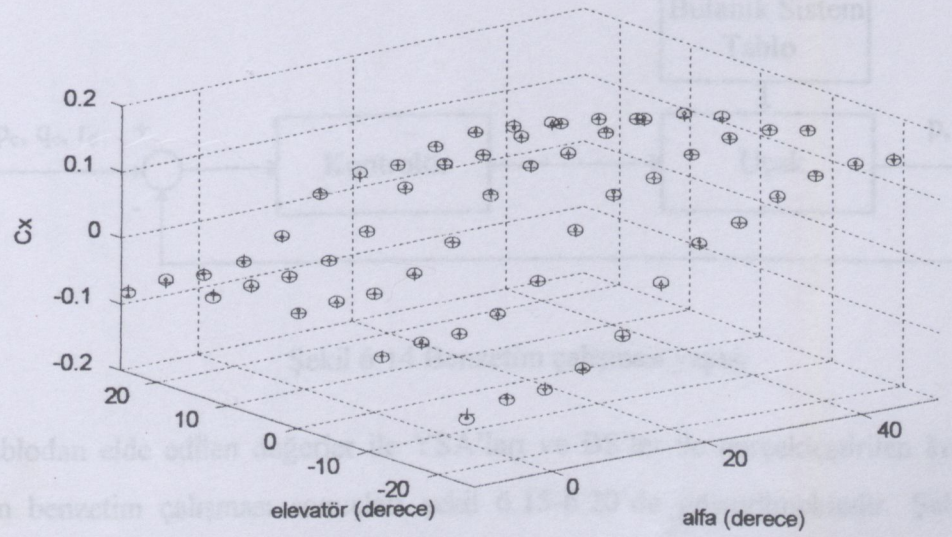
Şekil 6.9 C_l Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



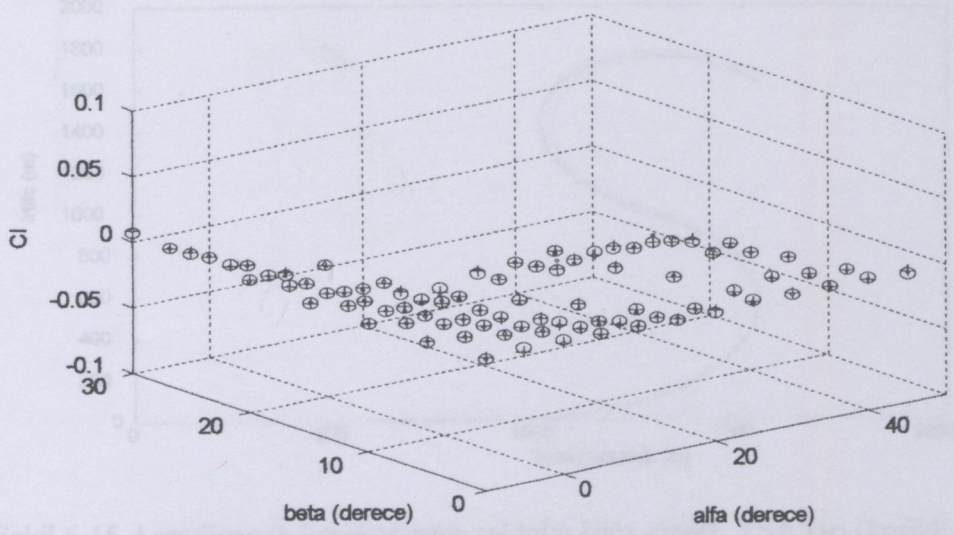
Şekil 6.10 C_m Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



Şekil 6.11 C_n Katsayısı gerçek değer (düz çizgi), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



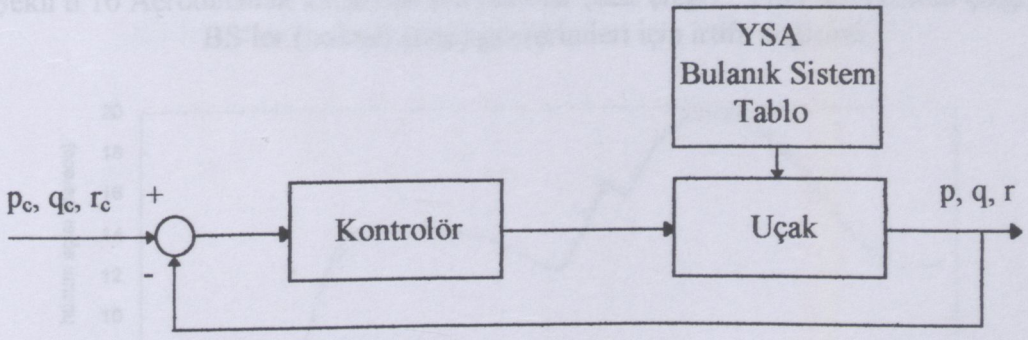
Şekil 6.12 C_x Katsayısı gerçek değer (.), YSA (o) ve BS (+) kestirimi



Şekil 6.13 C_l Katsayısı gerçek değer (.), YSA (o) ve BS (+) kestirimi

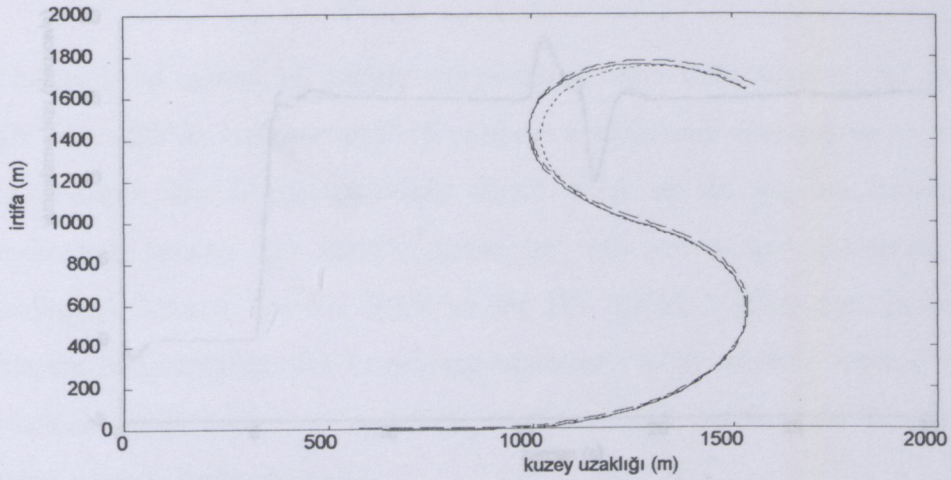
6.3.5 Kestirimlerin Geçerliliğinin Testi

YSA'ları ve BS'ler ile yapılan kestirimlerin geçerliliğini göstermek için 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Benzetim çalışmalarında kullanılan yapı şekil 6.14'de gösterilmektedir. Benzetim çalışması sırasıyla aerodinamik katsayıların tablolardan, YSA'larından ve BS'lerden elde edilen değerleri ile gerçekleştirilmiştir. Böylece dolaylı olarak YSA'ları ve BS'ler ile yapılan kestirimler test edilmiştir.

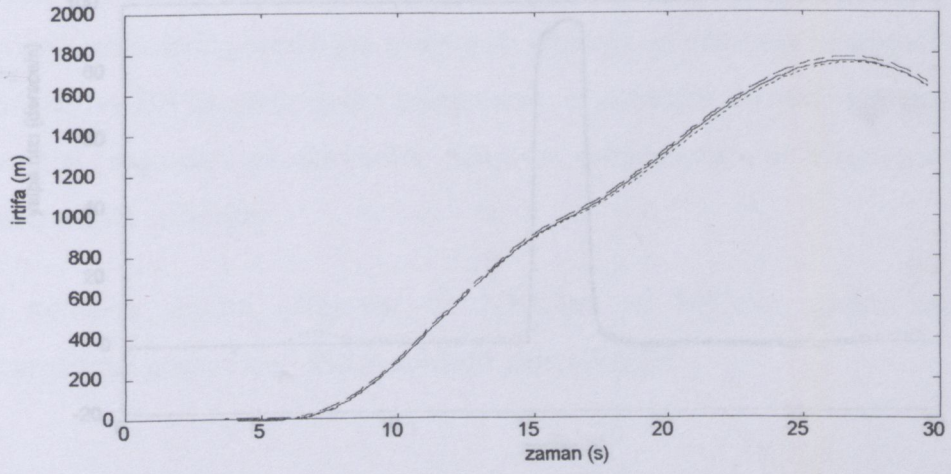


Şekil 6.14 Benzetim çalışması yapısı

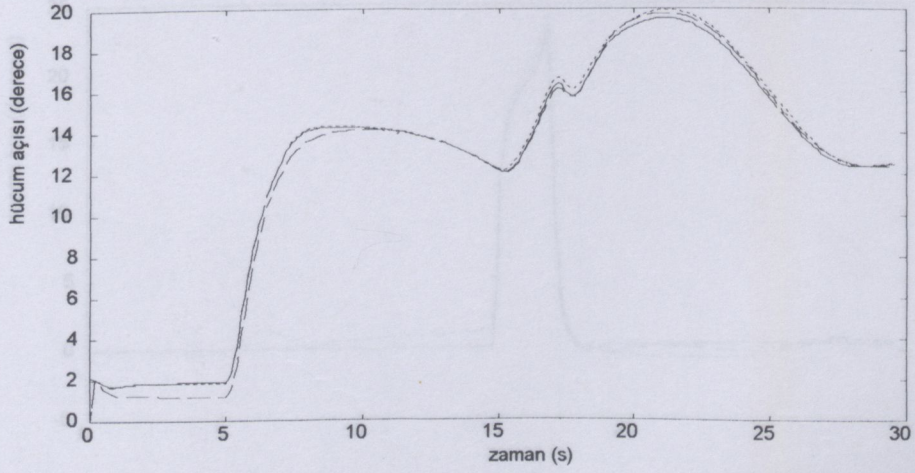
Tablodan elde edilen değerler ile YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen kestirimleri için benzetim çalışması sonuçları şekil 6.15-6.20'de gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi her üç durum içinde değişkenlerin değişimi birbirine çok yakındır.



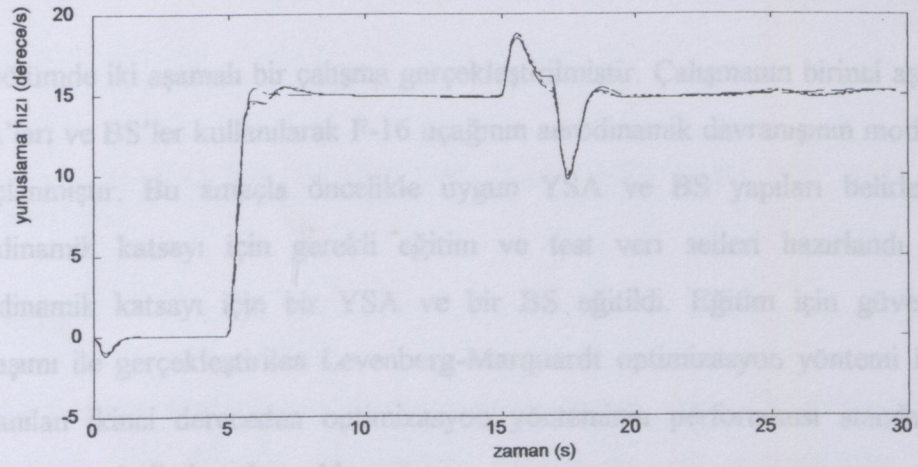
Şekil 6.15 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için S-yörüngesi



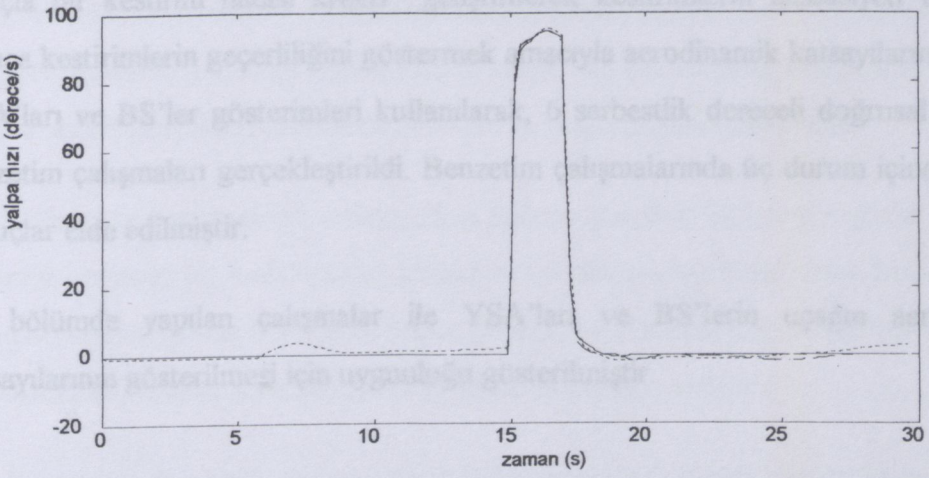
Şekil 6.16 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi) , YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için irtifa değişimi



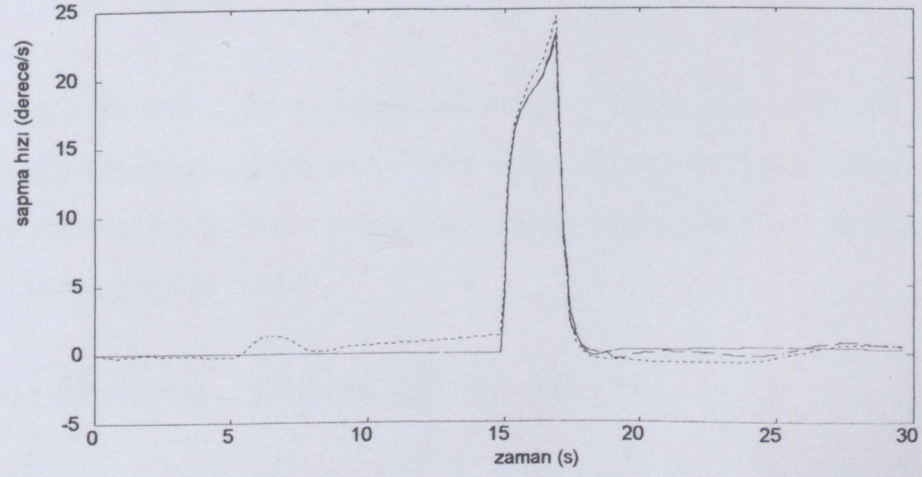
Şekil 6.17 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi) , YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için hücum açısı değişimi



Şekil 6.18 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için yunuslama açısal hızı değişimi



Şekil 6.19 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için yalpa açısal hızı değişimi



Şekil 6.20 Aerodinamik katsayılarının tablolar (düz çizgi), YSA'ları (kesikli çizgi) ve BS'ler (noktalı çizgi) gösterimleri için sapma açısal hızı değişimi

6.4 Sonuçlar

Bu bölümde iki aşamalı bir çalışma gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın birinci aşamasında YSA'ları ve BS'ler kullanılarak F-16 uçağının aerodinamik davranışının modellenmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla öncelikle uygun YSA ve BS yapıları belirlendi. Her aerodinamik katsayı için gerekli eğitim ve test veri setleri hazırlandı. Her bir aerodinamik katsayı için bir YSA ve bir BS eğitildi. Eğitim için güvenli bölge yaklaşımı ile gerçekleştirilen Levenberg-Marquardt optimizasyon yöntemi kullanıldı. Kullanılan ikinci dereceden optimizasyon yönteminin performansı standart geriye yayılma metodu ile karşılaştırıldı.

İkinci aşamada eğitilen YSA'ları ve BS'lerin performansını ölçmek amaçlandı. Bu amaçla bir kestirim hatası kriteri geliştirilerek kestirimlerin hassasiyeti belirlendi. Ayrıca kestirimlerin geçerliliğini göstermek amacıyla aerodinamik katsayıların tablolar, YSA'ları ve BS'ler gösterimleri kullanılarak, 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirildi. Benzetim çalışmalarında üç durum içinde benzer sonuçlar elde edilmiştir.

Bu bölümde yapılan çalışmalar ile YSA'ları ve BS'lerin uçağın aerodinamik katsayılarının gösterilmesi için uygunluğu gösterilmiştir.

7. UÇAK HAREKET DEĞİŞKENLERİNİ YSA'LARI VE BS'LER İLE TANIMA

7.1 Giriş

Bir sistemin davranışlarının incelenmesi için en önemli gereksinim sistemin modelinin bilinmesidir. Bir sistemin matematiksel modeli sistemin davranışlarını belirleyen fiziksel kurallardan elde edilir. Ancak matematiksel model her zaman elde edilemeyebilir yada çok karmaşık olabilir. Matematiksel modele alternatif olarak sistemin belli girişlere karşı çıkışları gözlenip(ölçülüp) bu işaretleri en iyi şekilde tekrar üretecek modeller bulmaya sistem tanıma denir. Bu şekilde elde edilen sistem tanıma modeli sistem özellikleri analizinde, kontrol ve öngörü için kullanılabilir.

Statik sistemin herhangi bir andaki çıkışı sadece o andaki girişlere bağlıdır. Dinamik sistemin herhangi bir andaki çıkışı girişin ve çıkışın geçmiş değerlerine bağlıdır. Yani dinamik sistem hafizaya sahiptir. Genel olarak bir dinamik sistem iki tip model ile tanımlanabilir. Bunlar giriş çıkış modeli ve durum uzayı modelidir.

Ayrık zamanda doğrusal olmayan dinamik bir sistemin durum uzayı gösterimi

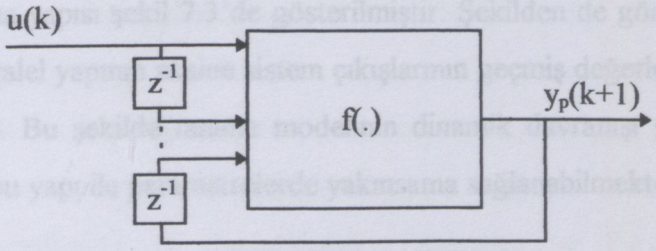
$$\begin{aligned} x(k+1) &= \phi[x(k), u(k)] \\ y(k) &= \psi[x(k)] \end{aligned} \tag{7.1}$$

şeklindedir. Burada x sistem durum vektörünü, u sistem giriş vektörünü ve y çıkış vektörünü göstermektedir. ϕ ve ψ statik doğrusal olmayan fonksiyonlardır. ϕ ve ψ bilinmiyorsa tanıma problemi ortaya çıkar. Ayrık zamanda doğrusal olmayan dinamik bir sistemin giriş çıkış modeli

$$y_p(k) = f(y_p(k-1), \ldots, y_p(k-n), u(k-1), \ldots, u(k-m)) \tag{7.2}$$

şeklindedir. Burada f(.) doğrusal olmayan statik bir fonksiyonu göstermektedir. Herhangi bir andaki sistem çıkışı $y_p(k)$ giriş ve çıkışın geçmiş değerlerine bağlıdır.

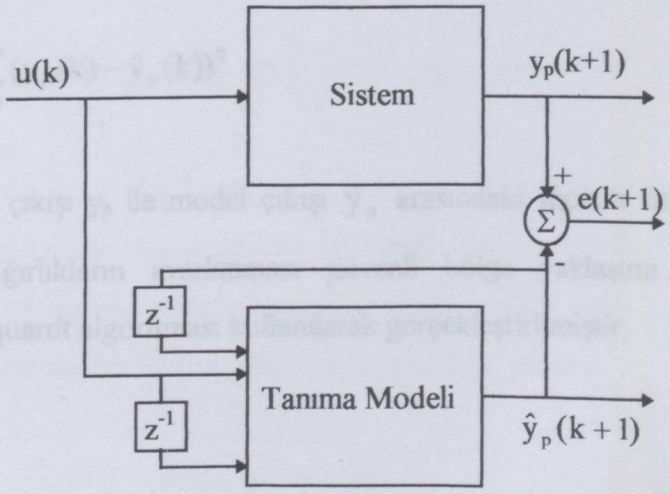
Şekil 7.1'deki yapı gözönüne alınırsa dinamik sistem tanıma problemi f(.) statik fonksiyonunun belirlenmesi problemine dönüşür.



Şekil 7.1 Giriş-çıkış modeli

Bu bölümde doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasında YSA'ları ve BS'lerin kullanımı ele alınmıştır. Bu şekilde geliştirilen yapılar ile uçağın dinamik modellenmesine ilişkin uygulamalar verilecektir. YSA'ları ve BS'ler kullanılarak elde edilen bu tanıma modelleri daha sonraki bölümlerde kontrolör tasarımında kullanılacaktır.

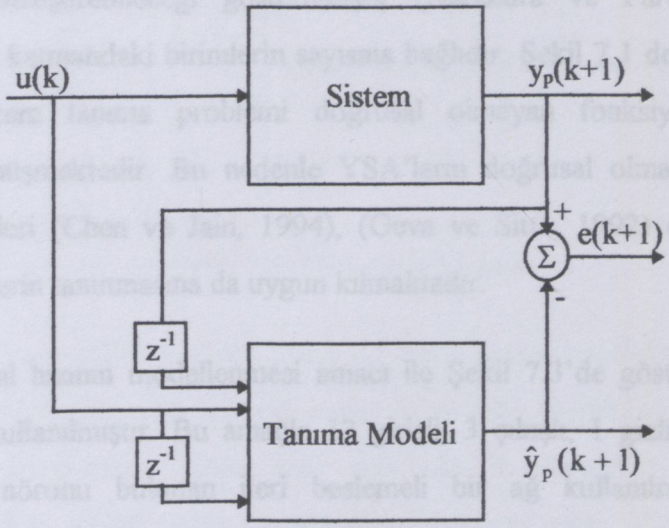
YSA'ları ve BS'ler ile iki temel tanıma yapısı vardır. Bunlar paralel tanıma yapısı ve seri-paralel tanıma yapısı olarak adlandırılırlar. Paralel tanıma yapısı şekil 7.2'de gösterilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi tanıma modeli ve sisteme aynı girişler uygulanmaktadır. Ancak tanıma modeli girişine kendi çıkışının geçmiş değerleri geri-beslenmektedir. Bu geri-besleme nedeni ile parametrelerin yakınsamasının ve çıkış hatasının sıfıra gitmesinin garantisi yoktur (Pham, 1995, s.28).



Şekil 7.2 Paralel tanıma yapısı

Açıklanan dezavantajları nedeni ile bu yapı sistem çıkışlarının tam olarak mevcut olmadığı durumlarda kullanılmalıdır.

Seri-paralel tanıma yapısı şekil 7.3'de gösterilmiştir. Şekilden de görüldüğü gibi seri-paralel yapıda paralel yapının aksine sistem çıkışlarının geçmiş değerleri tanıma modeli girişine uygulanır. Bu şekilde tanıma modelinin dinamik davranışı sistem tarafından etkilenir. Ayrıca bu yapı ile parametrelerde yakınsama sağlanabilmektedir.



Şekil 7.3 Seri-paralel tanıma yapısı

Sistem tanımada amaç tanıma modeli ile sisteme aynı girişler uygulandığında tanıma modeli çıkışının sistem çıkışına yakınsamasıdır. Bu durumda model parametrelerinin ayarlanmasında kullanılacak ölçüt fonksiyonu

$$E = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}(y_p(k) - \hat{y}_p(k))^2 \qquad (7.3)$$

şeklinde, sistem çıkışı y_p ile model çıkışı $\hat{y}_p$ arasındaki toplam karesel hata olarak belirlenebilir. Ağırlıkların ayarlanması güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt algoritması kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

7.2 Yapay Sinir Ağları ile Sistem Tanıma

Yapay sinir ağları doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasında yaygın olarak kullanılmıştır (Narendra ve Parthasaraty, 1990), (Parlos ve diğ., 1994),(Gorinevsky, 1995), (Jin ve diğ., 1994b), (Kuschewski ve diğ., 1993), (Sadegh, 1993),. (Srinivason ve diğ., 1994). Doğrusal olmayan birimlerden oluşan enaz bir gizli katmanı olan ileri beslemeli bir ağın herhangi bir sürekli doğrusal olmayan fonksiyonu istenilen hassasiyette benzeştirebileceği gösterilmiştir (Narendra ve Parthasaraty, 1990). Hassasiyet gizli katmandaki birimlerin sayısına bağlıdır. Şekil 7.1 deki yapı gözönüne alındığında sistem tanıma problemi doğrusal olmayan fonksiyonu benzeştirme problemine dönüşmektedir. Bu nedenle YSA'ların doğrusal olmayan fonksiyonları benzeştirebilmeleri (Chen ve Jain, 1994), (Geva ve Sitte, 1992) doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasına da uygun kılmaktadır.

Uçağın üç açısal hızının modellenmesi amacı ile Şekil 7.3'de gösterilen seri-paralel tanıma yapısı kullanılmıştır. Bu amaçla 13 girişli, 3 çıkışlı, 1 gizli katmanı ve gizli katmanda 12 nöronu bulunan ileri beslemeli bir ağ kullanılmıştır. Ağın gizli katmanında tanjant hiperbolik aktivasyon fonksiyonları, çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır. Her hangi bir k anında girişine

$$u = [u_e(k) \;\; u_a(k) \;\; u_r(k) \;\; \delta_t(k)]^T \tag{7.4}$$

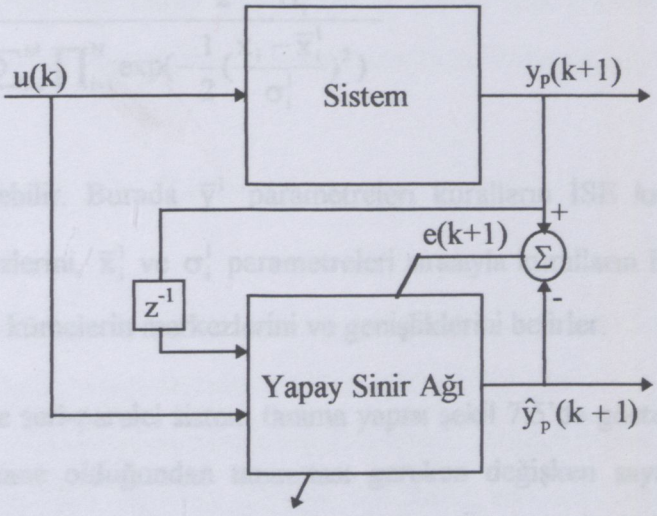
vektörü ve sistem çıkışının geçmiş değerleri vektörü

$$y(k) = [V_T(k) \;\; \alpha(k) \;\; \beta(k) \;\; \phi(k) \;\; \theta(k) \;\; \psi(k) \;\; p(k) \;\; q(k) \;\; r(k)]^T \tag{7.5}$$

uygulanır. Burada $\delta_t(k)$ itki komutunu, $u_e(k)$, $u_a(k)$, $u_r(k)$ sırasıyla irtifa dümeni, kanatçık ve yön dümeni eyleyicilerinin girişlerini göstermektedir. $V_T(k)$, $\alpha(k)$, $\beta(k)$ uçak hızını, hücum açısını ve yana kayma açısını, $\phi(k)$, $\theta(k)$, $\psi(k)$ Euler açılarını, $p(k)$, $q(k)$, $r(k)$ açısal hız değişkenlerini göstermektedir. Ağın çıkışları

$$\hat{y}_p(k+1) = [\hat{p}(k+1), \hat{q}(k+1), \hat{r}(k+1)]^T \tag{7.6}$$

şeklinde üç açısal hızın kestirimidir.



Şekil 7.4 YSA eğitme yapısı

Eğitme on-line yada off-line olmak üzere iki fazda gerçekleştirilebilir. Off-line fazda önceden elde edilen giriş-çıkış veri seti kullanılır ve yığın (batch) eğitme yapılır. Yığın eğitmede her iterasyonda bütün veri seti ağa uygulandıktan sonra ağırlıklar güncellenir. YSA ağırlıklarının ayarlanması için güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt optimizasyon yöntemi kullanılmaktadır.

Bu yapı kullanılarak elde edilen YSA modeli, YSA literatüründe emulatör olarak adlandırılır. Emulatörler YSA temelli kontrol yapılarında kontrolörü eğitmek için gerekli olan sistem jacobianının kestirimini verirler.

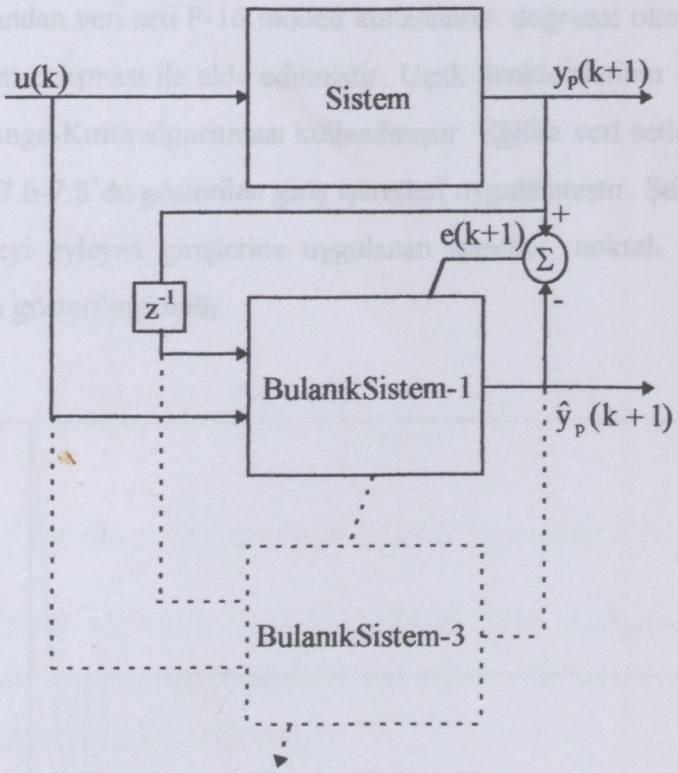
7.3 Bulanık Sistemler ile Sistem Tanıma

Doğrusal olmayan dinamik sistemlerin tanınmasında YSA'larının yanısıra diğer bir seçenekte bulanık sistemlerin kullanılmasıdır (Lin ve Cunningham, 1995). Şekil 7.1'deki yapı gözönüne alındığında sistem tanıma problemi fonksiyon benzeştirme problemine dönüşmektedir. Çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, ve merkez ortalama durulayıcı birimlerinden oluşan Gaussiea üyelik fonksiyonlu bulanık sistemin evrensel benzeştiricidir. Yani herhangi bir sürekli fonksiyonu istenilen hassasiyette benzeştirebilmektedir (Wang, 1997, s.168-178). Bu özelliklere sahip bir bulanık sistem kapalı formda

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \quad (7.7)$$

şeklinde gösterilebilir. Burada $\bar{y}^l$ parametreleri kuralların İSE kısmındaki bulanık kümelerin merkezlerini, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l parametreleri sırasıyla kuralların EĞER kısmındaki Gaussian bulanık kümelerin merkezlerini ve genişliklerini belirler.

Bulanık sistem ile seri-paralel sistem tanıma yapısı şekil 7.5'de gösterilmiştir. Bulanık sistem çıkışı 1 tane olduğundan tanınması gereken değişken sayısı kadar bulanık sistem paralel olarak kullanılmak zorundadır. Üç açısal hızın modellenmesi amaçlandığından üç bulanık sistem kullanmak gerekmektedir. Her bir bulanık sistem 13 girişli (N=13) ve M=12 olarak belirlenmiştir. Her bir sistem girişine (7.4)'de verilen giriş değişkenleri ve (7.5)'de verilen sistem çıkışının geçmiş değerleri uygulanır.



Şekil 7.5 Bulanık sistem tanıma yapısı

Amacımız bulanık sistem tanıma modeli ile sisteme aynı girişler uygulandığında model çıkışının sistem çıkışına yakınsamasıdır. Bulanık sistemin eğitilmesi $\bar{y}^l$, $\bar{x}_i^l$ ve σ_i^l

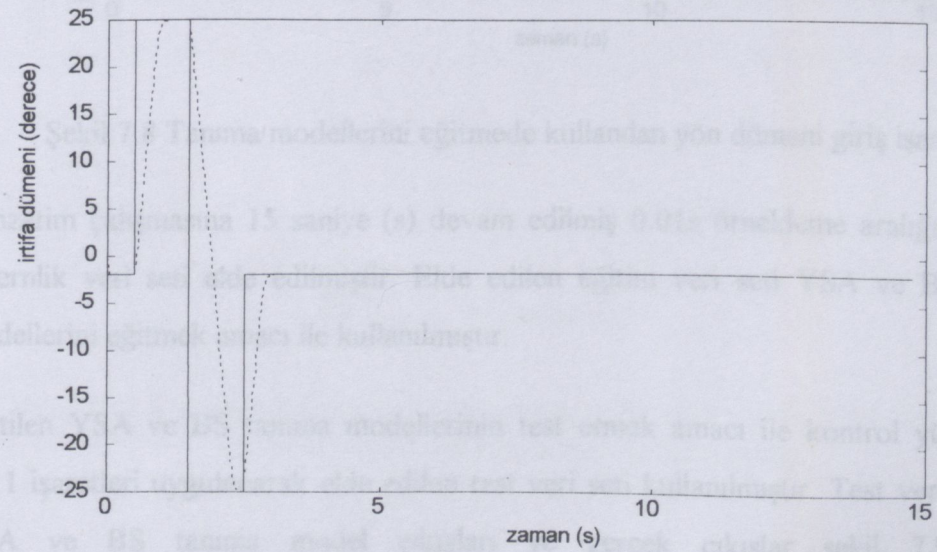
parametreleri ayarlanarak gerçekleştirilir. Parametrelerin başlangıç değerleri değişkenlerin değişim aralıklarını düzgün olarak kapsayacak şekilde belirlenmişlerdir. Bulanık sistemlerin parametrelerinin ayarlanmasında kullanılacak ölçüt fonksiyonu

$$E = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}[y_p(k+1) - f(x(k+1))]^2 \qquad (7.8)$$

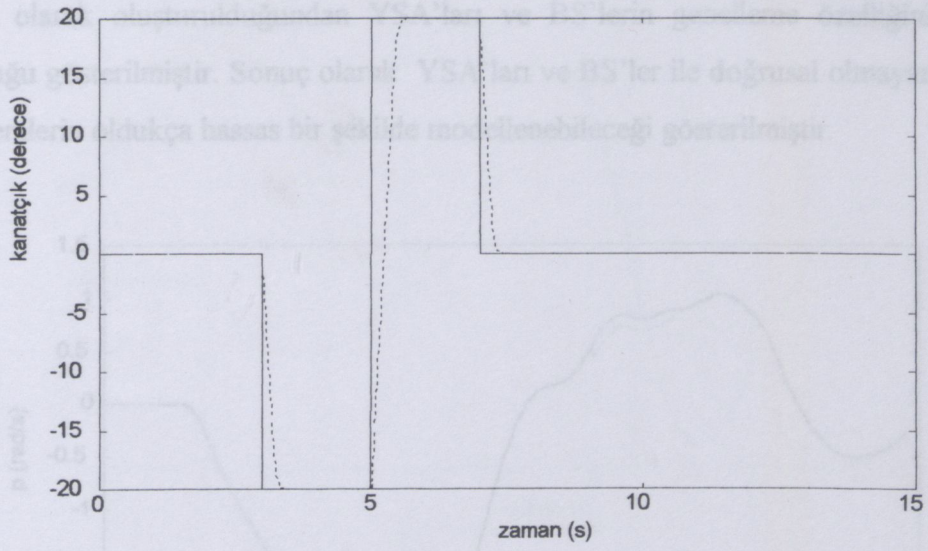
şeklinde, sistem çıkışı y_p ile model çıkışı f(x) arasındaki ortalama karesel hata olarak belirlenebilir. Bulanık sistem parametrelerinin ayarlanması için güvenli bölge yaklaşımı ile gerçeklenen Levenberg-Marquardt optimizasyon yöntemi kullanılmaktadır. Yığın (batch) eğitme yapılmış yani her iterasyonda bütün veri seti uygulandıktan sonra parametreler güncellenmiştir.

7.4 Benzetim Çalışması Sonuçları

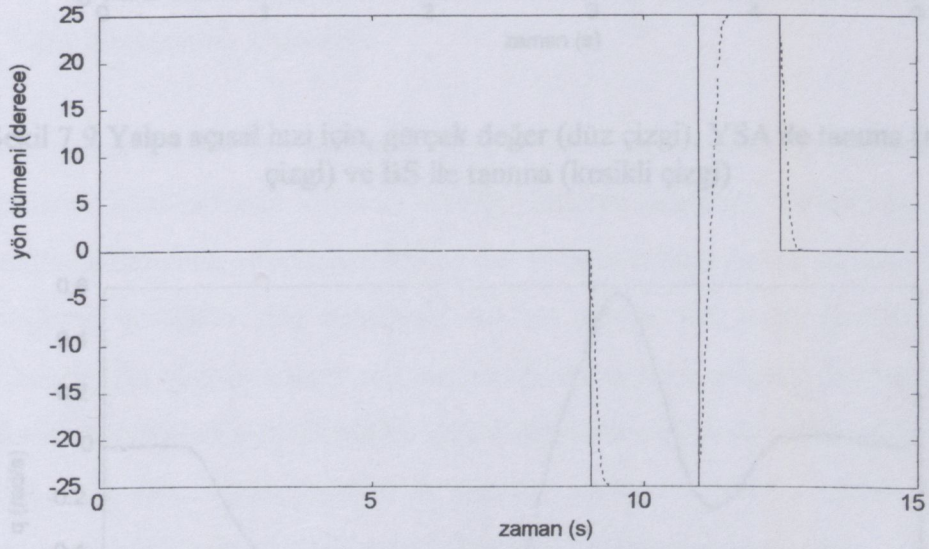
Eğitim için kullanılan veri seti F-16 modeli kullanılarak doğrusal olmayan 6 serbestlik dereceli benzetim çalışması ile elde edilmiştir. Uçak denklemlerinin integrasyonu için 4. dereceden Runge-Kutta algoritması kullanılmıştır. Eğitim veri setinin oluşturulması için uçağa şekil 7.6-7.8'de gösterilen giriş işaretleri uygulanmıştır. Şekillerde düz çizgi ile kontrol yüzeyi eyleyici girişlerine uygulanan işaretler, noktalı çizgi ile kontrol yüzeyi sapmaları gösterilmektedir.



Şekil 7.6 Tanıma modellerini eğitmede kullanılan irtifa dümeni giriş işareti



Şekil 7.7 Tanıma modellerini eğitmede kullanılan kanatçık giriş işareti

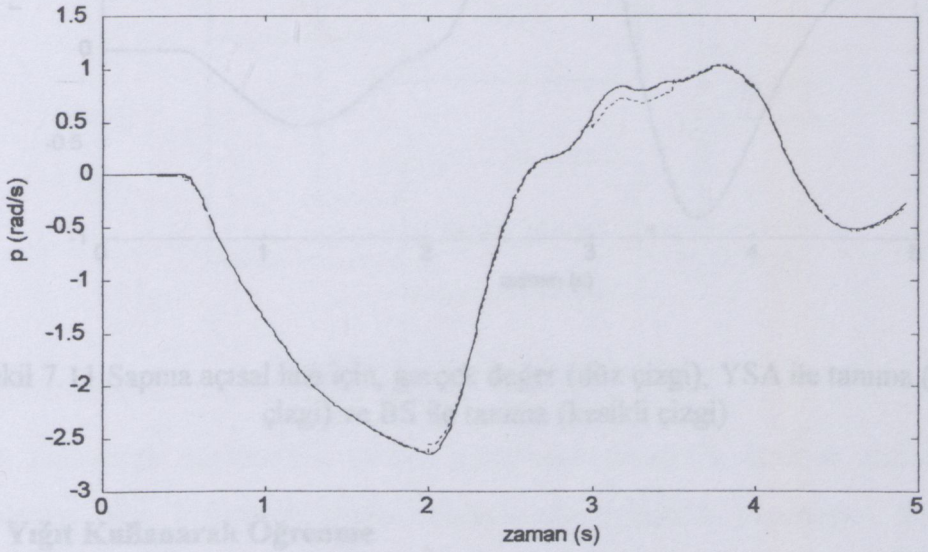


Şekil 7.8 Tanıma modellerini eğitmede kullanılan yön dümeni giriş işareti

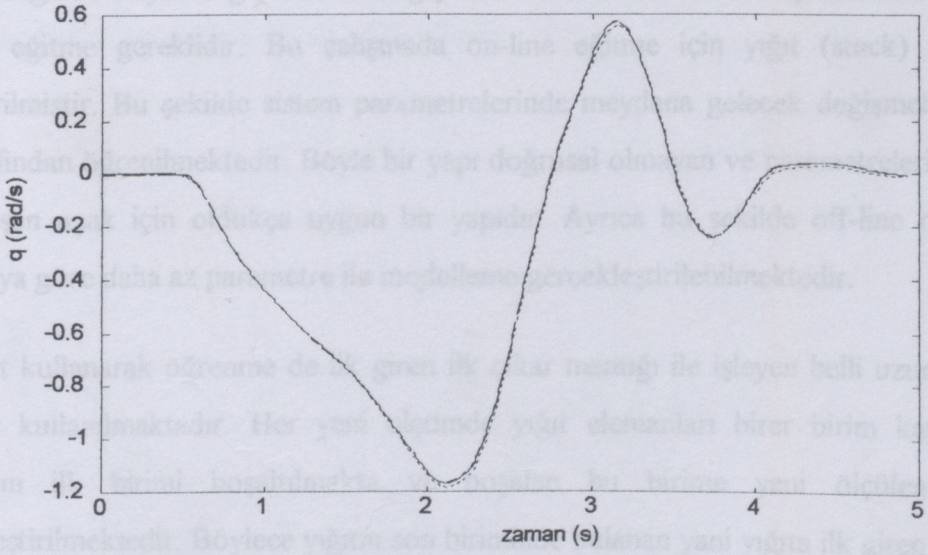
Benzetim çalışmasına 15 saniye (s) devam edilmiş 0.01s örnekleme aralığı ile 1500 paternlik veri seti elde edilmiştir. Elde edilen eğitim veri seti YSA ve BS tanıma modellerini eğitmek amacı ile kullanılmıştır.

Eğitilen YSA ve BS tanıma modellerinin test etmek amacı ile kontrol yüzeylerine 3211 işaretleri uygulanarak elde edilen test veri seti kullanılmıştır. Test veri seti için YSA ve BS tanıma model çıkışları ve gerçek çıkışlar şekil 7.9-7.11'de gösterilmektedir. Şekillerden de görüldüğü gibi YSA ve BS model çıkışları sistem

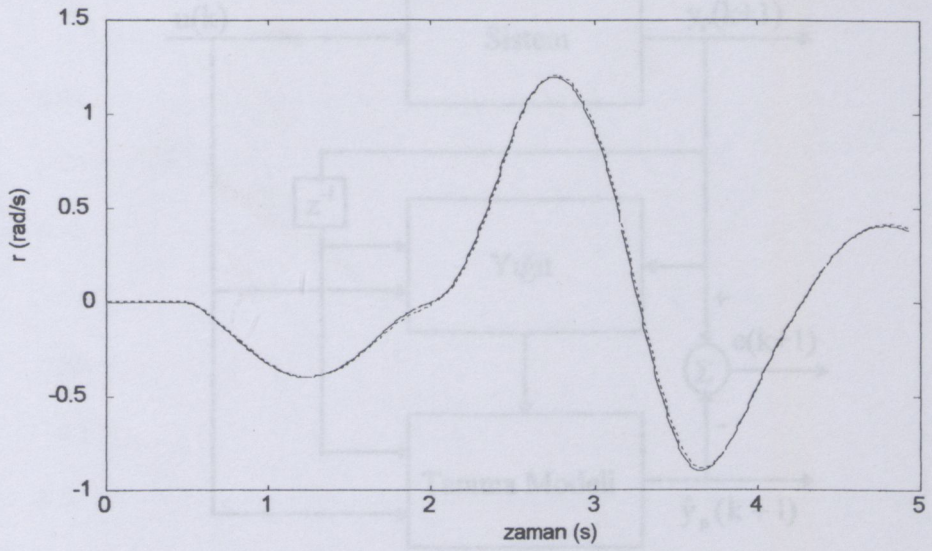
çıkışlarını iyi bir şekilde izlemektedir. Test veri seti eğitimde kullanılan veri setinden ayrı olarak oluşturulduğundan YSA'ları ve BS'lerin genelleme özelliğinin de iyi olduğu gösterilmiştir. Sonuç olarak YSA'ları ve BS'ler ile doğrusal olmayan dinamik sistemlerin oldukça hassas bir şekilde modellenebileceği gösterilmiştir.



Şekil 7.9 Yalpa açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi)



Şekil 7.10 Yunuslama açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi)

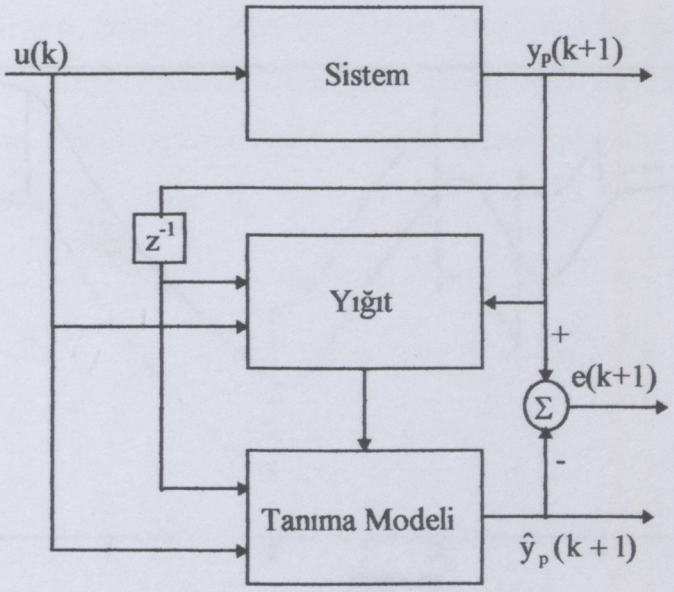


Şekil 7.11 Sapma açısal hızı için, gerçek değer (düz çizgi), YSA ile tanıma (noktalı çizgi) ve BS ile tanıma (kesikli çizgi)

7.5 Yığıt Kullanarak Öğrenme

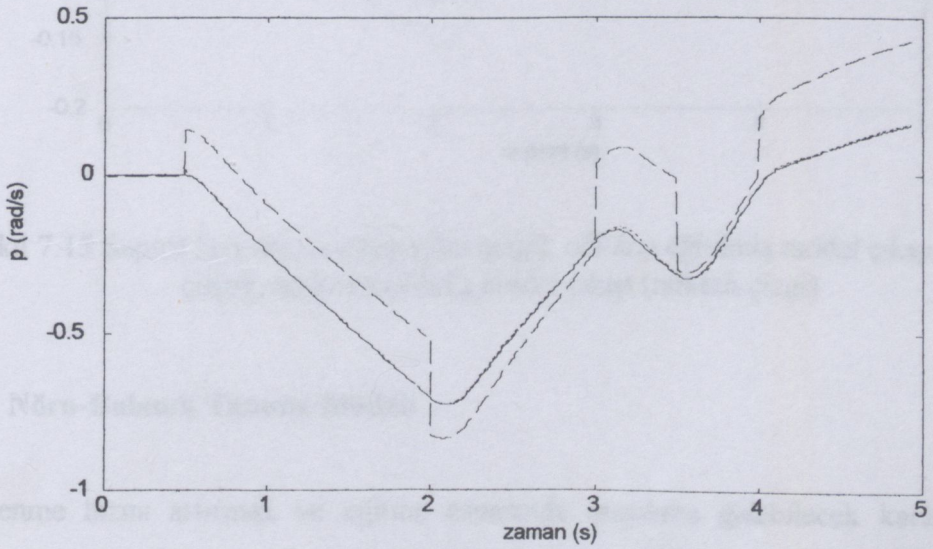
Normal olarak YSA ve BS tanıma modelleri off-line olarak önceden giriş çıkış verileri kullanılarak eğitilmektedir. Tanıma performanslarını artırmak, zaman içinde sistem dinamiğinde meydana gelebilecek değişmeler ve belirsizlikler ile baş edebilmek için on-line eğitme gereklidir. Bu çalışmada on-line eğitme için yığıt (stack) kullanımı önerilmiştir. Bu şekilde sistem parametrelerinde meydana gelecek değişmeler model tarafından öğrenilmektedir. Böyle bir yapı doğrusal olmayan ve parametreleri zamanla değişen uçak için oldukça uygun bir yapıdır. Ayrıca bu şekilde off-line öğrenmeli yapıya göre daha az parametre ile modelleme gerçekleştirilebilmektedir.

Yığıt kullanarak öğrenme de ilk giren ilk çıkar mantığı ile işleyen belli uzunlukta bir yığıt kullanılmaktadır. Her yeni ölçümde yığıt elemanları birer birim kaydırılarak yığıtın ilk birimi boşaltılmakta ve boşalan bu birime yeni ölçülen pattern yerleştirilmektedir. Böylece yığıtın son biriminde bulanan yani yığıta ilk giren paternde yığıttan ayrılmış olmaktadır. Bu şekilde yığıtta o andaki ve belirli bir süre geçmişteki giriş çıkış verileri depolanmış olmaktadır. Yığıtta bulunan bu veriler ile tanıma modelinin eğitilmesine yeni ölçüm gelinceye kadar devam edilmektedir.

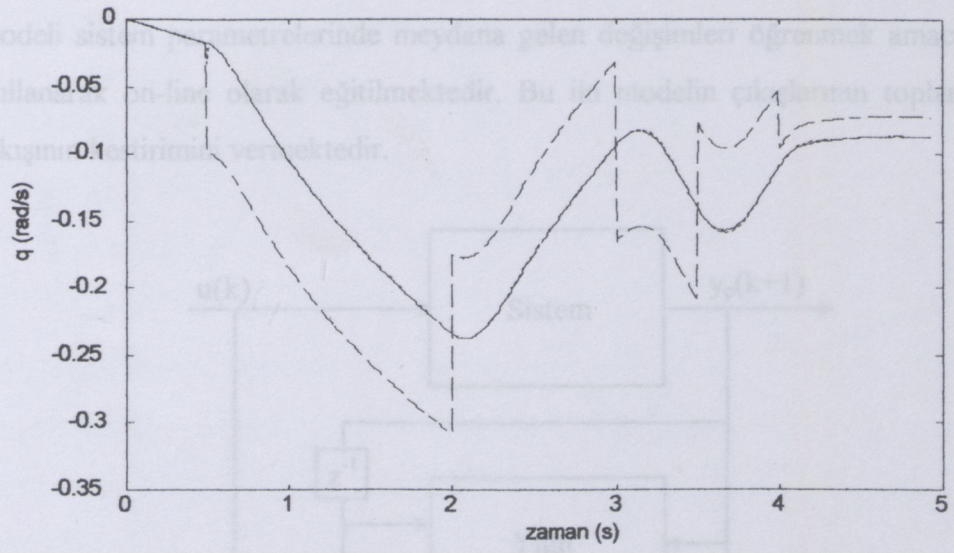


Şekil 7.12 Yığıt ile öğrenme yapısı

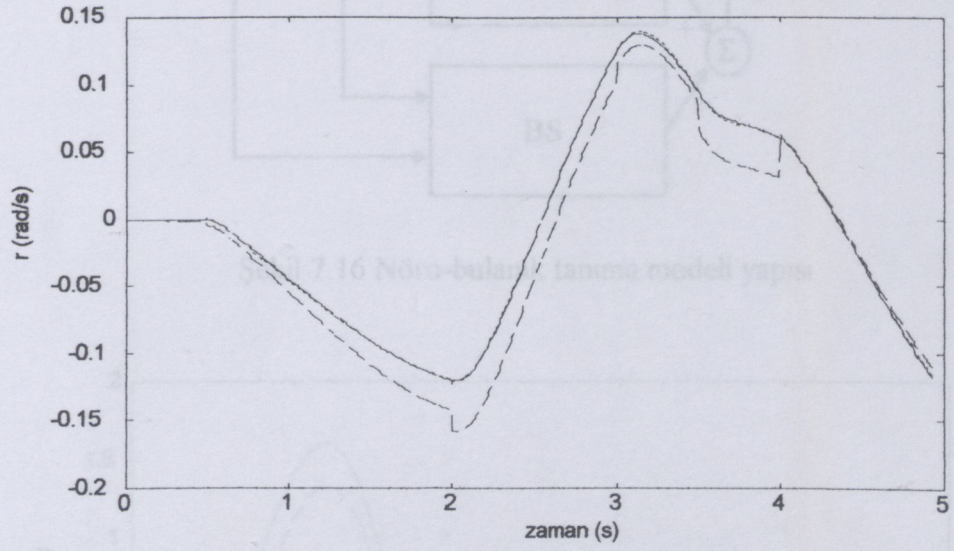
Yığıt kullanarak öğrenmenin etkisini göstermek amacı ile kontrol yüzeyi eyleyici kazançları ikiye bölünerek sistem dinamiğinde değişiklik yapılmıştır. Şekil 7.13-7.14'de gizli katman nöron sayısı 9 olan yığıt kullanılarak on-line eğitilen YSA tanıma modeli ve şekil 7.15'de kural sayıları M=9 olan yığıt kullanılarak on-line eğitilen BS'ler tanıma modeli performansları gösterilmektedir. Şekillerden de görüldüğü gibi yığıt kullanarak eğitme ile sistemde meydana gelen değişimler tanıma modeli tarafından iyi bir şekilde öğrenilebilmektedir.



Şekil 7.13 Yalpa hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi)



Şekil 7.14 Yunuslama hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi)

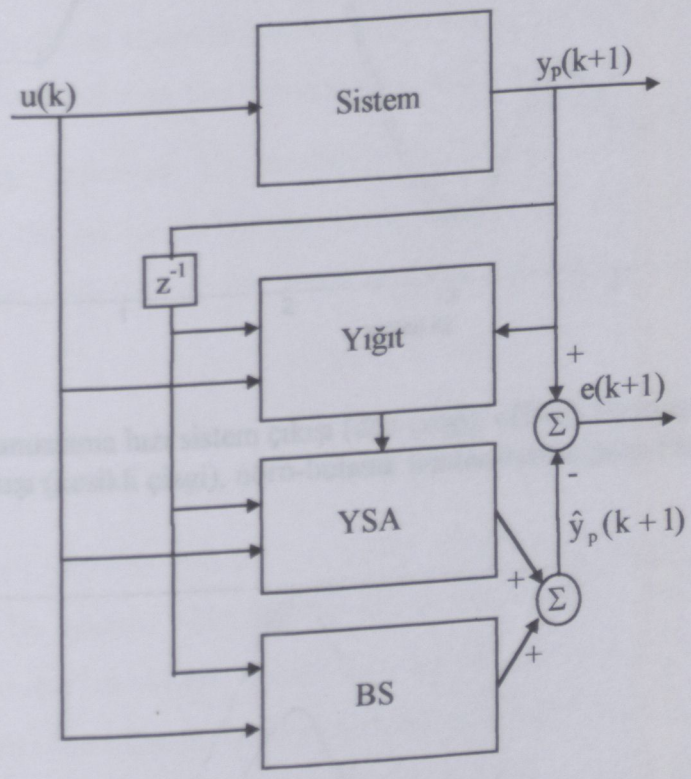


Şekil 7.15 Sapma hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line eğitilmiş model çıkışı (kesikli çizgi), on-line eğitilmiş model çıkışı (noktalı çizgi)

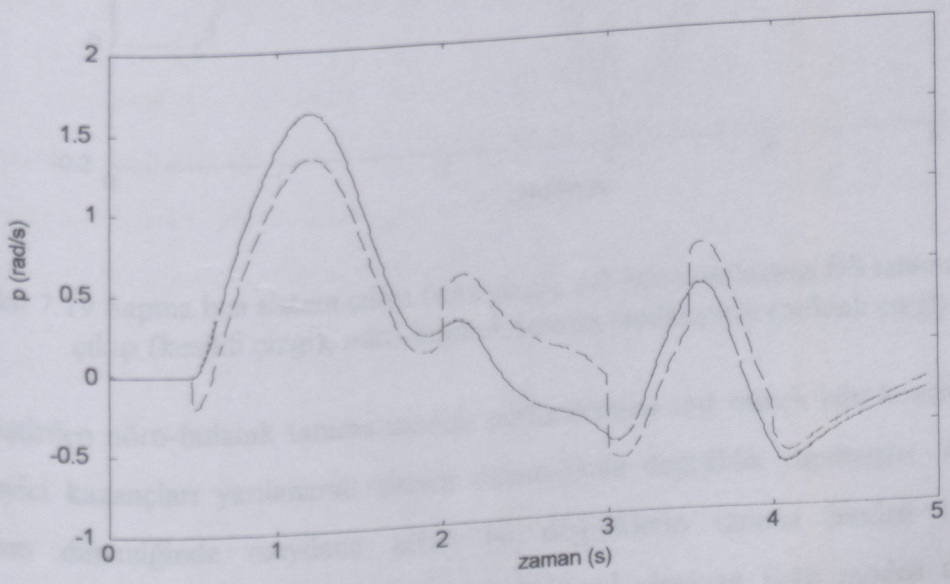
7.6 Nöro-Bulanık Tanıma Modeli

Öğrenme hızını artırmak ve eğitme esnasında meydana gelebilecek kararsızlıkları önlemek amacı ile önceden tasarlanmış BS tanıma modeli on-line eğitilen YSA tanıma modeline paralel olarak yerleştirilebilir. Böylece elde edilen hibrit nöro-bulanık tanıma yapısı şekil 7.16'da gösterilmektedir. Bu yapıda BS tanıma modeli, sistem hakkındaki

önbilgiler kullanılarak, sistemin genel bir modeli olarak tasarlanmıştır. YSA tanıma modeli sistem parametrelerinde meydana gelen değişimleri öğrenmek amacı ile yığıt kullanarak on-line olarak eğitilmektedir. Bu iki modelin çıkışlarının toplamı sistem çıkışının kestirimini vermektedir.



Şekil 7.16 Nöro-bulanık tanıma modeli yapısı



Şekil 7.17 Yalpa hızı sistem çıkışı (düz çizgi), off-line tasarlanmış BS tanıma modeli çıkışı (kesikli çizgi), nöro-bulanık tanıma model çıkışı (noktalı çizgi)

gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi nöro-bulanık tanıma modeli çıkışları sistem çıkışlarını iyi bir şekilde izlemektedir.

Geliştirilen nöro-bulanık tanıma yapısı ile model belirsizlikleri ve sistem parametrelerindeki değişimleri öğrenebilen uyarlamalı bir tanıma yapısı elde edilmiştir. Bu yapıda YSA'ı sistem dinamiğini öğrenme yerine sistem dinamiğinde meydana gelen değişimleri öğrendiğinden on-line öğrenme daha hızlı olmaktadır.

Önerilen tanıma yapısının bir özelliğide BS'ler ve YSA'ları yaklaşımlarını birleştirmesidir. Bu şekilde BS'ler ile sistem hakkındaki sözel bilgiler, YSA'ı ile nümerik bilgiler değerlendirilerek mevcut tüm bilgilerin kullanılmasına imkan tanımaktadır.

7.7 Sonuçlar

Bu bölümde YSA'ları ve BS'ler ile uçağın dinamik davranışının modellenmesi amaçlanmıştır. Bu amaçla YSA'ları ve BS'ler kullanılarak uçağın üç açısal hız değişkeninin tanıma modelleri oluşturulmuştur. Öncelikle, 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları ile elde edilen giriş-çıkış verileri ile tanıma modelleri off-line olarak eğitilmiştir. Eğitme sonucu tanıma modelleri test verileri ile test edilmiştir. Yapılan bu çalışmalar sonunda uçağın dinamik davranışının YSA'ları ve BS'ler ile iyi bir şekilde öğrenilebileceği gösterilmiştir.

Uçak dinamiğinde meydana gelen değişimlerin tanıma modelleri tarafından öğrenilebilmesi için on-line olarak eğitmeye imkan tanıyan yığıt kullanarak eğitme yöntemi verilmiştir. Uçak dinamiğinde değişiklikler yapılarak gerçekleştirilen benzetim çalışmaları ile önerilen yapının performansı test edilmiştir.

Tanıma performansını artırmak amacı ile nöro-bulanık bir tanıma yapısı geliştirilmiştir. Bu yapıda off-line olarak tasarlanmış bir BS tanıma modeli ile on-line eğitilen YSA tanıma modeli paralel olarak kullanılmıştır. Böylece hem eğitme esnasında model kararlılığı arttırılmış hem de sistem dinamiğinde meydana gelen değişimler daha hızlı öğrenilmiştir. Ayrıca bu yapı ile sistem hakkındaki sözel ve nümerik mevcut tüm bilgilerin kullanılması olanağı elde edilmiştir.

8. YSA'LARI VE BS'LER TEMELLİ UYARLAMALI UÇUŞ KONTROLU

8.1 Giriş

Bu bölümde hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılarak uyarlamalı PID kontrol yapısı geliştirilmiştir. Geliştirilen kontrol yapısında PID kontrolörlerin kazançları YSA'ları ve BS'ler ile on-line olarak ayarlanmaktadır. Kontrol yapısı doğrusal olmayan uçuş kontrol sistemleri geliştirmede kullanılmıştır. Kontrol sisteminde kullanılan YSA'ları ve BS'ler on-line olarak eğitilmektedir. Bu amaçla LM yöntemi kullanılmıştır.

PID kontrolörün tasarlanabilmesi için üç parametrenin belirlenmesi gerekir. Bu parametrelerin belirlenmesinde kullanılan yöntemler iki kategoride düşünülebilir. Birinci kategori de, Ziegler-Nichols yönteminde olduğu gibi parametreler önceden uygun şekilde ayarlandıktan sonra kontrol sırasında sabit tutulmaktadır (Bobal, 1995), (Gawthrop, 1986). İkinci kategoride parametreler on-line olarak ayarlanmaktadır. Bu kategoridekiler uyarlamalı PID kontrolör olarak adlandırılmaktadırlar (Zhao ve diğ., 1993). Bu çalışmada önerilen yöntemde PID kontrolör parametreleri on-line olarak YSA'ları ve BS'ler tarafından ayarlanmaktadır.

Bu bölümde öncelikle kullanılan PID kontrolör tanıtılıp ayrık zamanlı PID ifadesi verilmiştir. Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrol yapısının ayrıntıları verilmiştir. Kullanılan YSA ve BS yapıları ve eğitme prosedürü açıklanmıştır. Kontrol yapısı kullanılarak geliştirilen uçuş kontrol sistemleri tanıtılıp, performansları doğrusal olmayan benzetim çalışmaları ile gösterilmiştir.

8.2 Genel PID Kontrolör Yapısı

Basit yapısı ve geniş bir işletim aralığında gürbüzlüğü (robust) nedeni ile PID (oransal-integral-türevsel) kontrolörler endüstride en yaygın şekilde kullanılan kontrolördürler. Paralel yapıdaki PID kontrolörün zaman tanım bölgesindeki ifadesi

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t)dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \tag{8.1}$$

şeklindedir. Burada K_P, K_I ve K_D sırasıyla oransal, integral ve türevsel kazançları göstermektedir. Hata e(t)

$$e(t) = y_d(t) - y(t) \tag{8.2}$$

istenilen sistem çıkışı (y_d) ile gerçek sistem çıkışı (y) arasındaki farktır. Günümüzde hemen hemen bütün PID kontrolörler sayısal olarak gerçeklenmektedirler. PID kontrolör ifadesindeki integral işlemi yamuk alanları toplamı, türev işlemi iki hata değeri arasındaki farkın örnekleme periyoduna (T) oranı ile gösterilirse, ayrık zamanlı PID kontrolör ifadesi

$$u(k) = K_P e(k) + K_I \frac{T}{2} \sum_{n=1}^{k} (e(n-1) + e(n)) + K_D \frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \tag{8.3}$$

şeklinde elde edilir. Hata ifadesi e(k)

$$e(k) = y_d(k) - y(k) \tag{8.4}$$

çıkışın istenilen değeri ile gerçek değeri arasındaki farktır. Ayrık zamanlı integral ve türev terimlerin z-tanım bölgesindeki ifadesi

$$I(z) = Z\left\{ K_I \frac{T}{2} \sum_{n=1}^{k} (e(n-1) + e(n)) \right\} = \frac{K_I T(1+z^{-1})}{2(1-z^{-1})} E(z) \tag{8.5}$$

$$D(z) = Z\left\{ K_D \frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \right\} = \frac{K_D(1-z^{-1})}{T} E(z) \tag{8.6}$$

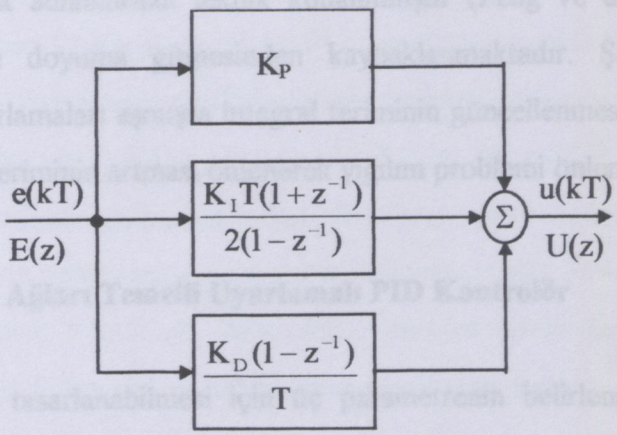
şeklinde elde edilir. Böylece PID kontrolörün z-tanım bölgesi transfer fonksiyonu

$$\frac{U(z)}{E(z)} = K_P + \frac{K_I T(1+z^{-1})}{2(1-z^{-1})} + \frac{K_D(1-z^{-1})}{T} \tag{8.7}$$

olarak elde edilir. Bu ifade

$$\frac{U(z)}{E(z)} = \frac{K_P(1-z^{-1}) + \frac{K_I T}{2}(1+z^{-1}) + \frac{K_D}{T}(1-2z^{-1}+z^{-2})}{(1-z^{-1})} \tag{8.8}$$

şekline getirilebilir. z-tanım bölgesinde paralel yapıdaki PID kontrolör şekil 8.1'de gösterilmektedir.



Şekil 8.1 Ayrık zamanlı paralel PID kontrolör

(8.8) ifadesinden ters z-dönüşümü ile

$$u(kT) = u((k-1)T) + K_P(e(kT) - e((k-1)T)) + \frac{K_I T}{2}(e(kT) + e((k-1)T)) + \frac{K_D}{T}(e(kT) - 2e((k-1)T) + e((k-2)T)) \tag{8.9}$$

ayrık zamanlı PID kontrolör ifadesi artımsal formda elde edilir. Gösterim basitliği için kT örnekleme zamanları yerine k kullanılabilir.

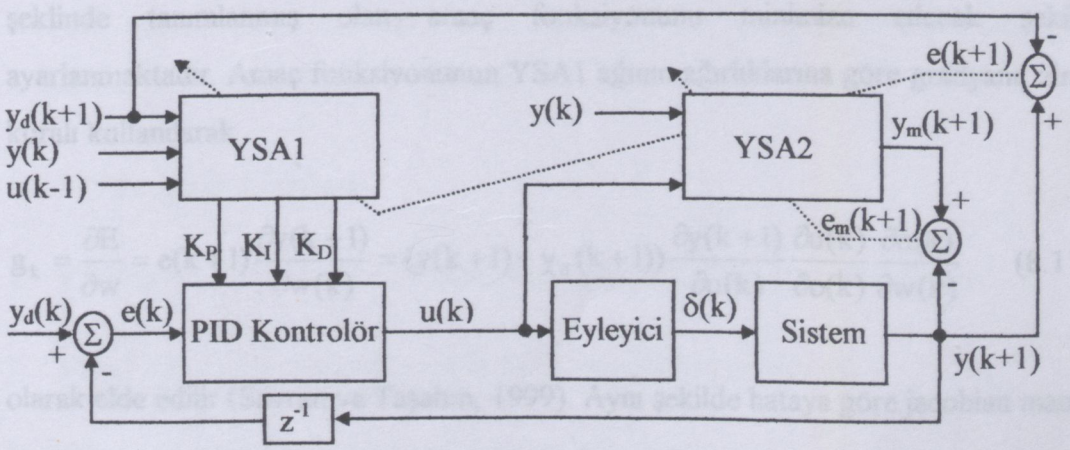
PID kontrolör ile karşılaşılan problemlerden birisi kontrol edilen sistemde bulunan eyleyicilerin genlik ve hız sınırlamalarından kaynaklanan yığılım (windup) problemidir. Kapalı çevrim kontrol sisteminde referans işaretinde (setpoint) meydana gelecek pozitif bir basamak değişimi ile, eğer K_p sıfırdan büyük ise kontrol işaretinde bir sıçrama meydana gelir. Bu durumda eyleyici çıkışı eyleyici girişi u'dan daha küçük olur ve sistem çıkışı y'de sınırlamasız duruma göre daha yavaş değişir. Sistem çıkışının

yavaş değişmesi sebebiyle hata e yavaşça azalır. Kontrolörün integral terimi sınırlamasız duruma göre çok daha fazla artar ve çok büyük hale gelir. Büyük integral teriminden dolayı çıkış referansa yaklaşmış olsa bile eyleyici hala doyumda kalır. Uzun bir süre sonra ancak hata negatif olunca doyumdan çıkar. Buda sistem çıkışında büyük bir aşım ve oturma zamanına sebebiyet verir. Sınırlamasız duruma göre, kapalı çevrim performansta meydana gelen bu azalmaya yığılım(windup) denir.

Bu çalışmada yığılım problemi ile başa çıkmak amacı ile şartlı integrasyon (conditional integration) olarak adlandırılan teknik kullanılmıştır (Peng ve diğ., 1996). Yığılım integral teriminin doyuma gitmesinden kaynaklanmaktadır. Şartlı integrasyonda eyleyici çıkışı sınırlamaları aşmışsa integral teriminin güncellenmesi durdurulmaktadır. Böylece integral teriminin artması önlenerek yığılım problemi önlenmektedir.

8.3 Yapay Sinir Ağları Temelli Uyarlamalı PID Kontrolör

PID kontrolörün tasarlanabilmesi için üç parametrenin belirlenmesi gerekir. Şekil 8.2'de PID parametrelerinin uyarlamalı olarak belirlenmesi için YSA'ları temelli bir yapı gösterilmektedir. Bu yapıda PID kontrolörün parametreleri on-line olarak eğitilen bir YSA tarafından sağlanmaktadır. Bu yapıda YSA'ları ile sistem dinamiğinde meydana gelen değişimlere göre PID kontrolör parametreleri ayarlanmaktadır. Böylece uyarlamalı bir PID kontrolör yapısı elde edilmiştir. Şekilden görüldüğü gibi kontrol mimarisi temel olarak üç birimden oluşmaktadır. Bunlar YSA1 ağı, YSA2 ağı ve PID kontrolör birimleridir.



Şekil 8.2 YSA'ları temelli uyarlamalı PID kontrolör yapısı

YSA2 olarak adlandırılan ağ sistemin ileri modelini göstermektedir. Normal olarak YSA2 ağı off-line olarak önceden giriş çıkış verileri kullanılarak eğitilebilmektedir. Ancak bu çalışmada kısım (7.5)'de anlatılan yığıt kullanarak öğrenme yöntemi ile on-line olarak eğitilmeye devam edilmektedir. Bu şekilde sistem parametrelerinde meydana gelecek değişmeler model tarafından öğrenilmektedir. Böyle bir yapı doğrusal olmayan ve parametreleri zamanla değişen uçak için oldukça uygun bir yapıdır. Ayrıca bu şekilde off-line öğrenmeli yapıya göre daha az nöron ile modelleme gerçekleştirilebilmektedir. Ağın on-line olarak eğitilmesi için her yeni ölçümde yığıt elemanları birer birim kaydırılarak yığıtın ilk birimi boşaltılmakta ve boşalan bu birime yeni yapılan ölçüm (pattern) yerleştirilmektedir. Böylece yığıtın son biriminde bulanan yani yığıta ilk giren veri yığıttan ayrılmış olmaktadır. Bu şekilde yığıtta o andaki ve belirli bir süre geçmişteki giriş çıkış verileri depolanmış olmaktadır. Yığıtta bulunan bu veriler ile YSA2'nın eğitilmesine yeni ölçüm gelinceye kadar devam edilmektedir. Bu şekilde eğitilmiş olan YSA2 ağı, kontrolörün parametrelerini kestiren YSA1 ağının eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianının kestirimini sağlar.

YSA1 olarak adlandırılan ağ PID parametrelerinin kestirilmesinde kullanılmaktadır. YSA1'in girişine sistem çıkışının istenilen değeri, sistem çıkışı ve kontrol büyüklüğünün geçmiş değeri gibi istenilen değerin, çıkışın, kontrol büyüklüğünün ve hatanın çeşitli formları uygulanabilir. Ağın çıkışı PID parametreleridir. Ağın ağırlıkları

$$E = \frac{1}{2}e^2(k+1) = \frac{1}{2}(y(k+1) - y_d(k+1))^2 \tag{8.10}$$

şeklinde tanımlanmış olan amaç fonksiyonunu minimize edecek şekilde ayarlanmaktadır. Amaç fonksiyonunun YSA1 ağının ağırlıklarına göre gradyanı, zincir kuralı kullanılarak

$$g_k = \frac{\partial E}{\partial w} = e(k+1)\frac{\partial y(k+1)}{\partial w(k)} = (y(k+1) - y_d(k+1))\frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}\frac{\partial u(k)}{\partial o(k)}\frac{\partial o(k)}{\partial w(k)} \tag{8.11}$$

olarak elde edilir (Savran ve Taşaltın, 1999). Aynı şekilde hataya göre jacobian matrisi

$$J_k = \frac{\partial e(k+1)}{\partial w(k)} = \frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}\frac{\partial u(k)}{\partial o(k)}\frac{\partial o(k)}{\partial w(k)} \tag{8.12}$$

olarak elde edilir. Bu ifadelerde $\frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}$ terimi sistemin Jacobianı olarak adlandırılır ve YSA2 ağı ile belirlenir. o(k) YSA1 ağının çıkışlarını yani kestirilen PID parametrelerini göstermektedir. $o_1(k)=K_P$, $o_2(k)=K_I$ ve $o_3(k)=K_D$ için

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_1(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_P(k)} = e(k) \tag{8.13}$$

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_2(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_I(k)} = \frac{T}{2}\sum_{n=1}^{k}(e(n-1)+e(n)) \tag{8.14}$$

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_3(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_D(k)} = \frac{(e(k)-e(k-1))}{T} \tag{8.15}$$

ifadeleri elde edilir. YSA1'in ağırlıklarının değişimi Δw_k Levenberg-Marquardt metodu ile

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta w_k = -g_k \tag{8.16}$$

ifadesinden elde edilir. Burada J_k YSA1 ağının Jacobian matrisi, μ pozitif sabit ve I birim matris. Böylece ağırlıklar

$$w_{k+1} = w_k + \Delta w_k \tag{8.17}$$

şeklinde güncellenir.

Kontrol işareti, YSA1 ağı tarafından sağlanan PID kazançları kullanılarak ayrık zamanlı PID kontrolör tarafından üretilir.

8.3.1 Yöntemin Adımları

1. YSA'larının ağırlıklarına başlangıç değerlerini ata. Yığıt boyutunu belirle.
2. YSA1 ağına giriş verilerini uygula. PID parametrelerini elde et.
3. PID kontrolörü işlet. u(k) kontrol büyüklüğünü elde et.
4. u(k)'yı sisteme ve YSA2 ağına uygula, sistem çıkışı y(k+1) ve $y_m(k+1)$'i elde et.

5. Yığıttaki tüm verileri bir birim kaydırıp yığıtın ilk birimini boşaltarak yeni ölçümü yerleştir. Yığıttaki tüm verileri kullanarak YSA2 ağını eğit.

6. YSA2 ağı ile sistem Jacobianını hesapla.

7. Çıkışın istenilen değeri ile sistem çıkışı arasındaki hatayı ve Jacobian bilgisini kullanarak YSA1 ağını eğit.

8. 2. Adıma git.

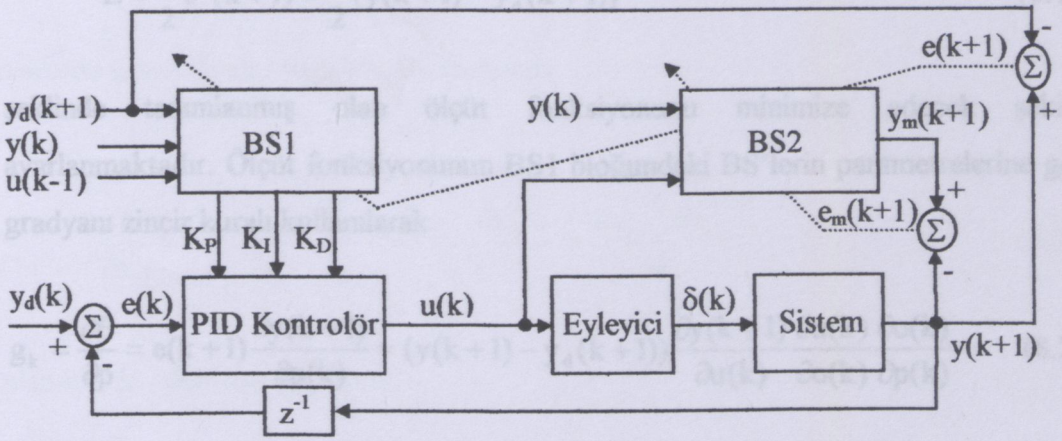
8.4 Bulanık Sistemler Temelli Uyarlamalı PID Kontrolör

Bulanık sistemler kullanılarak geliştirilen kontrolörler genel olarak kuralları önceden off-line olarak belirlenmiş kontrolörlerdir. Uçak dinamiği doğrusal olmayan ve zamanla değişen bir yapıdadır. Ayrıca önemli model belirsizlikleri de vardır. Bu nedenle kontrolörlerin on-line olarak performansını düzeltmesi gereklidir. Bu çalışmada (5.21)'de ifadesi verilen uyarlamalı bulanık sistem yapısı kullanılarak kısım (8.3)'de YSA'ları ile geliştirilen uyarlamalı PID kontrol yapısı BS'ler kullanılarak da geçekleştirilmiştir. Bu amaçla çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, merkez ortalama durulayıcı ve Gaussian üyelik fonksiyonlarından oluşan, kuralları eğitme yolu ile on-line olarak ayarlanabilen uyarlamalı BS yapıları kullanılmıştır. M kural sayısı, N giriş sayısı olmak üzere bulanık sistemin kapalı formda ifadesi

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \qquad (8.18)$$

şeklindedir (Wang,1997, s.168). Şekil 8.3'de BS temelli uyarlamalı PID kontrol yapısı gösterilmektedir. Bu yapıda BS'lerin görevi şekil 8.2'de YSA'lar ile aynıdır. BS1 bloğunda PID kontrolörlerin kazançlarının belirlenmesi için girişleri aynı olan üç ayrı BS kullanılmıştır. BS2 bloğunda, üç açısal hız değişkenini modelleyen üç ayrı BS kullanılmıştır. BS2 bloğundaki bulanık sistemlerinin görevi PID parametrelerini ayarlayan BS1 bloğundaki BS'lerin eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianının hesaplanmasıdır. Bu yapıda BS'ler ile sistem dinamiğinde meydana gelen değişimlere

göre PID kontrolör parametreleri ayarlanmaktadır. Böylece uyarlamalı bir PID kontrolör yapısı elde edilmiştir. Şekilden görüldüğü gibi kontrol mimarisi üç bloktan oluşmaktadır.



Şekil 8.3 BS temelli uyarlamalı PID kontrolör yapısı

Girişleri aynı olan üç ayrı BS'den oluşan BS2 bloğu üç açısal hız değişkeninin modellenmesinde kullanılmıştır. Normal olarak BS2 bloğundaki BS'ler off-line olarak önceden giriş çıkış verileri kullanılarak eğitilebilmektedir. Ancak sistem dinamiğinde meydana gelen değişimleri modele yansıtabilmek amacı ile on-line olarak eğitilmeye devam edilmektedir. On-line eğitme için kısım (8.3)'de YSA'ları için kullanılan yığıt kullanarak öğrenme yöntemi kullanılmıştır. Böylece off-line öğrenmeli yapıya göre daha az kural ile modelleme gerçekleştirilebilmektedir. Yığıt kullanılarak öğrenme yönteminde belirli uzunlukta bir yığıt kullanılmaktadır. Sistem giriş-çıkış değişkenlerinin her yeni ölçümünde yığıt elemanları birer birim kaydırılarak yığıtın ilk birimi boşaltılmakta ve boşalan bu birime yeni ölçüm yerleştirilmektedir. Böylece yığıtın son biriminde bulanan yani yığıta ilk giren paternde yığıttan ayrılmış olmaktadır. Bu şekilde yığıtta o andaki ve belirli bir süre geçmişteki giriş çıkış verileri depolanmış olmaktadır. Yığıtta bulunan bu veriler ile BS2 bloğundaki BS'lerin eğitilmesine yeni ölçüm gelinceye kadar devam edilmektedir. Bu şekilde eğitilmiş olan BS2 bloğundaki BS'ler kontrolörün parametrelerini kestiren BS1 bloğundaki BS'lerin eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianını sağlarlar.

BS1 bloğunda bulunan herbir BS PID kontrolörün kazançlarından birinin kestirilmesinde kullanılmaktadır. BS'lerin girişine sistem çıkışının istenilen değeri,

sistem çıkışı ve kontrol büyüklüğünün geçmiş değeri gibi istenilen değerin, çıkışın, kontrol büyüklüğünün ve hatanın çeşitli formları uygulanabilir. BS'lerin parametreleri

$$E = \frac{1}{2}e^2(k+1) = \frac{1}{2}(y(k+1) - y_d(k+1))^2 \tag{8.19}$$

şeklinde tanımlanmış olan ölçüt fonksiyonunu minimize edecek şekilde ayarlanmaktadır. Ölçüt fonksiyonunun BS1 bloğundaki BS'lerin parametrelerine göre gradyanı zincir kuralı kullanılarak

$$g_k = \frac{\partial E}{\partial p} = e(k+1)\frac{\partial y(k+1)}{\partial p(k)} = (y(k+1) - y_d(k+1))\frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}\frac{\partial u(k)}{\partial o(k)}\frac{\partial o(k)}{\partial p(k)} \tag{8.20}$$

olarak elde edilir. Benzer şekilde hataya göre jacobian matrisi

$$J_k = \frac{\partial e(k+1)}{\partial p(k)} = \frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}\frac{\partial u(k)}{\partial o(k)}\frac{\partial o(k)}{\partial p(k)} \tag{8.21}$$

şeklinde hesaplanır. Bu ifadelerde $\frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}$ Jacobianının hesaplanması için BS2 bloğundaki BS'ler kullanılmaktadır. BS1 ve BS2 bloğundaki bütün bulanık sistemler; çarpım çıkarım birimi, singleton bulanıklaştırıcı, ve merkez ortalama durulayıcı ve Gaussian üyelik fonksiyonlarından oluşmaktadır. M kural sayısı, N giriş sayısı olmak üzere bulanık sistemin kapalı formda ifadesi

$$f(x) = \frac{\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)}{\sum_{l=1}^{M} \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2)} \tag{8.22}$$

şeklindedir. $\frac{\partial y(k+1)}{\partial u(k)}$ ifadesinin BS ile kestrimi $\frac{\partial f}{x_i}$ şeklindedir. Bu amaçla

$$z^l = \prod_{i=1}^{N} \exp(-\frac{1}{2}(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^l})^2) \tag{8.23}$$

$$a = \sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l z^l \tag{8.24}$$

$$b = \sum_{l=1}^{M} z^l \tag{8.25}$$

$$f = \frac{a}{b} \tag{8.26}$$

şeklinde tanımlamalar yapalım. Bu durumda

$$\frac{\partial f}{\partial x_i} = \frac{\frac{\partial a}{\partial x_i} b - \frac{\partial b}{\partial x_i} a}{b^2} = \frac{\frac{\partial a}{\partial x_i} - \frac{\partial b}{\partial x_i} \frac{a}{b}}{b} = \frac{\frac{\partial a}{\partial x_i} - \frac{\partial b}{\partial x_i} f}{b} \tag{8.27}$$

olarak elde edilir. Bu ifadelerde

$$\frac{\partial a}{\partial x_i} = \sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l \frac{\partial z^l}{\partial x_i} = -\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l z^l \left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^{l2}}\right) \tag{8.28}$$

$$\frac{\partial b}{\partial x_i} = \sum_{l=1}^{M} \frac{\partial z^l}{\partial x_i} = -\sum_{l=1}^{M} z^l \left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^{l2}}\right) \tag{8.29}$$

terimleri yerine konursa

$$\frac{\partial f}{\partial x_i} = \frac{-\sum_{l=1}^{M} \bar{y}^l z^l \left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^{l2}}\right) + \sum_{l=1}^{M} z^l \left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^{l2}}\right) f}{b} = \sum_{l=1}^{M} \frac{f - \bar{y}^l}{b} z^l \left(\frac{x_i - \bar{x}_i^l}{\sigma_i^{l2}}\right) \tag{8.30}$$

şeklinde elde edilir. BS1 bloğundaki BS'lerin çıkışları. $o_1(k)=K_P$, $o_2(k)=K_I$ ve $o_3(k)=K_D$ için

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_1(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_P(k)} = e(k) \tag{8.31}$$

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_2(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_I(k)} = \frac{T}{2} \sum_{n=1}^{k} (e(n-1) + e(n)) \tag{8.32}$$

$$\frac{\partial u(k)}{\partial o_3(k)} = \frac{\partial u(k)}{\partial K_D(k)} = \frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \tag{8.33}$$

ifadeleri elde edilir. BS1 bloğundaki BS'lerin parametrelerinin değişimi Δp_k Levenberg-Marquardt metodu ile

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta p_k = -g_k \tag{8.34}$$

ifadesinden elde edilir. Burada J_k Jacobian matrisi, μ_k pozitif sabit ve I birim matristir. Böylece parametreler

$$p_{k+1} = p_k + \Delta p_k \tag{8.35}$$

şeklinde güncellenir.

Kontrol işareti, BS1 bloğundaki BS'ler tarafından sağlanan PID kazançları kullanılarak ayrık zamanlı PID kontrolör tarafından üretilir.

8.4.1 Yöntemin Adımları

1. BS'lerin parametrelerinin başlangıç değerlerini ata. Yığıt boyutunu belirle.
2. BS1 bloğundaki BS'lere giriş verilerini uygula. PID parametrelerini elde et.
3. PID kontrolörü işlet. u(k) kontrol büyüklüğünü elde et.
4. u(k) işaretini sisteme ve BS2 bloğundaki BS'lere uygula, sistem çıkışı y(k+1) ve y_m(k+1)'i elde et.
5. Yığıttaki tüm verileri bir birim kaydırıp yığıtın ilk birimini boşaltarak yeni ölçümü yerleştir. Yığıttaki tüm verileri kullanarak BS2 bloğundaki BS'leri eğit.
6. BS2 bloğundaki BS'ler ile sistem Jacobianını hesapla.
7. Çıkışın istenilen değeri ile sistem çıkışı arasındaki hatayı ve Jacobian bilgisini kullanarak BS1 bloğundaki BS'leri eğit.
8. 2. Adıma git.

8.5 Doğrusal Olmayan Uyarlamalı Uçuş Kontrolü

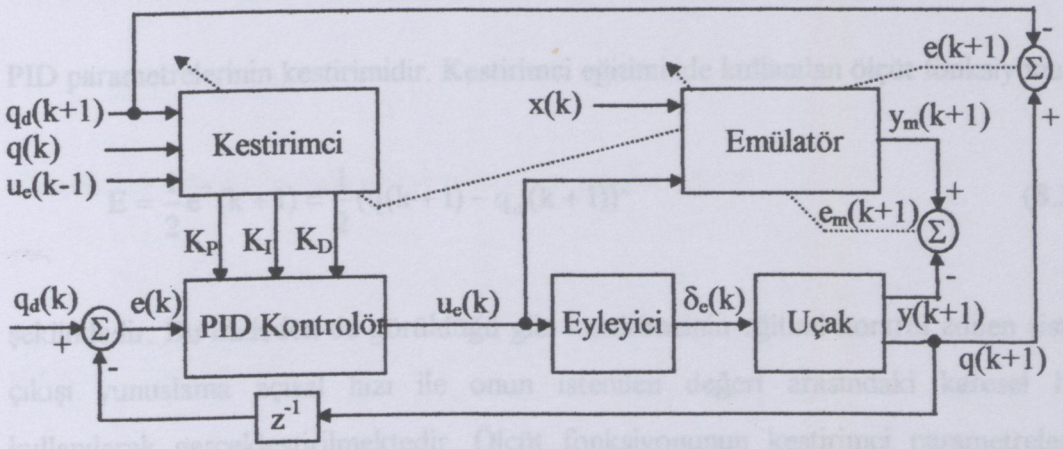
Yüksek performanslı uçaklar çok geniş bir uçuş zarfında uçarlar. Ayrıca bu uçaklarda pilot uçağın performans limitlerinde manevra yapmak zorundadır. Geleneksel olarak uçuş kontrol sistemleri çeşitli uçuş koşullarında doğrusallaştırılmış matematiksel modeller kullanılarak tasarlanmaktadır. Uçak hareket değişkenleri ölçülerek geribesleme kazançları üzerinden kontrol yüzeyi eyleyicilerine uygulanmaktadır. Geribesleme kazançlarının ayarlanma işlemi kazanç atama olarak adlandırılır. Kazanç atamalı kontrol yapısında irtifa, Mach sayısı gibi değişkenlere bağlı olarak gerçek zamanda kazançları atanan doğrusal kontrolörler kullanılmaktadır. Bu yapıda kontrolör tasarımı sınırlı sayıda doğrusal zamanla değişmeyen model kullanılarak off-line olarak yapıldığından aşırı kazanç hesaplamaya ihtiyaç vardır. Kazanç atamalı kontrol yaklaşımında kazançlar önemli miktarda hafiza birimi kaplayan çok boyutlu tablolarda saklanmaktadır. Bunun yanısıra tablolarda bulunmayan değerler için ek hesaplama külfeti getiren interpolasyon ve extrapolasyon hesaplamalarına ihtiyaç vardır. Bu çalışmada geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli yaklaşımda doğrusallaştırmaya ihtiyaç duymayan, on-line öğrenme ile performansını iyileştiren, kazanç depolamaya ve interpolasyon hesaplamalarına ihtiyaç duymadığı için hafiza kullanımı ve hesaplama külfeti açısından etkin olan bir kontrol yapısı elde edilmiştir.

Uçuş kontrol sistemlerinde iç döngüde kontrol edilen temel büyüklükler açısal hızlardır. Açısal hız bileşenleri hem kararlılık artırım sistemlerinde hemde kontrol artırım sistemlerinde kontrol edilen değişkenlerdir. Bu bölümde hem otopilot sistemlerinin iç döngüsünde kullanılabilen hemde yunuslama yalpa ve sapma açısal hızı komutlarının doğrudan uygulanmasına imkan tanıyan uyarlamalı uçuş kontrol sistemleri tasarlanmıştır. Kontrol sistemleri hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılarak gerçeklenmiştir.

Geliştirilen uyarlamalı PID kontrolörler üç açısal hızın kontrolü için kullanılmıştır. Her üç kanal içinde üç ayrı kontrolör geliştirilmiştir.

8.6 Yunuslama Açısal Hızı Kontrol Sistemi

Hedefin hassas takibi gibi görevler için yunuslama açısal hız komutunun dinamik cevabı iyi olmalıdır. Bu bir yunuslama açısal hızı kontrol sistemi ile sağlanır. Yunuslama açısal hızının kontrolü aynı zamanda yaklaşım ve iniş sistemi içinde gereklidir. Şekil 8.4'de yunuslama açısal hızı kontrol sistemi yapısı gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi kontrol sistemi bir kestirimci birimi, bir emülatör birimi ve bir ayrık zamanlı PID kontrolör içermektedir.



Şekil 8.4 Yunuslama açısal hızı kontrol sistemi

Her hangi bir k anında emülatör girişine

$$x(k) = [u_a(k)\ \ u_r(k)\ \ \delta_t(k)\ \ V_T(k)\ \ \alpha(k)\ \ \beta(k)\ \ \phi(k)\ \ \theta(k)\ \ \psi(k)\ \ p(k)\ \ q(k)\ \ r(k)]^T \tag{8.36}$$

şeklinde durum değişkenleri ve kontrol girişleri uygulanmaktadır. Emülatör çıkışı üç açısal hız değişkeninin kestirimini

$$y_m(k+1) = [\hat{p}(k+1)\ \ \hat{q}(k+1)\ \ \hat{r}(k+1)]^T \tag{8.37}$$

verir. Emülatör çıkışları ile gerçek sistem çıkışları arasındaki e_m hatası emülatörün eğitilmesinde kullanılmaktadır. Emülatör off-line olarak önceden giriş çıkış verileri kullanılarak eğitilebilmektedir. Ancak bu çalışmada yığıt kullanarak öğrenme yöntemi ile on-line olarak eğitilmeye devam edilmektedir. Kontrol sisteminde emülatörün

görevi PID kontrölörün parametrelerini ayarlayan kestirimci biriminin eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianını sağlamaktır.

Kontrol sisteminde kestirimci biriminin görevi PID kazaçlarının on-line olarak ayarlanmasıdır. Kestirimci biriminin girişine k anında $q_d(k+1)$ yunuslama açısal hızının istenilen değeri, q(k) yunuslama açısal hızı ve irtifa dümeni eyleyici girişine uygulanan kontrol işaretinin geçmiş değeri $u_e(k-1)$ uygulanmaktadır. Çıkışları

$$o(k) = [K_P(k) \;\; K_I(k) \;\; K_D(k)]^T \tag{8.38}$$

PID parametrelerinin kestirimidir. Kestirimci eğitiminde kullanılan ölçüt fonksiyonu

$$E = \frac{1}{2}e^2(k+1) = \frac{1}{2}(q(k+1) - q_d(k+1))^2 \tag{8.39}$$

şeklindedir. Bu ifadeden de görüldüğü gibi kestirimcinin eğitimi kontrol edilen sistem çıkışı yunuslama açısal hızı ile onun istenilen değeri arasındaki karesel hata kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Ölçüt fonksiyonunun kestirimci parametrelerine göre gradyanı zincir kuralı kullanılarak

$$g_k = \frac{\partial E}{\partial w} = (q(k+1) - q_d(k+1)) \frac{\partial q(k+1)}{\partial u_e(k)} \frac{\partial u_e(k)}{\partial o(k)} \frac{\partial o(k)}{\partial w(k)} \tag{8.40}$$

olarak elde edilir. Burada $\frac{\partial q(k+1)}{\partial u_e(k)}$ terimi sistemin giriş çıkış duyarlılığı yada Jacobianı olarak adlandırılır ve emülatör tarafından belirlenir. o(k) kestirimci çıkışlarını yani kestirilen PID parametrelerini göstermektedir. $o_1(k)=K_P$, $o_2(k)=K_I$ ve $o_3(k)=K_D$ için

$$\frac{\partial u_e(k)}{\partial o_1(k)} = \frac{\partial u_e(k)}{\partial K_P(k)} = e(k) \tag{8.41}$$

$$\frac{\partial u_e(k)}{\partial o_2(k)} = \frac{\partial u_e(k)}{\partial K_I(k)} = \frac{T}{2}\sum_{n=1}^{k}(e(n-1) + e(n)) \tag{8.42}$$

$$\frac{\partial u_e(k)}{\partial o_3(k)} = \frac{\partial u_e(k)}{\partial K_D(k)} = \frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \tag{8.43}$$

ifadeleri elde edilir. Böylece kestimricinin eğitilmesi için gereken Jacobian matrisinin elemanları

$$J_k = \frac{\partial e(k+1)}{\partial w(k)} = \frac{\partial q(k+1)}{\partial u_e(k)} \frac{\partial u_e(k)}{\partial o(k)} \frac{\partial o(k)}{\partial w(k)} \tag{8.44}$$

olarak elde edilir. Kestirimci parametrelerindeki değişim LM yöntemi ile

$$(J_k^T J_k + \mu_k I)\Delta w_k = -J_k^T e_{k+1} \tag{8.45}$$

ifadesinden elde edilir. Böylece parametreler on-line olarak

$$w_{k+1} = w_k + \Delta w_k \tag{8.46}$$

şeklinde güncellenebilir

Kontrol sistemindeki emülatör ve kestrimci birimleri hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılarak gerçeklenmiştir. YSA'ları ile gerçekleştirilen tasarımda emülatör 13 girişli, 3 çıkışlı,1 gizli katmanı ve gizli katmanında 12 nöronu olan ileri beslemeli bir ağdır. Gizli katmanda tanjant hiperbolik, çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır. Kestirimci olarak kullanılan YSA 3 girişli, 3 çıkışlı, 1 gizli katmanı ve gizli katmanda 12 nörönu olan ileri beslemeli bir ağdır. Gizli katmanda tanjant hiperbolik, çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır.

BS'ler kullanılarak gerçekleştirilen tasarımda emülatör biriminde her bir açısal hız değişkeni için bir BS olmak üzere 3 BS kullanılmıştır. BS'lerin kural sayısı 12 olarak belirlenmiştir. Kestirimci biriminde herbir PID kazancı için bir BS olmak üzere 3 BS kullanılmıştır. Bulanık sistemlerin herbiri 3 girişli ve 12 kurala sahiptir.

Kestirimci birimi tarafından belirlenen parametreler ayrık zamanlı PID kontrolörü gerçeklemede kullanılmaktadır. Böylece irtifa dümeni eyleyici girişi

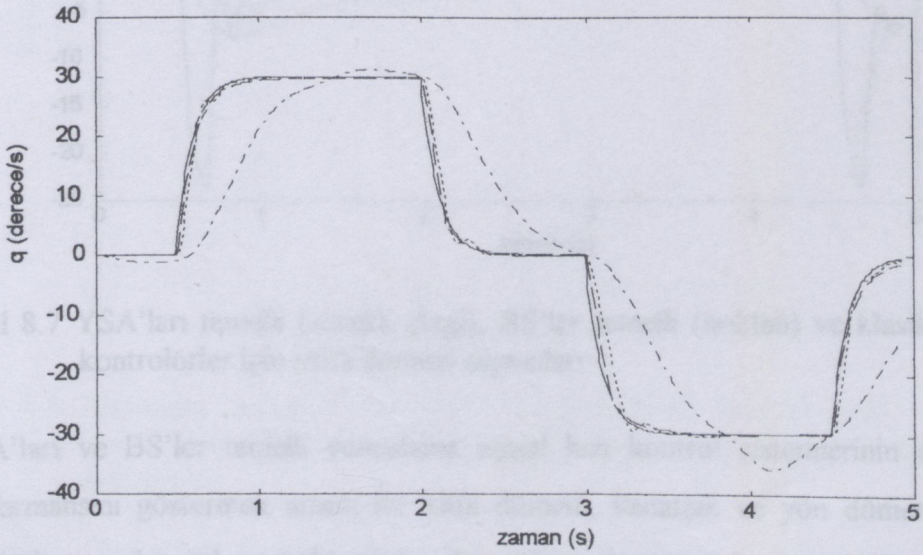
$$u_e(k) = u_e(k-1) + K_P(k)(e(k) - e(k-1)) + \frac{K_I(k)T}{2}(e(k)) + \frac{K_D(k)}{T}(e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)) \quad (8.47)$$

şeklinde artımsal formda yada

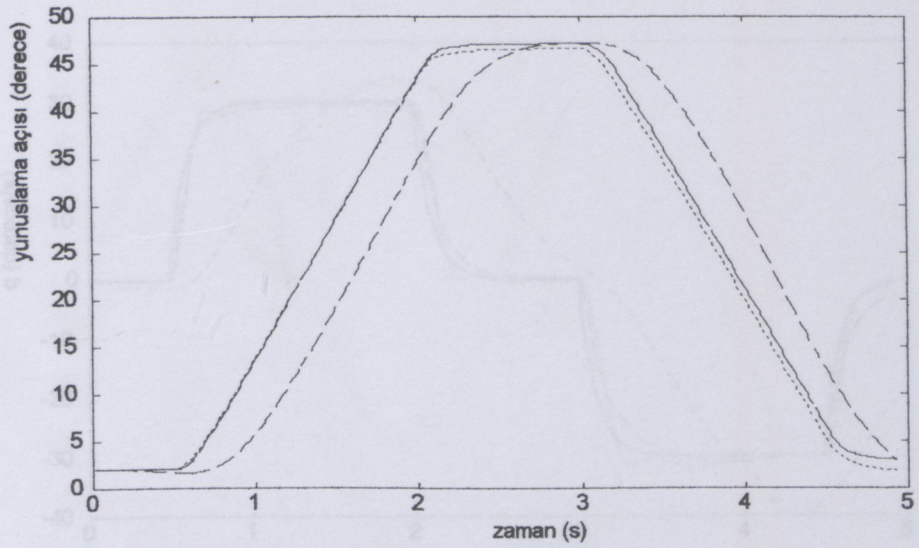
$$u_e(k) = K_P(k)e(k) + K_I(k)\frac{T}{2}\sum_{n=1}^{k}(e(n-1) + e(n)) + K_D(k)\frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \quad (8.48)$$

şeklinde mutlak formda elde edilir.

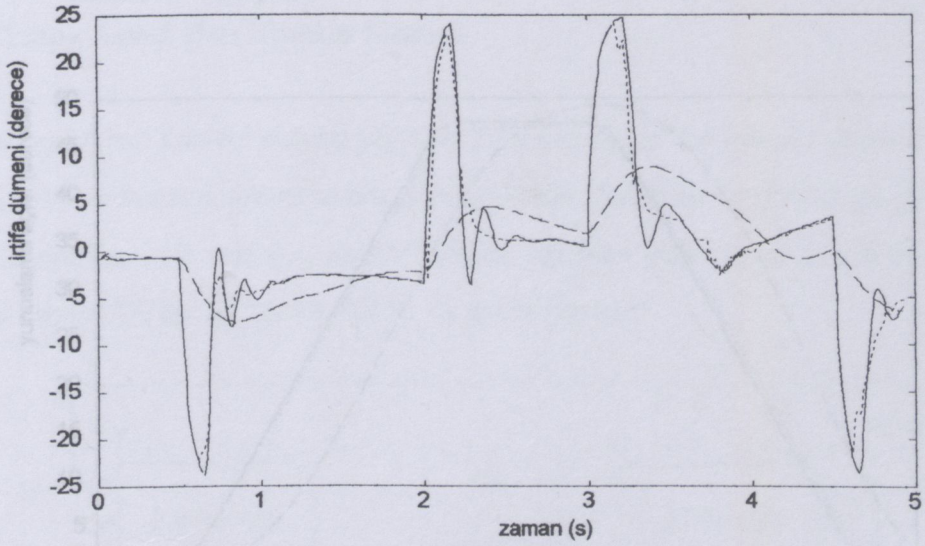
YSA'ları ve BS'ler temelli yunuslama açısal hızı kontrol sistemlerinin performansı Stevens ve Lewis (1992, s.277) tarafından verilen klasik kontrolör ile karşılaştırılmıştır. Kontrolörlerin $\pm 30^0/s$ komut cevabı şekil 8.5'de gösterilmiştir. Şekil 8.6'da bu komutlar için yunuslama açısının değişimi gösterilmektedir. Kontrol işareti irtifa dümeni sapmasının değişimi şekil 8.7'de gösterilmektedir. Şekillerden görüldüğü gibi hem YSA'ları temelli, hemde BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör performansları klasik kontrolörden daha iyidir.



Şekil 8.5 Yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) ve klasik (kesikli-noktalı) kontrolör cevapları

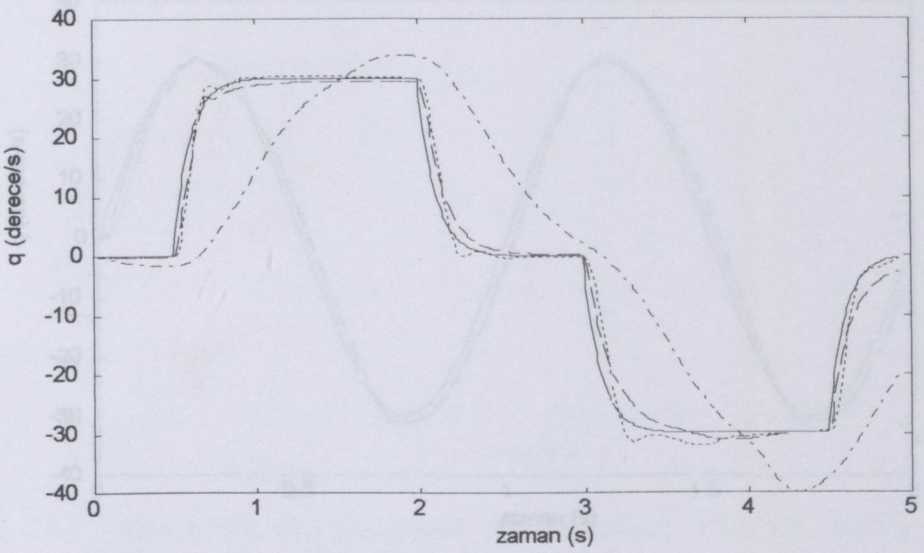


Şekil 8.6 YSA'ları temelli (sürekli çizgi), BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için yunuslama açısı değişimleri

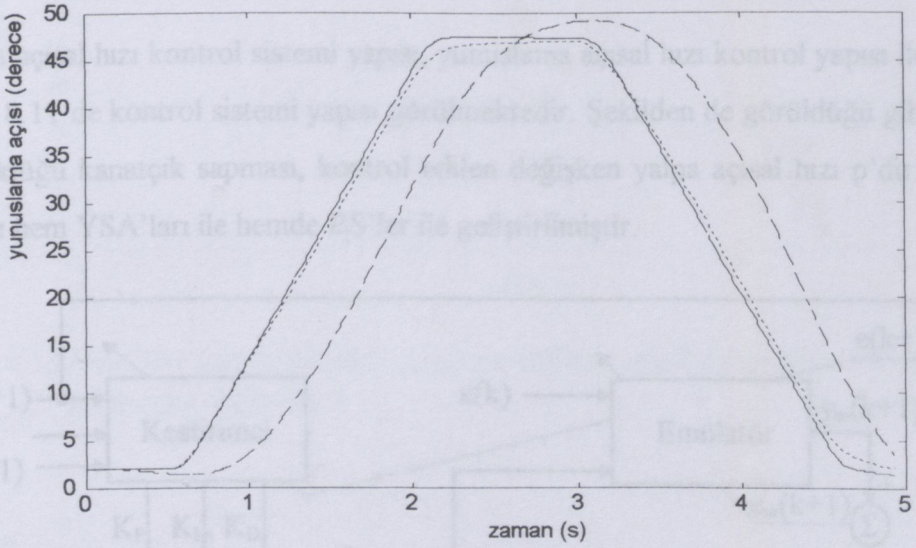


Şekil 8.7 YSA'ları temelli (sürekli çizgi), BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için irtifa dümeni sapmaları

YSA'ları ve BS'ler temelli yunuslama açısal hızı kontrol sistemlerinin uyarlanma performansını göstermek amacı ile irtifa dümeni, kanatçık ve yön dümeni eyleyici kazançları yarılanarak gerçekleştirilen benzetim çalışması için yunuslama açısal hızı cevabları şekil 8.8'de ve yunuslama açısı değişimleri şekil 8.9'da gösterilmektedir. YSA'ları temelli ve BS'ler temelli kontrol yapıları sistemde meydana gelen değişimlere uyarlanabilmektedir. Dolayısıyla klasik kontrolöre göre çok daha iyi performans elde edilmiştir.

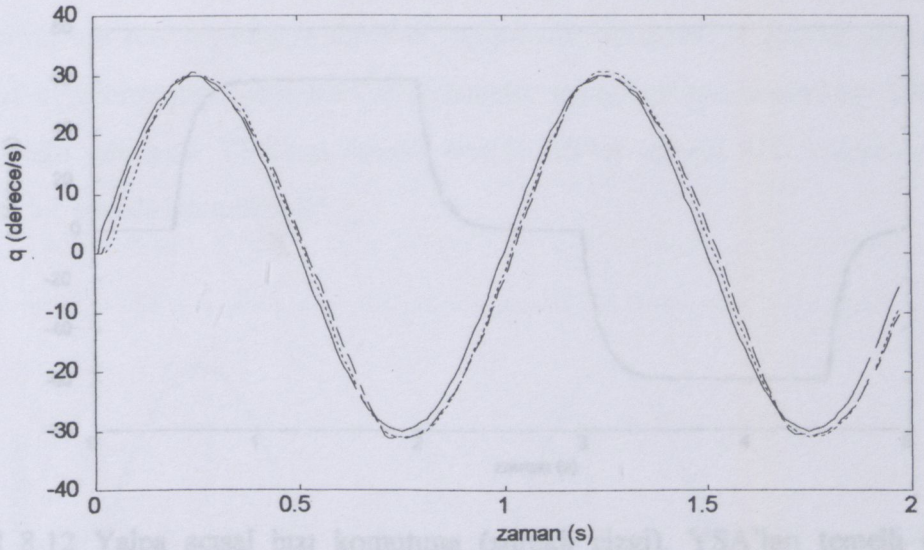


Şekil 8.8 Parametre değişimli durumda yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli).ve klasik (kesikli-noktalı) kontrolör cevapları



Şekil 8.9 Parametre değişimli durumda YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) ve klasik (kesikli) kontrolörler için yunuslama açısı değişimleri

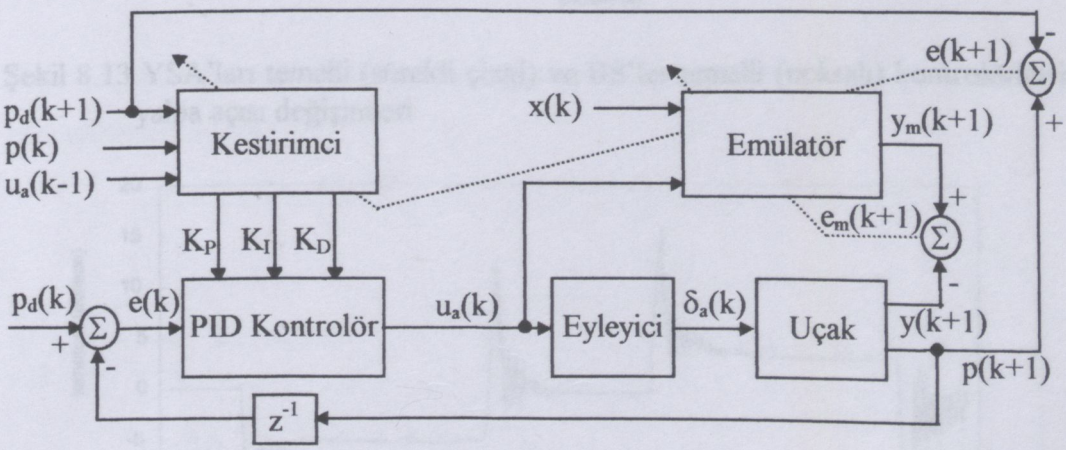
Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli yunuslama açısal hızı kontrol sisteminin performansını test etmek için diğer bir uygulama olarak 30^0/s genlikli sinüzoidal bir komut uygulanmıştır. Şekil 8.10'da kontrol sistemi cevapları görülmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi hem YSA'ları temelli hemde BS'ler temelli PID kontrolör komutu hassas bir şekilde izlemektedir.



Şekil 8.10 Sinüzoidal yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

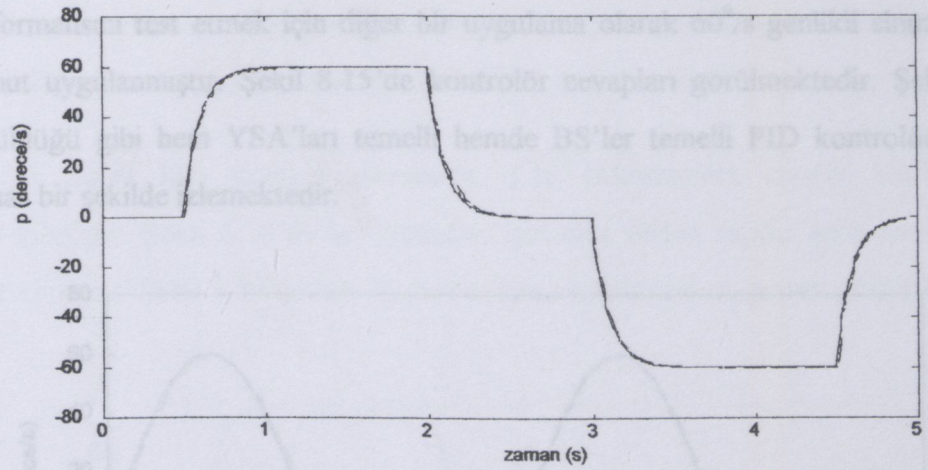
8.7 Yalpa Açısal Hızı Kontrol Sistemi

Yalpa açısal hızı kontrol sistemi yapısı, yunuslama açısal hızı kontrol yapısı ile aynıdır. Şekil 8.11'de kontrol sistemi yapısı görülmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi kontrol büyüklüğü kanatçık sapması, kontrol edilen değişken yalpa açısal hızı p'dir. Kontrol yapısı hem YSA'ları ile hemde BS'ler ile geliştirilmiştir.

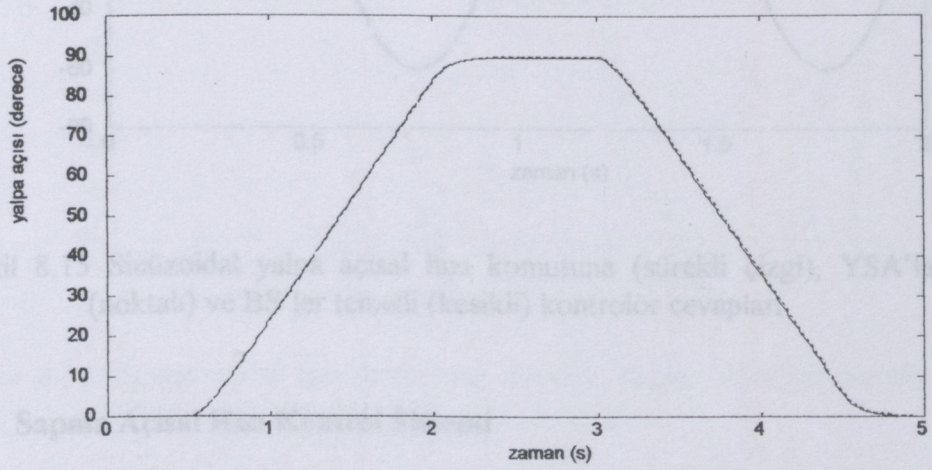


Şekil 8.11 Yalpa açısal hızı kontrol sistemi

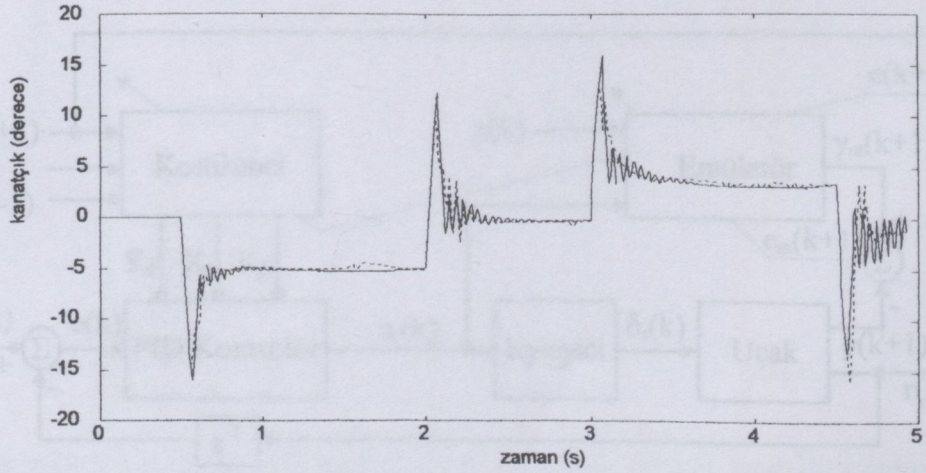
Yalpa açısal hızı kontrol sisteminin $\pm 60^0/s$ komutlara cevabı şekil 8.12'de gösterilmektedir. Bu komutlar için elde edilen yalpa açısı zaman cevabı şekil 8.13'de ve kontrol işareti kanatçık sapmasının değişimleri şekil 8.14'de gösterilmektedir.



Şekil 8.12 Yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

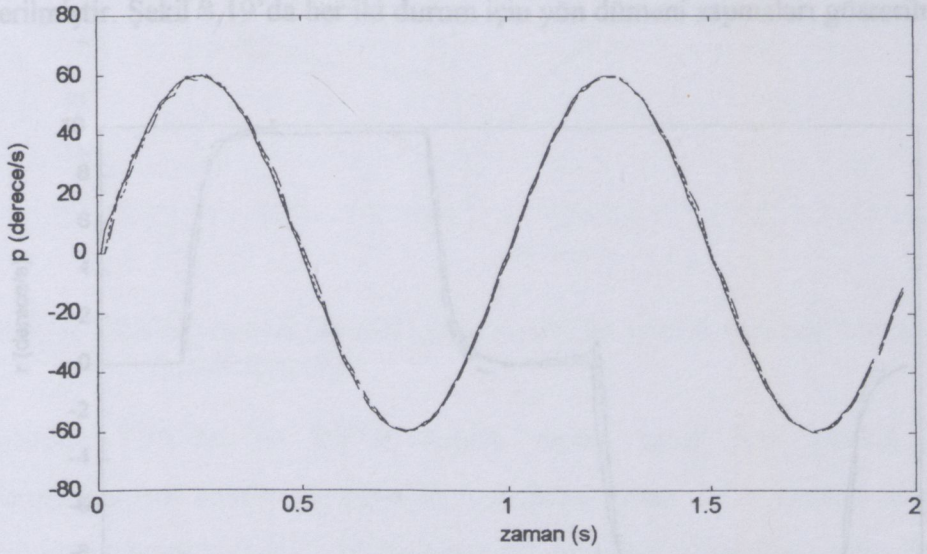


Şekil 8.13 YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yalpa açısı değişimleri



Şekil 8.14 YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için kanatçık sapmaları

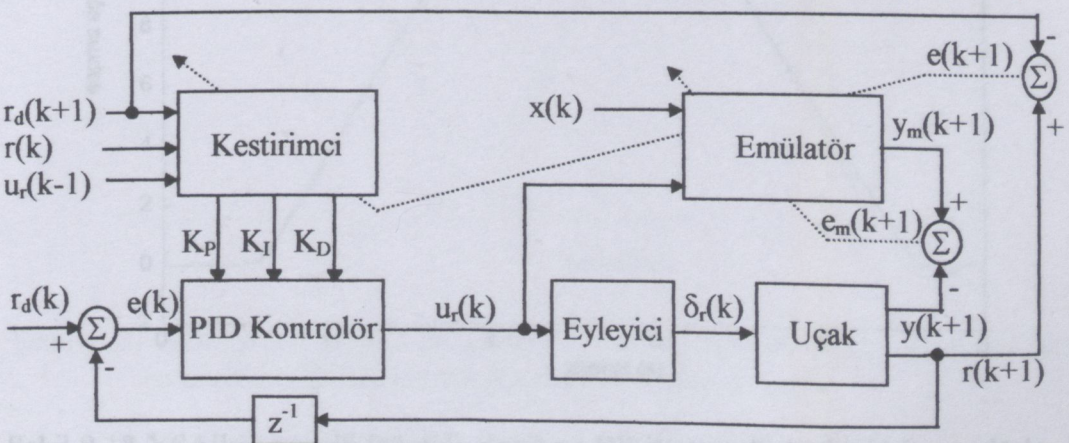
Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli yalpa açısal hızı kontrol sisteminin performansını test etmek için diğer bir uygulama olarak 60^0/s genlikli sinüzoidal bir komut uygulanmıştır. Şekil 8.15'de kontrolör cevapları görülmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi hem YSA'ları temelli hemde BS'ler temelli PID kontrolör komutu hassas bir şekilde izlemektedir.



Şekil 8.15 Sinüzoidal yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

8.8 Sapma Açısal Hızı Kontrol Sistemi

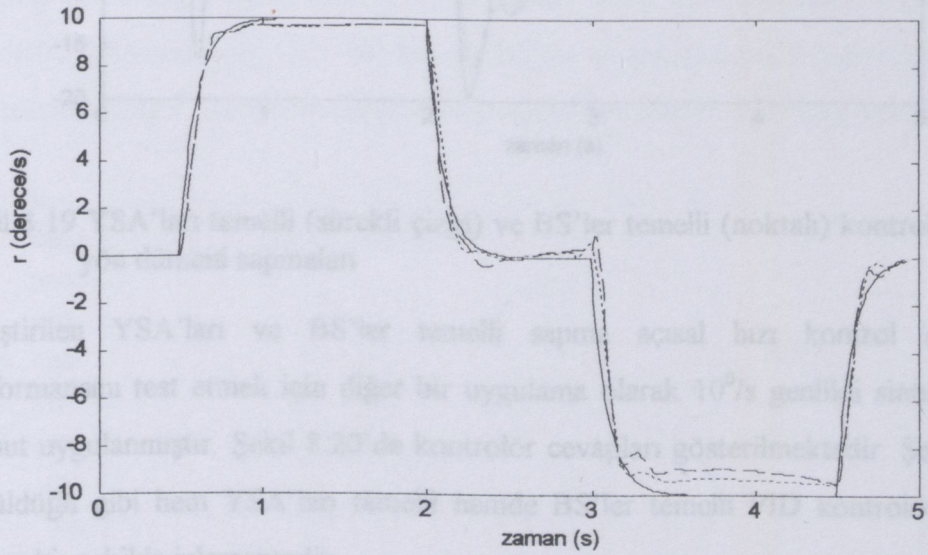
Sapma açısal hızı kontrol sistemi yapısı yunuslama açısal hızı kontrol sistemi yapısı ile hemen hemen aynıdır.



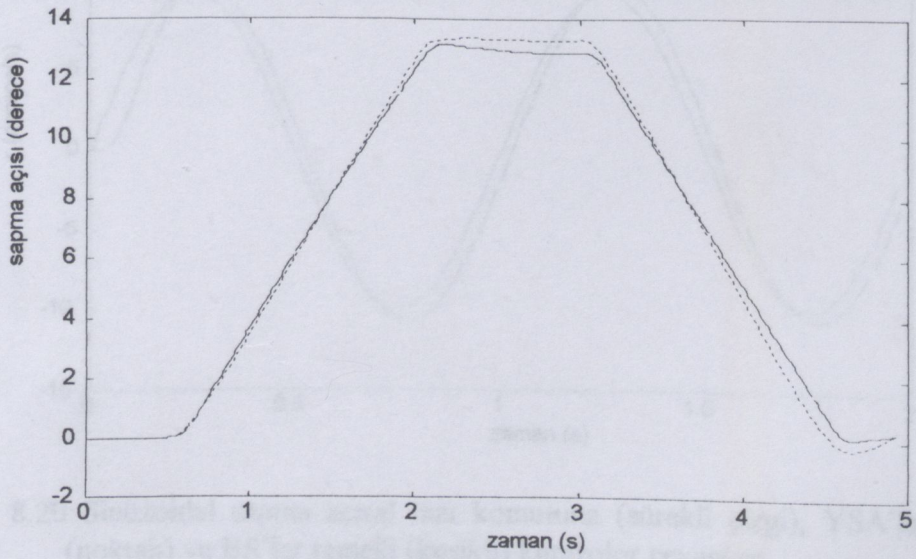
Şekil 8.16 Sapma açısal hızı kontrol sistemi

Kontrol sistemi hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Şekil 8.16'da kontrol sistemi yapısı gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi kontrol büyüklüğü yön dümeni sapması, kontrol edilen değişken sapma açısal hızı r'dir.

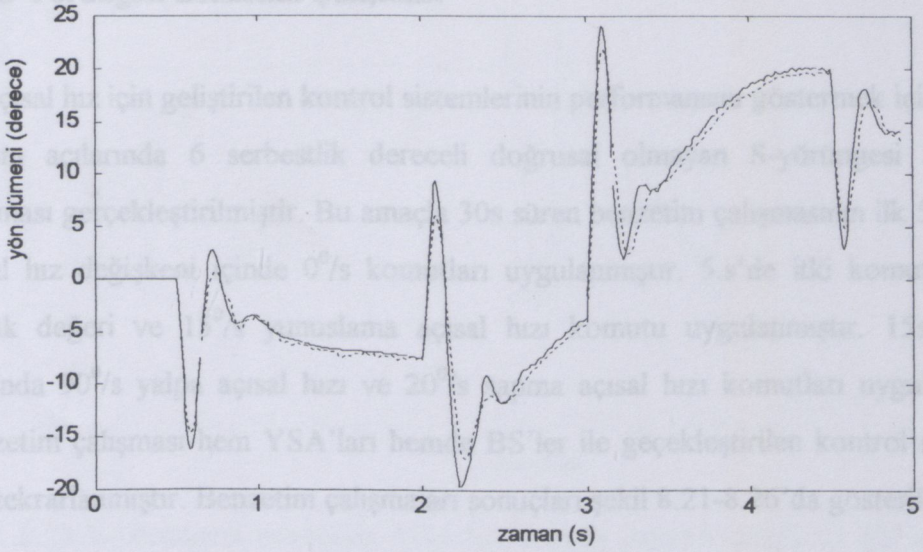
Sapma açısal hızı kontrol sisteminin $\pm 10^0/\mathrm{s}$ komutlara cevabı şekil 8.17'de gösterilmiştir. Şekil 8.18'de bu komutlar için elde edilen sapma açısı zaman cevabı gösterilmiştir. Şekil 8.19'da her iki durum için yön dümeni sapmaları gösterilmektedir.



Şekil 8.17 Sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

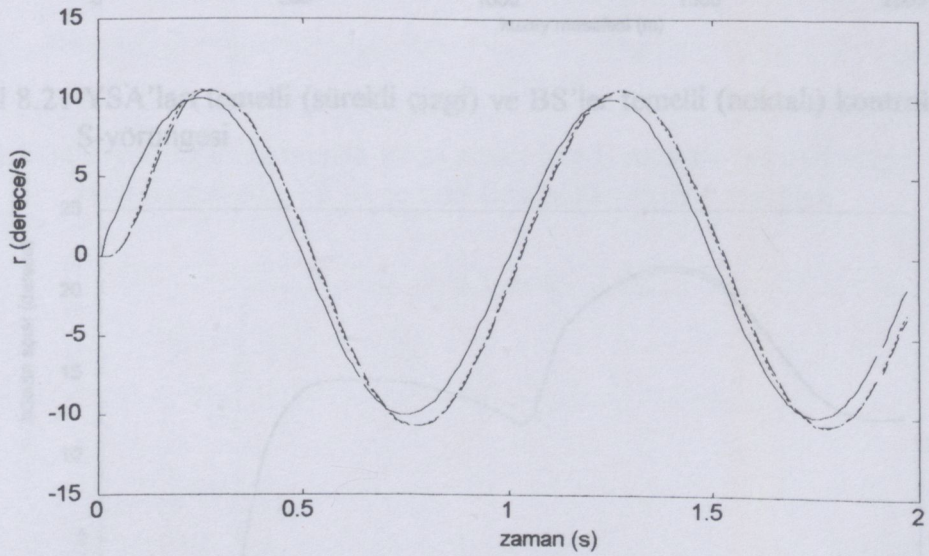


Şekil 8.18 YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için sapma açısı değişimleri



Şekil 8.19 YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yön dümeni sapmaları

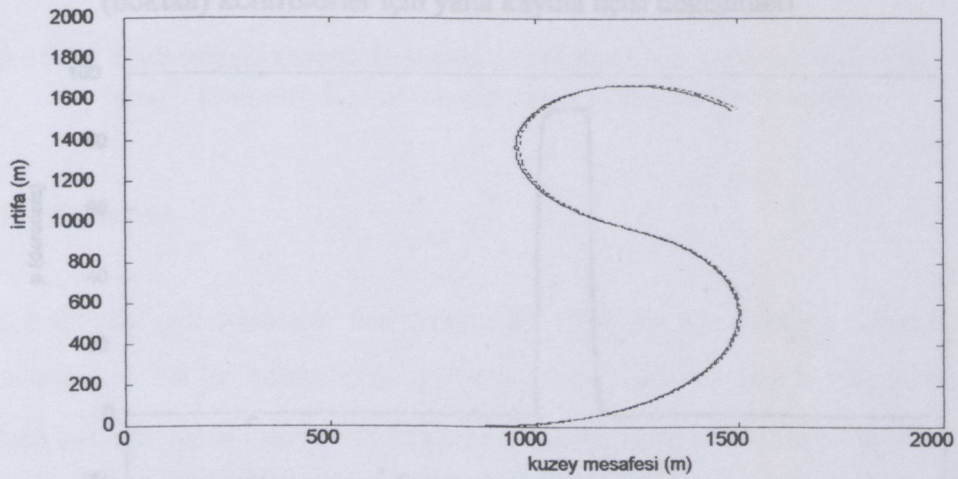
Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli sapma açısal hızı kontrol sisteminin performansını test etmek için diğer bir uygulama olarak 10^0/s genlikli sinüzoidal bir komut uygulanmıştır. Şekil 8.20'de kontrolör cevapları gösterilmektedir. Şekilden de görüldüğü gibi hem YSA'ları temelli hemde BS'ler temelli PID kontrolör komutu hassas bir şekilde izlemektedir.



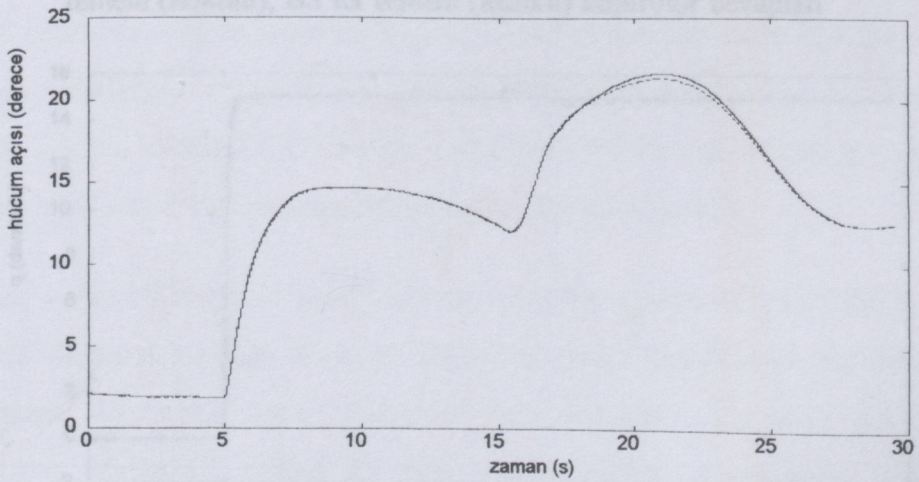
Şekil 8.20 Sinüzoidal sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı) ve BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

8.9 S-Yörüngesi Benzetim Çalışması

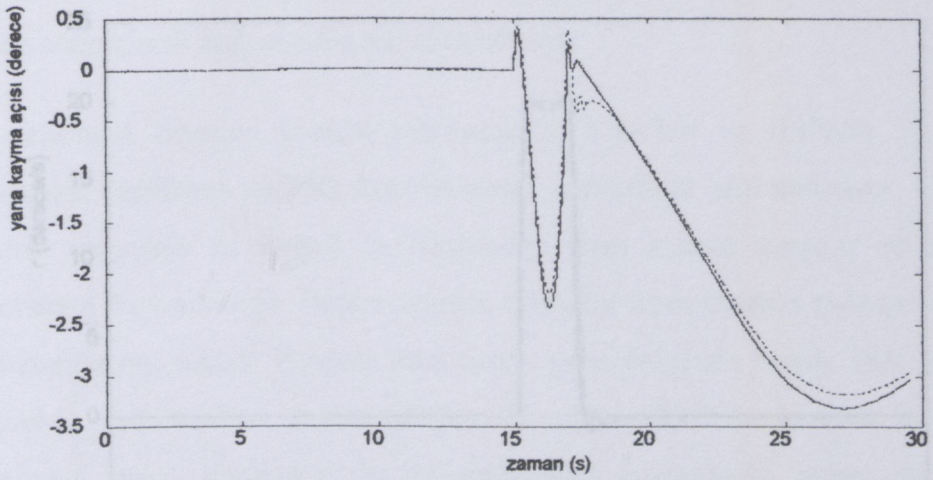
Üç açısal hız için geliştirilen kontrol sistemlerinin performansını göstermek için yüksek hücum açılarında 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan S-yörüngesi benzetim çalışması gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla 30s süren benzetim çalışmasının ilk 5s için üç açısal hız değişkeni içinde 0^0/s komutları uygulanmıştır. 5.s'de itki komutunun en büyük değeri ve 15^0/s yunuslama açısal hızı komutu uygulanmıştır. 15s ile 17s arasında 90^0/s yalpa açısal hızı ve 20^0/s sapma açısal hızı komutları uygulanmıştır. Benzetim çalışması hem YSA'ları hemde BS'ler ile geçekleştirilen kontrol sistemleri için tekrarlanmıştır. Benzetim çalışmaları sonuçları şekil 8.21-8.26'da gösterilmiştir.



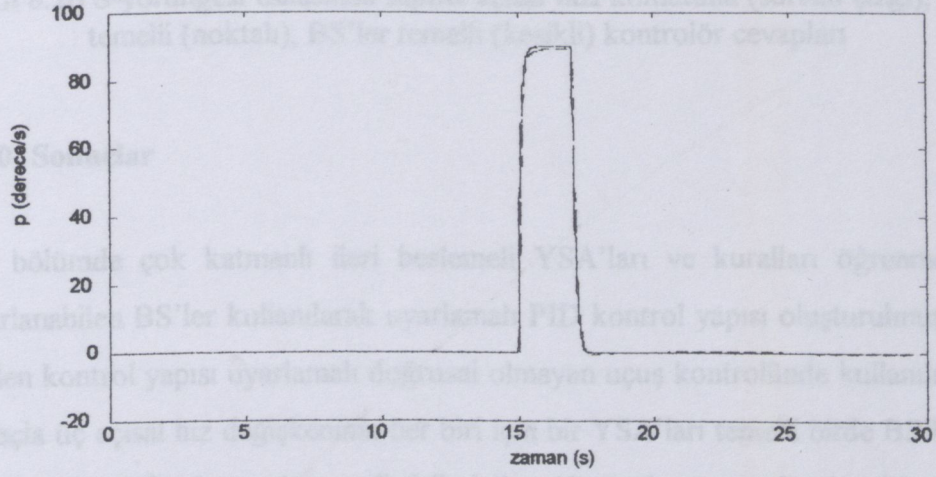
Şekil 8.21 YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için S-yörüngesi



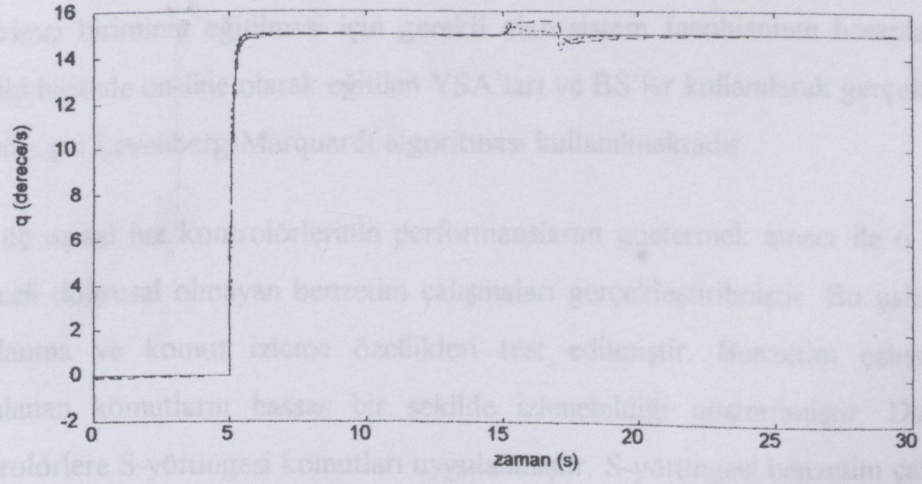
Şekil 8.22 S-yörüngesi esnasında YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için hücum açısı değişimleri



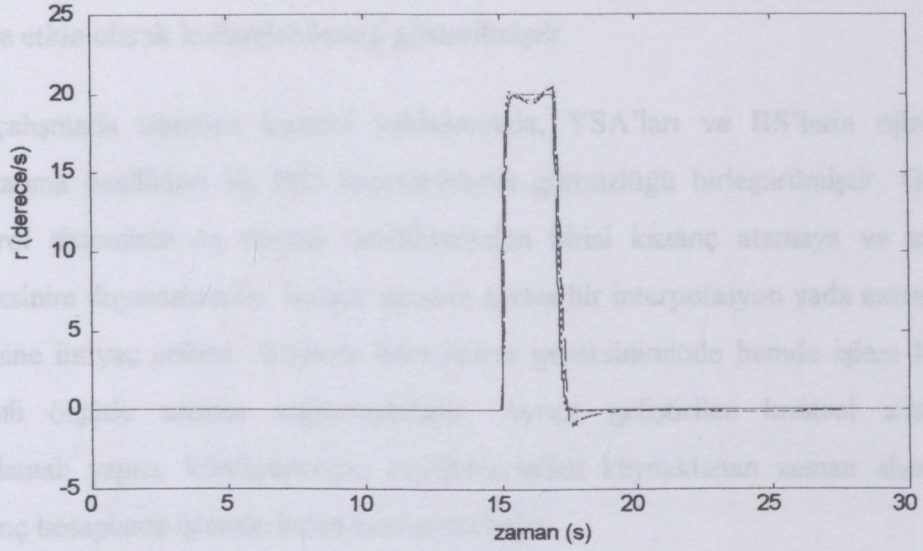
Şekil 8.23 S-yörüngesi esnasında YSA'ları temelli (sürekli çizgi) ve BS'ler temelli (noktalı) kontrolörler için yana kayma açısı değişimleri



Şekil 8.24 S-yörüngesi esnasında yalpa açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları



Şekil 8.25 S-yörüngesi esnasında yunuslama açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları



Şekil 8.26 S-yörüngesi esnasında sapma açısal hızı komutuna (sürekli çizgi), YSA'ları temelli (noktalı), BS'ler temelli (kesikli) kontrolör cevapları

8.10 Sonuçlar

Bu bölümde çok katmanlı ileri beslemeli YSA'ları ve kuralları öğrenme yoluyla ayarlanabilen BS'ler kullanılarak uyarlamalı PID kontrol yapısı oluşturulmuştur. Elde edilen kontrol yapısı uyarlamalı doğrusal olmayan uçuş kontrolünde kullanılmıştır. Bu amaçla üç açısal hız değişkeninin her biri için bir YSA'ları temelli birde BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör geliştirilmiştir. Kontrol yapısında kestirimci olarak adlandırılan birim on-line olarak PID kontrolör kazançlarını ayarlamaktadır. Emülatör olarak adlandırılan birim açısal hız değişkenlerini modellemektedir. Emülatörün görevi kestirimci biriminin eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianının hesaplanmasıdır. Her iki birimde on-line olarak eğitilen YSA'ları ve BS'ler kullanılarak gerçeklenmiştir. Eğitme için Levenberg-Marquardt algoritması kullanılmaktadır.

Her üç açısal hız kontrolörlerinin performanslarını göstermek amacı ile 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmalar ile uyarlanma ve komut izleme özellikleri test edilmiştir. Benzetim çalışmaları ile uygulanan komutların hassas bir şekilde izlenebildiği gösterilmiştir. Daha sonra kontrolörlere S-yörüngesi komutları uygulanmıştır. S-yörüngesi benzetim çalışması da başarı ile gerçekleştirilmiştir. Bütün bu çalışmalar ile YSA'ları ve BS'ler temelli

kontrol yapılarının uçuş kontrol sistemlerinde mevcut kazanç atamalı kontrolörler yerine etkin olarak kullanılabileceği gösterilmiştir.

Bu çalışmada önerilen kontrol yaklaşımında, YSA'ları ve BS'lerin öğrenme ve uyarlanma özellikleri ile PID kontrolörlerin gürbüzlüğü birleştirilmiştir. Geliştirilen kontrol sisteminin en önemli özelliklerinden birisi kazanç atamaya ve saklamaya gereksinim duymamasıdır. Bunun yanısıra ayrıca bir interpolasyon yada extrapolasyon işlemine ihtiyaç yoktur. Böylece hem hafıza gereksiniminde hemde işlem külfetinde önemli ölçüde azalma sağlanmaktadır. Ayrıca geliştirilen kontrol sistemlerinin uyarlamalı yapısı, konfigürasyon değişimlerinden kaynaklanan zaman alıcı yeniden kazanç hesaplama işlemlerinden kurtarmaktadır.

9. ZEKİ İNİŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

9.1 Giriş

Günümüzde ticari uçakların pek çoğunda otomatik iniş sistemleri mevcuttur. Özellikle görüş mesafesinin sınırlı ve hava koşullarının kötü olduğu durumlarda pilot tarafından uçağın indirilmesi oldukça zor bir iştir. Böyle durumlar için otomatik iniş sistemlerine ihtiyaç vardır. Aynı zamanda bu sistemler pilotlara göre daha yumuşak iniş sağlayarak yolcuların rahatsız olmasını ve iniş takımlarının zarar görmesini önlerler. Otomatik iniş sistemleri hava alanlarındaki ILS (Instrument Landing System)'lerle birlikte çalışırlar. ILS radyo vericileri ile uçağa optimal bir iniş yörüngesi sağlar. Pist yüzeyinden yaklaşık 15m (50ft) yükseklikte flare başlatılarak uçağın burnu kaldırılıp, hızı azaltılarak yumuşak bir iniş sağlanır.

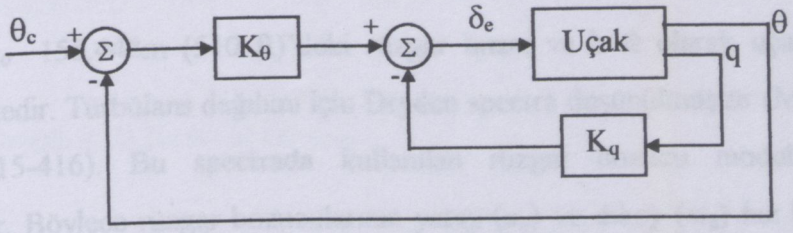
Bu bölümde geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler iniş kontrol sistemi geliştirmek amacıyla kullanılmıştır. Kontrolör performansları rüzgar bozucularına maruz ticari bir uçağın iniş kontrol problemine uygulanarak test edilmiştir.

9.2 Uçak Modeli

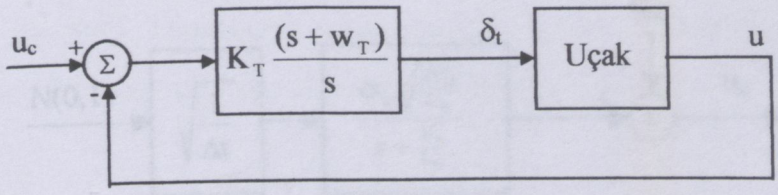
Uçak modeli, ticari bir uçağın boylamasına hareketini gösteren doğrusal bir modeldir (Miller ve diğ., 1992, s.403-424). Model eşitlikleri

$$
\begin{aligned}
\dot{u} &= X_u(u-u_g) + X_w(w-w_g) + X_q q - g(\pi/180)\cos\gamma_0\theta + X_e\delta_e + X_t\delta_t \\
\dot{w} &= Z_u(u-u_g) + Z_w(w-w_g) + (Z_q - (\pi/180)U_0)q + g(\pi/180)\sin\gamma_0\theta \\
&\quad + Z_e\delta_e + Z_t\delta_t \\
\dot{q} &= M_u(u-u_g) + M_w(w-w_g) + M_q q + M_e\delta_e + M_t\delta_t \\
\dot{\theta} &= q \\
\dot{h} &= -w + (\pi/180)U_0\theta
\end{aligned}
\tag{9.1}
$$

şeklindedir. Burada u boylamsal hız bileşeni , w düşey hız bileşeni , q yunuslama açısal hızı, θ yunuslama açısı, h irtifa, δ_e irtifa dümeni sapması, δ_t itki komutu, u_g yatay rüzgar hızı ve w_g dikey rüzgar hızıdır. X_u, X_w, X_q, X_e, X_t, Z_u, Z_w, Z_q, Z_e, Z_t, M_u, M_w, M_q, M_e, M_t kararlılık ve kontrol türevleridir. U_0, γ_0, g sırasıyla nominal hız, uçuş yörünge açısı ve yerçekimi ivmesidir. Uçak modeli iki geribeslemeli kontrolör içerir. Bunlar yunuslama (açısı) ve itki otopilotlarıdır. Şekil 9.1'de yunuslama otopilotu gösterilmektedir. Yunuslama otopilotunun görevi uygulanan komuta yeterince hızlı yunuslama cevabı sağlarken uçağın titreşimli davranışını söndürmektir. Uçağın alçalışı yunuslama otopilotuna gerekli yunuslama komutu (θ_c) uygulanarak gerçekleştirilir. Yunuslama komutu tasarlanan kontrolörler ile sağlanır. Şekil 9.2'de itki otopilotu gösterilmektedir. İtki otopilotunun görevi uçağın hızını sabit tutmaktır.



Şekil 9.1 Yunuslama otopilotu



Şekil 9.2 İtki otopilotu

9.3 Rüzgar Bozucularının Modellenmesi

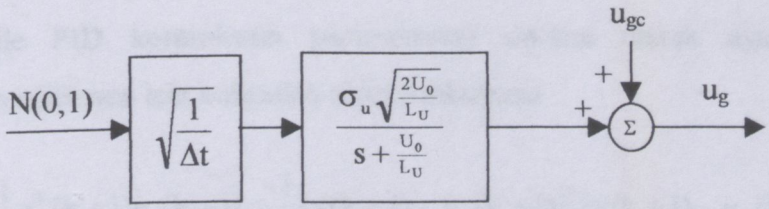
Bir uçak otomatik olarak kontrol edildiği zaman hareketi , manevra komutları , atmosferik etkiler ile sistem ve algılayıcılardan kaynaklanan gürültüler tarafından etkilenir. Manevra komutları pilot yada güdüm sistemi tarafından sağlanır. Bu girişler otomatik uçuş kontrol sistemlerinin girişleridirler ve uçağın yörüngesini değiştirmeyi

amaçlarlar. Diğer etkenler istenmeyen bozuculardır. Otomatik uçuş kontrol sistemlerinin en önemli fonksiyonlarından birisi böyle bozucuların istenmeyen etkilerinin mümkün olduğunca bastırılmasıdır. Bu nedenle rüzgar bozucularının modellenerek uçak modeline katılması gereklidir.

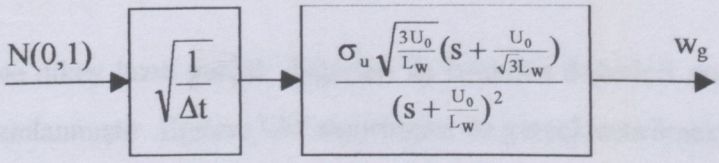
Rüzgar bozucularının iki bileşenin olduğu varsayılmıştır. Bunlar sabit hız ve türbülansdır. Sabit hız bileşeninin genliği irtifanın bir fonksiyonudur. Sabit hız bileşeni sadece yatay doğrultuda ortaya çıkar (head wind , tail wind) ve irtifa ile logaritmik olarak değişir. u_g'nin sabit bileşeni u_{gc} ile gösterilirse:

$$u_{gc} = \begin{cases} -u_{510}\left[1+\dfrac{\ln(h/510)}{\ln(51)}\right] & h \geq 10 \\ 0 & h < 10 \end{cases} \qquad (9.2)$$

Burada u_{510} 155.448m (510 ft)'deki rüzgar hızını ve h ft olarak uçağın irtifasını göstermektedir. Türbülans dağılımı için Dryden spectra düşünülmüştür (Miller ve diğ., 1992, s.415-416). Bu spectrada kullanılan rüzgar bozucu modeli zamandan bağımsızdır. Böylece rüzgar bozucularının yatay (u_g) ve dikey (w_g) hız bileşenlerinin ifadesi elde edilmiştir. Şekil 9.3 ve şekil 9.4'de sırasıyla rüzgar bozucularının yatay ve dikey hız bileşenleri gösterilmektedir.



Şekil 9.3 Yatay rüzgar hızı modeli



Şekil 9.4 Dikey rüzgar hızı modeli

Burada U_0 uçağın nominal hızı, L_u ve L_w ölçekleme uzunlukları, σ_u ve σ_w türbülans hızlarının rms değerleri (standart sapmalar), Δt simülasyon adımı (s), N(0,1) sıfır ortalamalı birim standart sapmalı Gaussian beyaz gürültü'dür. Bu değişkenler

$$\sigma_u = 0.2|u_{gc}| \tag{9.3}$$

$$L_u = \begin{cases} 100\sqrt[3]{h} & h > 230 \\ 600 & h \le 230 \end{cases} \tag{9.4}$$

$$\sigma_w = \begin{cases} 0.2|u_{gc}| & h > 500 \\ 0.2|u_{gc}|(0.5 + 0.00098h) & h \le 500 \end{cases} \tag{9.5}$$

$$L_w = h \tag{9.6}$$

şeklinde tanımlanmıştır (Miller ve diğ., 1992, s.416).

9.4 Uyarlamalı PID Kontrol Sistemi

Hem YSA'ları hemde BS'ler kullanılarak şekil 9.5'de gösterilen uyarlamalı iniş kontrol sistemi yapısı geliştirilmiştir. Kontrol sistemi üç birimden oluşmaktadır. Bunlar kestirimci, emülatör ve PID kontrolör birimleridir.

Kestirimci ile PID kontrolörün parametreleri on-line olarak ayarlanmaktadır. Kestirimcinin eğitilmesi için kullanılan ölçüt fonksiyonu

$$\begin{aligned} E &= \frac{1}{2}e_c^T(k+1)e_c(k+1) = \frac{1}{2}[y(k+1) - y_d(k+1)]^T[y(k+1) - y_d(k+1)] \\ &= \frac{1}{2}[(h(k+1) - h_d(k+1))^2 + (\dot{h}(k+1) - \dot{h}_d(k+1))^2] \end{aligned} \tag{9.7}$$

şeklinde irtifa ve dikey hızın gerçek değerleri ile istenilen değerleri arasındaki karesel hata olarak tanımlanmıştır. Eğitme LM algoritması ile gerçekleştirilmektedir.

Emülatör kontrolörün eğitilmesi için gerekli olan sistem Jacobianının hesaplanmasında kullanılmaktadır. Emülatörün eğitilmesi için kullanılan ölçüt fonksiyonu

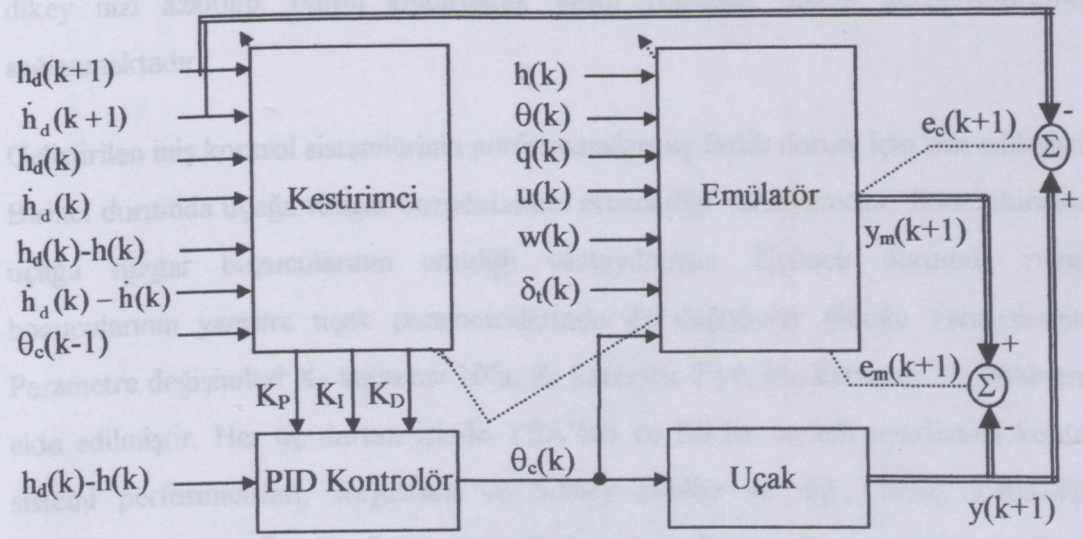
$$E_m = \frac{1}{2}e_m^T e_m = \frac{1}{2}[y_m - y]^T[y_m - y] = \frac{1}{2}[(\hat{h} - h)^2 + (\dot{\hat{h}} - \dot{h})^2] \tag{9.8}$$

şeklinde emülatör çıkışları ile uçak model çıkışları arasındaki karesel hata olarak tanımlanmıştır Eğitme işlemi off-line ve on-line olmak üzere iki aşamada gerçekleştirilmektedir. Off-line eğitme uçak modeli kullanılarak elde edilen giriş çıkış verileri kullanılarak yığın öğrenme ile gerçekleştirilmiştir. On-line eğitme kısım (7.5)'de ayrıntıları verilen yığıt kullanılarak öğrenme ile gerçekleştirilmektedir. Eğitme yöntemi güvenli bölge yaklaşımına dayanan LM algoritmasıdır.

Gerçeklenen paralel yapıdaki PID kontrolör çıkışı istenilen irtifa ve dikey hız yörüngelerini izleyerek uçağın piste verilen yatay konum, hız ve yunuslama açısı aralığı içinde inmesini sağlayacak yunuslama açısı komutlarının (θ_c) bir dizisidir. Ayrık zamanlı PID kontrolör

$$\theta_c(k) = K_P e(k) + K_I \frac{T}{2} \sum_{n=1}^{k} (e(n-1) + e(n)) + K_D \frac{(e(k) - e(k-1))}{T} \qquad (9.9)$$

şeklinde ifade edilir. Burada K_P, K_I ve K_D PID kazançlarını göstermektedir. Hata ifadesi e(k) irtifa ile irtifanın istenilen değeri arasındaki farktır.



Şekil 9.5 Uyarlamalı PID kontrol sistemi yapısı

YSA temelli tasarımda kestirimci ve emülatör birimleri YSA'ları kullanılarak gerçekleştirilmektedir. PID parametrelerini ayarlamada kullanılan kestirimci ağı, 7 girişli, 3 çıkışlı, 1 gizli katmanı ve gizli katmanda 6 nöronu olan çok katmanlı ileri beslemeli bir ağdır. Çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonu, gizli katmanda tanjant hiperbolik aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır. Emülatör YSA 7 girişli, 2

çıkışlı, 1 gizli katmanı ve gizli katmanda 12 nöronu olan çok katmanlı ileri beslemeli bir ağdır. Çıkış katmanında doğrusal aktivasyon fonksiyonları, gizli katmanda tanjant hiperbolik aktivasyon fonksiyonları kullanılmıştır.

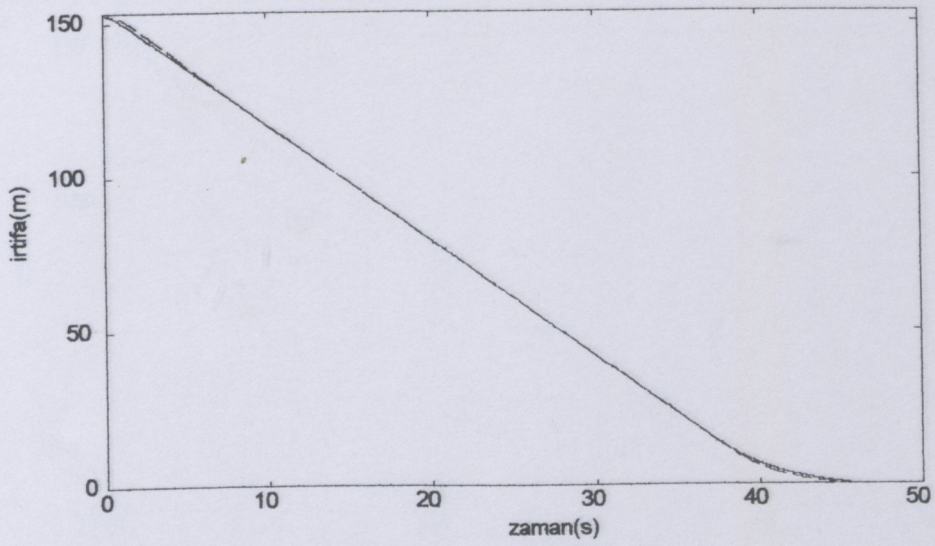
BS temelli tasarımda emülatör ve kontrolör birimleri (8.18)'de ifadesi verilen BS yapısı kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Kestirimci biriminin gerçekleştirilmesi için her bir kazanç için bir tane olmak üzere girişleri aynı üç BS kullanılmıştır. Kestirimci BS'ler için kural sayısı 12 olarak belirlenmiştir. Emülatör birimi girişleri ve yapısı aynı olan iki BS kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Emülatör olarak kullanılan BS'ler giriş sayısı 7 ve kural sayısı 12'dir.

9.5 Benzetim Çalışması Sonuçları

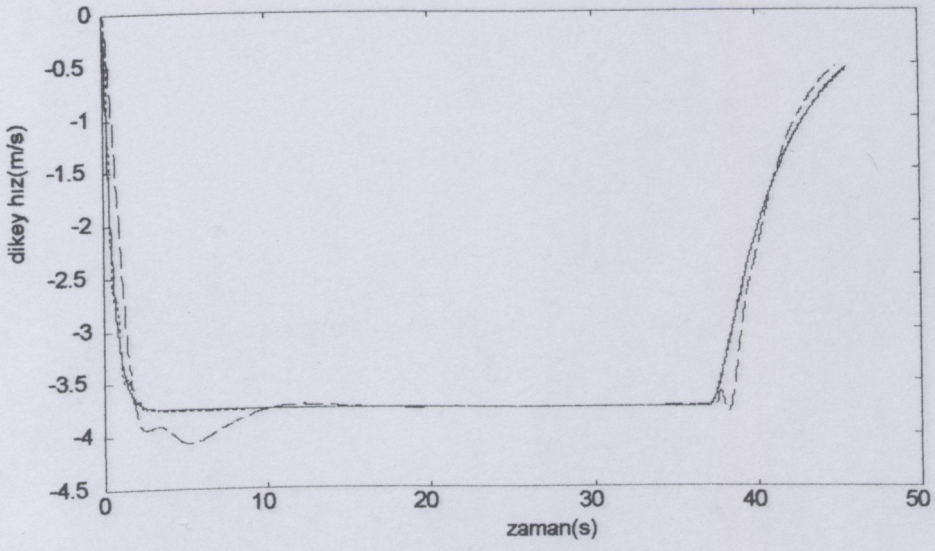
İniş kontrol sisteminde kontrolörün görevi istenilen irtifa ve dikey hız yörüngelerini takip etmesini sağlayacak yunuslama açısı komutlarının (θ_c) üretmektir. Uçak 152.4m (500ft)'den inişe geçmekte, 13.716m (45ft)'de flare başlatılmaktadır. Böylece uçağın dikey hızı azaltılıp, burnu kaldırılarak inişin yumuşak olarak gerçekleştirilmesi sağlanmaktadır.

Geliştirilen iniş kontrol sistemlerinin performansları üç farklı durum için test edilmiştir. Birinci durumda uçağa rüzgar bozucularının etkimediği varsayılmıştır. İkinci durumda uçağa rüzgar bozucularının etkidiği varsayılmıştır. Üçüncü durumda rüzgar bozucularının yanısıra uçak parametrelerinde de değişimler olduğu varsayılmıştır. Parametre değişimleri X_E katsayısı 10'a, Z_E katsayısı 7'ye, M_E katsayısı 5'e bölünerek elde edilmiştir. Her üç durum içinde YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı kontrol sistemi performansları, Jorgensen ve Schley (Miller ve diğ., 1992, s.403-425) tarafından verilmiş olan klasik kontrolör ile karşılaştırılmıştır. Bu amaçla her üç durum için irtifa ve dikey hız yörüngeleri elde edilmiştir.

Rüzgar bozucularının yok sayıldığı durum için YSA'ları temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.6'da ve dikey hız yörüngesi şekil 9.7'de gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi YSA'ları temelli kontrolör ile yörüngeler iyi bir şekilde izlenebilmektedir.

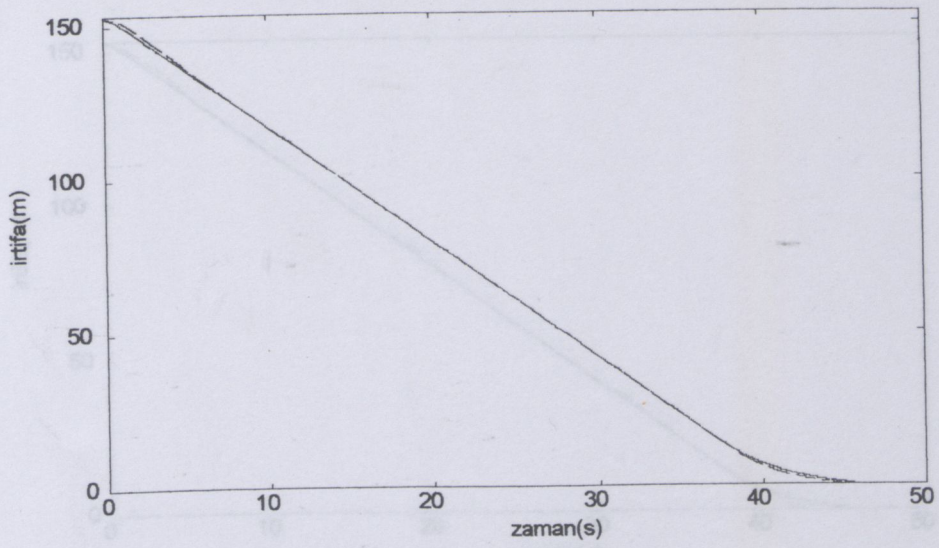


Şekil 9.6 Rüzgarsız durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

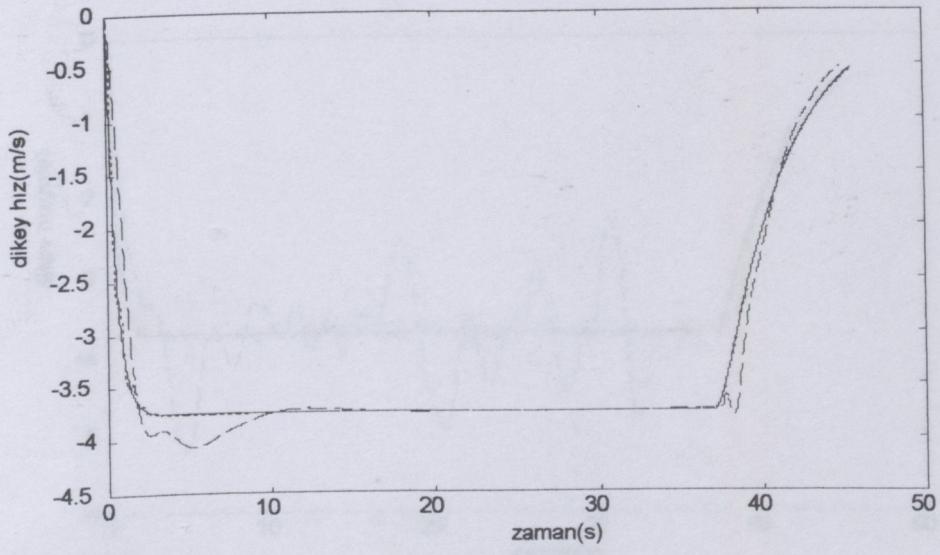


Şekil 9.7 Rüzgarsız durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Rüzgar bozucularının yok sayıldığı durum için BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.8'de ve dikey hız yörüngesi şekil 9.9'da gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi BS'ler temelli kontrolör ile yörüngeler iyi bir şekilde izlenebilmektedir.

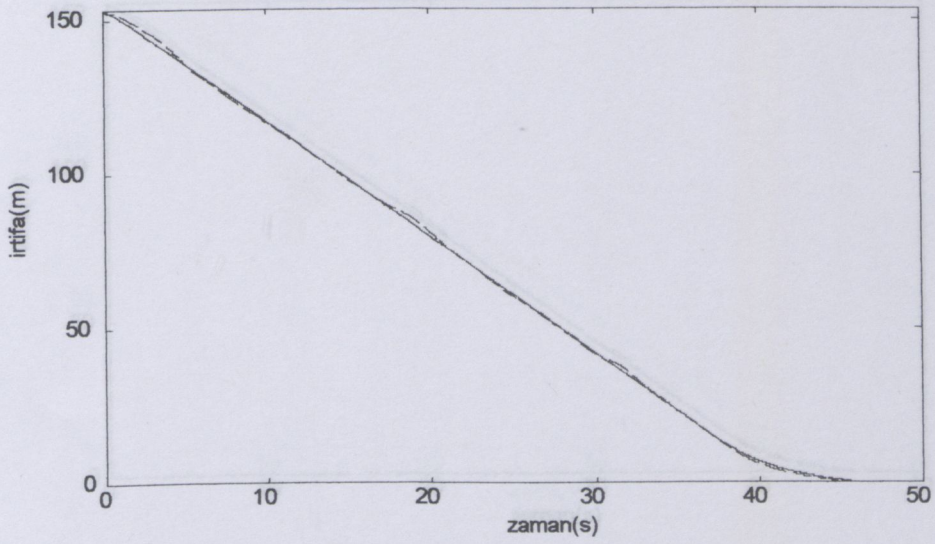


Şekil 9.8 Rüzgarsız durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

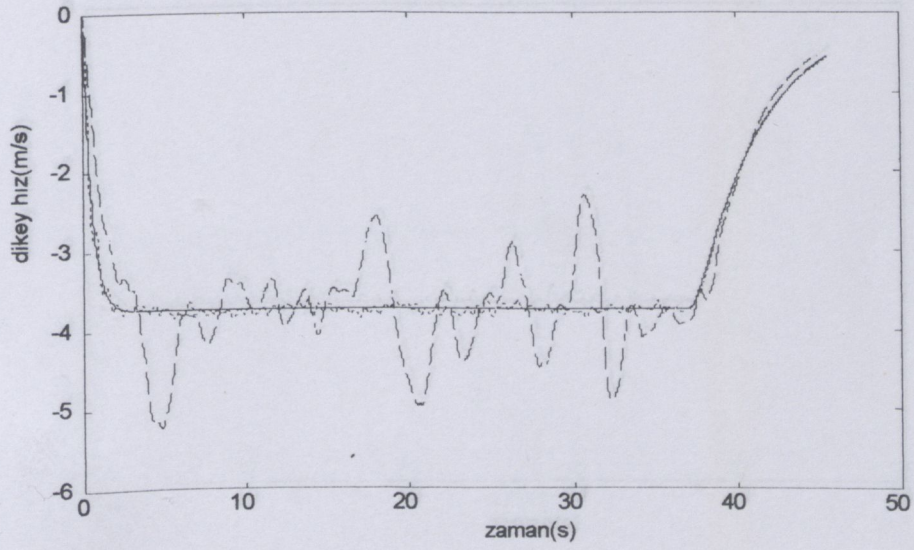


Şekil 9.9 Rüzgarsız durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Rüzgar bozucularının var kabul edildiği durum için YSA'ları temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.10'da ve dikey hız yörüngesi şekil 9.11'de gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi YSA'ları temelli kontrolör ile yörüngeler iyi bir şekilde izlenebilmektedir. Ancak klasik kontrolör için özellikle dikey hız yörüngesinde önemli bozulmalar meydana gelmiştir.

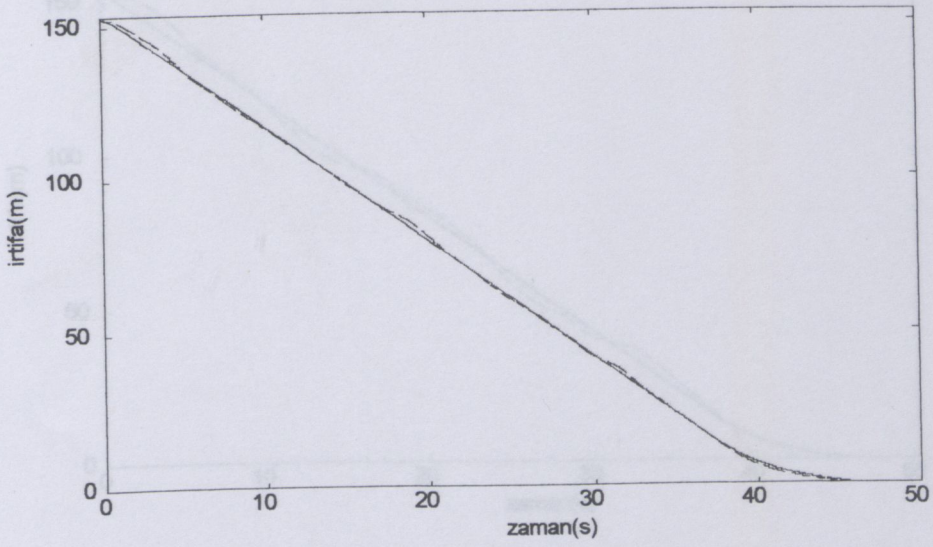


Şekil 9.10 Rüzgarlı durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

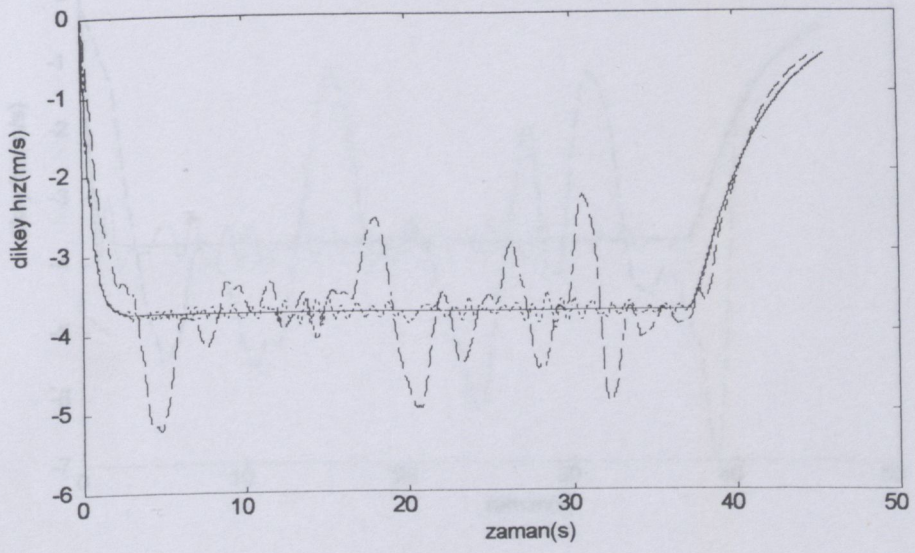


Şekil 9.11 Rüzgarlı durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Rüzgar bozucularının var kabul edildiği durum için BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.12'de ve dikey hız yörüngesi şekil 9.13'de gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi YSA'ları temelli kontrolör için olduğu gibi BS'ler temelli kontrolör ile de yörüngeler iyi bir şekilde izlenebilmektedir. Ancak klasik kontrolör için özellikle dikey hız yörüngesinde önemli bozulmalar meydana gelmiştir.

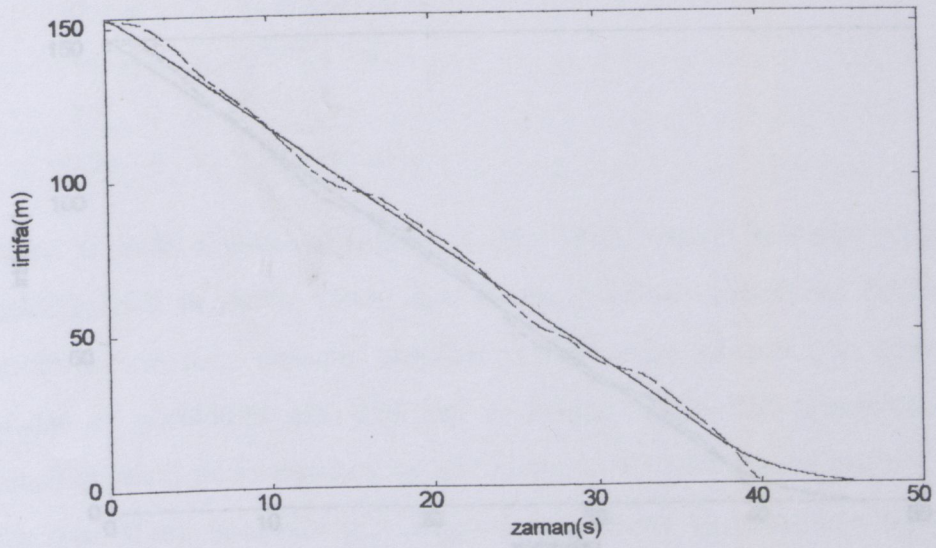


Şekil 9.12 Rüzgarlı durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

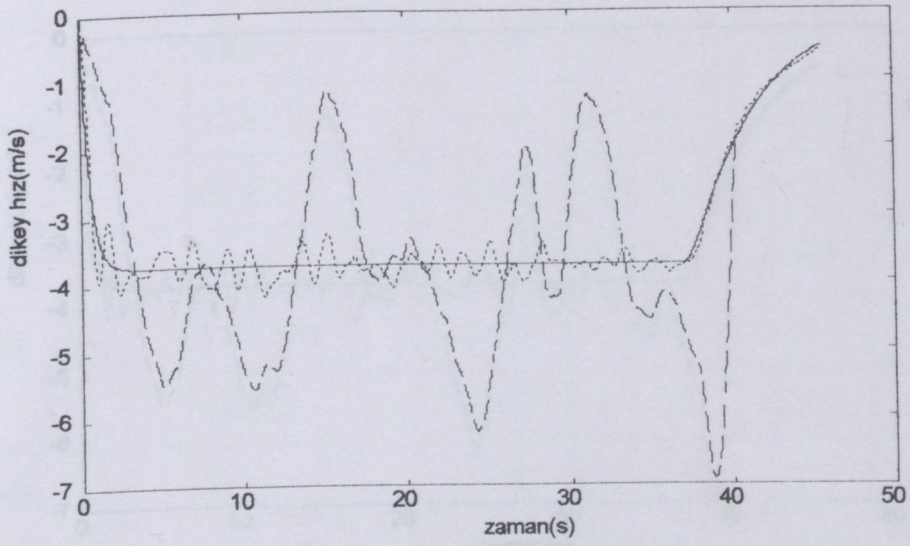


Şekil 9.13 Rüzgarlı durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Rüzgar bozucularının yanısıra sistem parametrelerinde değişimlerin olduğu durum için YSA'ları temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.14'de ve dikey hız yörüngesi şekil 9.15'de gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi YSA'ları temelli kontrolör ile yörüngeler iyi bir şekilde izlenerek iniş gerçekleştirilmektedir. Ancak klasik kontrolör ile her iki yörüngede izlenememektedir dolayısı ile bu durumda klasik kontrolör ile iniş gerçekleştirilememektedir.

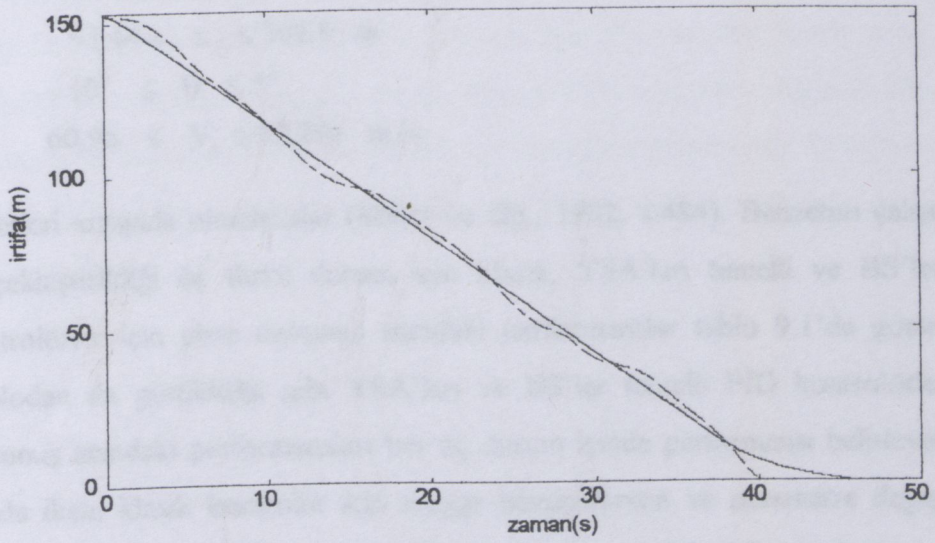


Şekil 9.14 Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

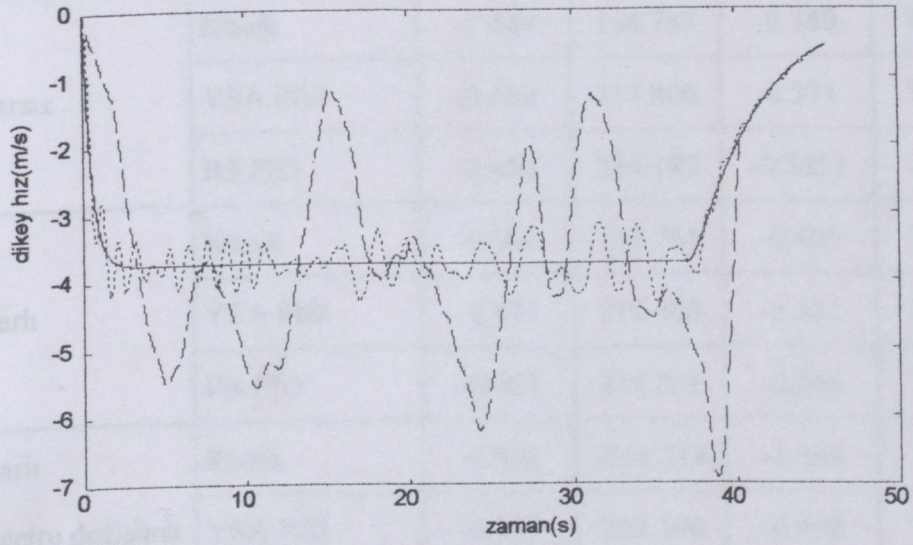


Şekil 9.15 Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), YSA temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Rüzgar bozucularının yanısıra sistem parametrelerinde değişimlerin olduğu durumda BS'leri temelli uyarlamalı PID kontrolör ve klasik kontrolör için irtifa yörüngesi şekil 9.16'de ve dikey hız yörüngesi şekil 9.17'de gösterilmiştir. Şekillerden de görüldüğü gibi klasik kontrolör ile iniş gerçekleştirilemezken, BS'ler temelli kontrolör ile yörüngeler iyi bir şekilde izlenerek iniş gerçekleştirilmektedir



Şekil 9.16 Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen irtifa yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)



Şekil 9.17 Rüzgarlı ve parametre değişimli durum: istenilen dikey hız yörüngesi(düz çizgi), BS temelli PID (noktalı çizgi) ve klasik kontrolör cevabı (kesikli çizgi)

Uçağın piste dokunuş anındaki performansı önem sırasına göre uçağın dikey hızı ($\dot{h}$), yatay konumu (x), yunuslama açısı (θ) ve yatay hızı (V_g) ile belirlenmektedir. Bunlar tipik olarak

$$
\begin{aligned}
-0.914 \leq\ & \dot{h} \leq -0.304 \ \ m/s \\
-91.44 \leq\ & x \leq 304.8 \ \ m \\
-10^0 \leq\ & \theta \leq 5^0 \\
60.96 \leq\ & V_g \leq 82.296 \ \ m/s
\end{aligned}
\tag{9.10}
$$

değerleri arasında olmalıdırlar (Miller ve diğ., 1992, s.484). Benzetim çalışmalarının gerçekleştirildiği üç farklı durum için klasik, YSA'ları temelli ve BS'ler temelli kontrolörler için piste dokunuş anındaki performanslar tablo 9.1'de gösterilmiştir. Tablodan da görüldüğü gibi YSA'ları ve BS'ler temelli PID kontrolörlerin piste dokunuş anındaki performansları her üç durum içinde performansı belirleyen sınırlar içinde iken, klasik kontrolör için rüzgar bozucularının ve parametre değişimlerinin olduğu durumda bu performans sınırları içinde iniş gerçekleştirilememiştir.

Tablo 9.1 Piste dokunuş anındaki performanslar

	Kontrolör	$\dot{h}$ (m/s)	x (m)	θ (derece)	V_g (m/s)
Rüzgarsız	Klasik	-0.449	164.787	-0.380	71.626
	YSA PID	-0.469	212.406	-0.371	71.626
	BS PID	-0.456	214.182	-0.3651	71.626
Rüzgarlı	Klasik	-0.561	155.764	-0.495	71.625
	YSA PID	-0.471	212.408	-0.351	71.626
	BS PID	-0.457	214.201	-0.366	71.626
Rüzgarlı Parametre değişimli	Klasik	-1.992	-218.218	-1.404	71.606
	YSA PID	-0.497	207.100	-0.402	71.626
	BS PID	-0.463	212.405	-0.345	71.626

9.6 Sonuçlar

Bu bölümde, YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler iniş kontrol problemine uygulanmıştır. Uçağa rüzgar bozucularının etkimediği, etkidiği ve rüzgar bozucularının yanısıra uçak parametrelerinde de değişimler olduğu üç farklı durum için gerçekleştirilen benzetim çalışmaları ile kontrolör performansları test edilmiştir. YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör performansları birbirine yakındır

ve uçağın ILS ile belirlenen optimal yörüngeyi hassas bir şekilde takip ederek, verilen dikey hız, yatay konum, yunuslama açısı ve yatay hız sınırları içinde piste inmesini sağladığı gösterilmiştir. Halbuki klasik kontrolör ile parametre değişimlerinin olduğu durumda performans sınırları içinde iniş gerçekleştirilememektedir. Uyarlanma özelliği sayesinde YSA'ları ve BS'ler temelli kontrolörler özellikle olağan dışı durumlarda kullanılabilirler.

10. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Bu tez çalışmasında, çok katmanlı ileri beslemeli YSA'ları ve parametreleri öğrenme ile ayarlanabilen uyarlamalı BS'ler kullanılarak uçağın dinamik ve aerodinamik davranışlarının modellenmesi ve uçuş kontrol sistemleri geliştirilmesi amaçlanmıştır. Çalışmadan elde edilen sonuçlar dört ana grup da ifade edilebilir.

1. YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen tasarımların en önemli aşamasını eğitme oluşturmaktadır. Yaygın olarak kullanılan geriye yayılma algoritması gibi birinci dereceden yöntemler oldukça yavaştırlar ve on-line eğitme için uygun değillerdir. Eğitmede karşılaşılan bu problemler uygulama alanlarını sınırlamaktadır. Bu tez çalışmasında, ikinci dereceden optimizasyon yöntemi olan Levenberg-Marquardt algoritması güvenli bölge yaklaşımı ile YSA'larının ağırlıklarının ve BS'lerin parametrelerinin ayarlanması için uyarlanmıştır. Standart geriye yayılma yöntemi ile yapılan karşılaştırmalı çalışmalar ile gerçeklenen yöntemin çok daha hassas ve hızlı olduğu gösterilmiştir.

2. Uçuş esnasında uçak üzerine etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentler boyutsuz aerodinamik katsayılar ile tanımlanırlar. Aerodinamik katsayılar irtifa, Mach sayısı, aerodinamik açılar ve kontrol yüzeyi sapmaları gibi çeşitli değişkenlerin fonksiyonlarıdırlar. Aerodinamik katsayılar genellikle çok boyutlu tablolar şeklinde gösterilmektedir. Uçuş esnasında aerodinamik katsayılar tablolardan sürekli olarak güncellenirler. Tüm uçuş zarfında aerodinamik katsayıların gösterimi için önemli miktarda hafiza birimi gereklidir. Ayrıca tabloda bulunmayan değerler için interpolasyon ve ekstrapolasyon gereklidir. Bu tez çalışmasında yapılan çalışmalar ile çok katmanlı ileri beslemeli YSA'ları ve uyarlamalı BS'ler ile F-16 uçağının aerodinamik davranışının hassas bir şekilde modellenebileceği gösterilmiştir. Her bir aerodinamik katsayının kestirimi için bir YSA ve bir BS eğitilmiştir. Yapılan kestirimlerin hassasiyetini belirlemek amacı ile her katsayı için ortalama bağıl hata hesaplanmıştır. YSA'ları ve BS'lerin genelleme özellikleri nedeniyle tablo ile

gösterimde olduğu gibi ayrıca interpolasyon yada extrapolasyon işlemine ihtiyaç yoktur. Aerodinamik katsayıları kestirmek amacıyla eğitilen YSA'ları ve BS'ler uçak modeli ile entegre edilerek, 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları ile test edilmiştir. Yapılan çalışmalar ile YSA'ları ve BS'lerin, aerodinamik katsayılarının kestiriminde, hem kullanılan hafiza hemde hassasiyet açısından etkinliği gösterilmiştir.

3. Çok katmanlı ileri beslemeli YSA'ları ve uyarlamalı BS'ler ile uçağın dinamik davranışının hassas bir şekilde modellenebileceği gösterilmiştir. Bu amaçla üç açısal hız değişkeni (p,q,r) için seri-paralel tanıma yapısı kullanılarak YSA'ları ve BS'ler ile off-line öğrenmeli, on-line öğrenmeli ve hem off-line hemde on-line öğrenmeli tanıma modelleri oluşturulmuştur. Off-line öğrenmeli tanıma modeli sistem belirsizlikleri ve sistem parametrelerindeki değişimlere karşı problemlidir. Bu çalışmada on-line öğrenme için yığıt kullanılması önerilmiştir. Yığıt kullanılarak gerçekleştirilen on-line öğrenmeli yapılar ile sistem belirsizlikleri tam olarak bilinmese de doğrusal olmayan davranışların modellenmesi hassas olarak gerçekleştirilmiştir. Off-line ve on-line öğrenmeli yapılar birlikte kullanılarak on-line eğitme hızı arttırılıp, eğitme esnasında parametrelerdeki kararsızlıklar önlenmiştir. Ayrıca off-line olarak parametreleri önceden ayarlanmış BS'ler ile yığıt kullanarak on-line olarak eğitilen bir YSA birlikte kullanılarak nöro-bulanık bir tanıma yapısı oluşturulmuştur. Geliştirilen bu hibrit yapı ile sistem hakkındaki hem sözel hemde nümerik bilgilerin kullanımına olanak tanıyan zeki bir tanıma yapısı elde edilmiştir.

4. Genel olarak uçak dinamiği doğrusal olmayan ve zamanla değişen bir yapıdadır. Uçuş kontrolünde konvansiyonel yaklaşım uçuş zarfindaki belli trim noktalarında uçak dinamiğinin doğrusallaştırılması temeline dayanır. Bu yaklaşımda bütün uçuş zarfi için gereken sonuç doğrusal olmayan kontrol kuralı, hız, irtifa gibi büyüklüklerin fonksiyonu olarak kazancı atanan çok sayıda doğrusal kontrolörün interpolasyonu ile elde edilir. Manevra kabiliyeti yüksek ve uçuş zarfi geniş modern uçakların dinamiğindeki hızlı değişimler kazanç atamayı kullanışsız kılmaktadır. Bu çalışmada doğrusallaştırmaya ve kazanç atamaya ihtiyaç duymadan, değişik uçuş koşullarına dinamik olarak uyarlanabilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler tasarlanmıştır. Bu yapıda PID kontrolör

parametreleri on-line öğrenmeli YSA'ları ve BS'ler tarafından sağlanmaktadır. Kontrol yapısı üç açısal hız değişkeninin kontrolünde kullanılmıştır. Çeşitli değerlerdeki basamak ve sinüzoidal komutlara cevapları incelenmiştir. Her bir kontrolörün uygulanan komutlara cevapları klasik kontrolörlerden çok daha iyidir. Her üç hız değişkeni için kontrolörlere S-yörüngesi komutları uygulanarak, 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan benzetim çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Ayrıca zeki iniş kontrol sistemleri geliştirilerek, klasik bir kontrolör ile yapılan karşılaştırmalı çalışmalar ile rüzgar bozucularının ve model belirsizliklerinin kontrolörlerin performansına etkisi belirlenmiştir. Bütün bu çalışmalar ile geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı kontrol yapısının, uçuş kontrol sistemlerinde etkin olarak kullanılabileceği gösterilmiştir.

YSA'ları ve BS'ler uçuş kontrol sistemlerinde hem modelleme hemde kontrolör tasarımı için uygun ve esnek alternatifler sunmaktadırlar. On-line öğrenme yetenekleri sayesinde uçuş koşullarında ve uçak dinamiğinde meydana gelen değişimlere dinamik olarak uyarlanabilmekte ve öğrenme yoluyla zamanla performanslarında iyileşme sağlamaktadırlar. Bu çalışmada zeki sistemler yaklaşımının uçuş kontrolüne uygulanması amaçlanmıştır. Çalışmadan elde edilen sonuçlar amaçlanan hedeflerin gerçekleştirildiğini göstermektedir. Bu sonuçlar gözönüne alınarak tezde yapılan çalışmalardan sağlanan katkılar şu şekilde ifade edilebilirler.

- Optimizasyondan uyarlanan güvenli bölge yaklaşımına dayanan LM yöntemiyle YSA'ları ve BS'lerin eğitilmesi problemine hassasiyet ve hız açısından çok etkin bir çözüm getirilmiştir.

- Uçağın aerodinamik davranışının modellenmesi için geliştirilen YSA'ları ve BS'ler yaklaşımları ile hem aerodinamik katsayıların gösterimi için iki yeni alternatif elde edilmiş, hemde aerodinamik belirsizlikler ile baş edebilmek amacıyla yapılacak çalışmalar için temel oluşturulmuştur.

- YSA'ları ve BS'ler ile gerçekleştirilen tanıma çalışmalarında, yığıt kullanarak gerçekleştirilen on-line öğrenme yapısı ile, gerçek zamanda sistem belirsizlikleri ve değişimlerine uyarlanabilen tanıma modelleri elde edilmiştir.

- YSA'ları ve BS'ler birlikte kullanılarak geliştirilen nöro-bulanık tanıma yapısı ile iki tekniğin birlikte kullanılarak, avantajları birleştirilmiştir.

- Genel olarak YSA'ları ve BS'ler temelli uçuş kontrol yapılarında doğrusal boylamasına ve enlemesine modeller yada basitleştirilmiş doğrusal olmayan modeller kullanılmaktadır. Bu çalışmada uçuş kontrol uygulamaları 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan F-16 uçağı modeli için geliştirilmiştir. Bu şekilde doğrusallaştırma ve basitleştirme gereksinimini ortadan kaldıran yaklaşım uçuş kontrol tasarımlarına tezde sağlanan en önemli katkılardandır.

- Geliştirilen uyarlamalı kontrol yapısında kullandıkları bilgi türü ve işleme tekniği farklı olan klasik kontrol ile YSA'ları ve BS'ler tekniklerinin aynı amaç için etkin bir şekilde bir arada kullanılabileceği gösterilmiştir.

- Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler, eyleyici arızaları gibi kontrol etkinliğinin kısmi olarak kaybedildiği durumlarda, kontrol etkinliğinin tekrar kazanılmasına olanak tanımaktadır. Bu yapı olağan dışı durumlarda uçuş kontrol probleminin çözümüne olanak sağlamaktadır.

- Geliştirilen YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolör tasarımları hem doğrusal hemde doğrusal olmayan sistemlere uygulanabilmektedir. Bu şekilde PID kontrolör tasarımına önemli bir katkı sağlanmıştır.

- BS'ler ile gerçekleştirilen tasarımlarda YSA'ları teknikleri kullanılarak, BS'lerin tasarım problemine yeni bir açılım getirilmiştir.

Bu çalışmada gerçekleştirilen uygulamalarda genel olarak YSA'ları ve BS'lerin için birbirine yakın sonuçlar elde edilmiştir. Ancak aynı işi yapan BS'lerin parametre sayıları YSA'larına göre daha fazladır. Bununla birlikte BS'lerin parametrelerinin fiziksel anlamı belli olduğundan uygun başlangıç değerleri atama olanağı vardır. Geliştirilen nöro-bulanık tanıma modeli gibi yapılar ile deneyimli pilotların bilgi ve deneyimleri kontrol ve modelleme sistemlerine katılabilir.

Aerodinamik katsayıların kestirimi için yapılan çalışmalarda YSA'ları ve BS'lerin uçakların aerodinamik davranışının modellenmesi için uygunluğu gösterilmiştir.

Bundan sonraki aşamalarda, aerodinamik belirsizlikler ile baş edebilmek amacıyla, sinirsel ve bulanık yongalar gibi özel birtakım donanımlarda kullanılarak aerodinamik katsayıların uçuş esnasında on-line olarak kestirimi için çalışmalar yapılabilir.

Literatürde YSA'ları ve BS'lerin kararlılık analizleri üzerinde çalışmalar devam etmektedir. Bu çalışmada gerçekleştirilen uygulamalarda, sistem kararlılığı parametrelerin çok geniş bir aralıkta değerler aldığı benzetim çalışmaları ile test edilmiştir. Bundan sonraki aşamalarda yeni gelişmelerde gözönüne alınarak kararlılığın analitik yönden incelemesi yapılmalıdır.

Zeki sistemlerin öğrenme ve uyarlanma özellikleri kullanılarak, PID kontrolör parametrelerinin ayarlanması için geliştirilen yöntem, çok değişkenli PID kontrolörler için genişletilebilir.

KAYNAKLAR

Agarwal, M., 1997. A Systematic Classification of Neural-Network -Based Control, *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 75-93.

Ahmed, M.S., 1994. Block Partial Derivative and Its Application to Neural-Net-Based Direct-Model-Reference Adaptive Control, *IEE Proc-Control Theory Appl., Vol. 141*, **5**, 305-322.

Ahmed, M.S., and Anjum, M.F., 1997. Neural-Net-Based Direct Self-Tuning Control of Nonlinear Plants, *Int. J. Control*, Vol. 66, **1**, 85-104.

Anderson, C.W., 1989. Learning to Control an Inverted Pendulum Using Neural Networks, IEEE *Control Systems Magazine*, April, pp. 31-37.

Aoyama, A., Doyle III, F.J., and Venkatasubramanian, V., 1995. A Fuzzy Neural-Network Approach for Nonlinear Process Control, *Engng. Applic. Artif. Intell.*, Vol. 8, **5**, 483-498.

Becerikli, Y., 1998. Nöro-optimal kontrol, *Doktora Tezi*, Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Adapazarı.

Beigi, H.S.M., and Li, C.J., 1993. Learning Algorithms for Neural Networks ,Based on Quasi-Newton Methods with Self -Scaling, *Trans. Of the ASME*, Vol. 115, 38-43.

Bennet, S., 1996. A Brief History of Automatic Control, IEEE *Control Systems Magazine*, June, pp. 67-75.

Bersini, H., and Gorrini, V., 1997. A simplification of the Backpropagation Through-Time Algorithm for Optimal Neurocontrol, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 8, **2**, 437-441.

Bianchini, M., Gori, M., and Maggini, M., 1994. On the Problem of Local Minima in Recurrent Neural Networks, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol.5, **2**, 167-177.

Biannic, J.M., Apkarian, P., and Garrard, W.L., 1997. Parameter Varying Control of a High-Performance Aircraft, , Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 20, **2**, 225-231.

Billings, S.A., and Zheng G.L., 1995. Radial Basis Function Network Configuration Using Genetic Algorithms, *Neural Networks*, Vol. 8, **6**, 877-890.

Blakelock, J.H., 1991. Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Willey & Sons, Inc.

Bobal, V., 1995. Self-Tuning Ziegler-Nichols PID Controller, *Int. J. of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol. 9, 213-226.

Boskovic, J.D., and Narendra, K.S., 1995. Comparison of Linear, Nonlinear and Neural-Network-Based Adaptive Controllers for a Class of Fed-batch Fermentation Processes, *Automatica*, Vol. 31, **6**, 817-840.

Bryson, A.E.Jr., 1985. New Concepts in Control Theory, 1959-1984, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 8, **4**, 417-425.

Calise, A.J., 1996. Neural Networks in Nonlinear Aircraft Flight Control, *IEEE AES Systems Magazine*, pp. 5-10.

Chen, C.L., and Chen, W.C., 1994. Fuzzy Controller Design by Using Neural Network Techniques, *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 2, **3**, 235-244.

Chen, D.S., and Jain, R.C., 1994, A Robust Back Propagation Learning Algorithm for Function Approximation, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol.5, **3**, 467-479.

Chen, F.C., 1990. Backpropagation Neural Networks for Nonlinear Self-Tuning Adaptive Control, *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 44-48.

Chen, M., and Linkens, D.A., 1998. A Hybrid Neuro-Fuzzy PID Controller, *Fuzzy Sets and Systems*, **99**, 27-36.

Chen, S.B., Wu, L., and Wang, Q.L., 1997. Self-Learning Fuzzy Neural Networks for Control of Uncertain Systems With Time Delays, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 27, **1**, 142-148.

Chuang, F., and Liu, C.C., 1994. Adaptively Controlling Nonlinear Continuous-Time Systems Using Multilayer Neural Networks, *IEEE Trans. Automatic Control*, Vol. 39, **6**, 1306-1310.

Cichocki, A., and Unbehauen, R., 1994. Simplified Neural Networks for Solving Linear Least Squares and Total Least Squares Problems in Real Time, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 5, **6**, 910-923.

Da, R., and Lin, C.F., 1995. Failure Diagnosis System Using ARTMAP Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 4 pp.696-701.

Dote, Y., Suyitno, A., and Strefezze, M., 1993. Stability Analysis for Classes of Nonlinear Fuzzy Motor Control Systems, *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 118-127.

Etxebarria, V, 1994. Adaptive Control of Discrete Systems Using Neural Networks, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 141, **4**, 209-215.

Fu, L.C., Chang, W.D., Yang, J.H., and Kuo, T.S., 1997. Adaptive Bank-to-Turn Missile Autopilot Design Using Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 20, **2**, 346-354.

Gawthrop, P.J., 1986. Self-Tuning PID Controllers: Algorithms and Implementation, *IEEE Trans. Automatic Control,* Vol. AC-31, **3**, 201-209.

Geng, Z.J., and Mccollough, C.L., 1997. Misile Control Using Fuzzy Cerebellar Model Arithmetic Computer Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 20, **3**, 557-565.

Geva, S., and Sitte, J., 1992. A Constructive Method for Multivariate Function Approximation by Multilayer Perceptron, *IEEE Trans. Neural Networks,* Vol. 3, **4**, 621-624.

Gorinevsky, D., 1995. On the Persistency of Excitation in Radial Basis Function Network Identification of Nonlinear Systems, *IEEE Trans. Neural Networks,* Vol. 6, **5**, 1237-1244.

Ha, C.M., 1995. Neural Networks Approach to AIAA Aircraft Control Design Challenge, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 8, **4**, 731-739.

Hagan, M.T., and Menhaj, M.B., 1994. Training Feedforward Networks with the Marquardt Algorithm, *IEEE Trans. Neural Networks,* Vol. 5, **6**, 989-993.

Homaifar, A., Bikdash, M., and Gopalan, V., 1997. Design Using Algorithms of Hierarchical Hybrid Fuzzy-PID Controllers of Two-Link Robotic Arms, *Journal of Robotic Systems,* Vol. 14, **6**, 449-463.

Hong, C.W., 1997. Tuning the Fuzzy Control Autopilot Strategy for Driving Pattern Simulation of Road Vehicles, *Int. J. of Vehicle Design,* Vol. 18, **1**, 35-52.

Hoskins, D.A., Hwang, J.N., and Vagners, J., 1992. Iterative Inversion of Neural Networks and Its Application to Adaptive Control, *IEEE Trans. Neural Networks,* Vol. 3, **2**, 292-301.

Hunt, K., Irwin, G., and Warwick, K., 1995. Neural Network Engineering in Dynamic Control Systems, Springer- Verlag London Ldt.

Hunt, K.J., Sbarbaro, D., Zbikowski, R., and Gawthrop, P.J., 1992. Neural Networks for Control Systems-A Survey, *Automatica,* Vol. 28, **6**, 1083-1112.

Hush, D.R., and Horne, B.G., 1993. Progress in Supervised Neural Networks, *IEEE Signal Processing Magazine*, pp. 8-39.

Ichikawa, Y., and Sawa, T., 1992. Neural Network Application for Direct Feedback Controllers, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 3, **2**, 224-231.

Iiguni, Y., Sakai, H., and Tokumaru, H., 1992. A Real-Time Learning Algorithm for a Multilayered Neural Network Based on the Extended Kalman Filter, *IEEE Trans. Signal Processing*, Vol. 40, **4**, 959-966.

Jagannathan, S., and Lewis, F.R., 1996. Multilayer Discrete-Time Neural-Net Controller with Guaranteed Performance, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 7, **1**, 107-130.

Jamshidi, M., Vadiee, N., and Ross, T.M., 1993. Fuzzy Logic and Control: Software and Hardware Applications, PTR Prentice-Hall, Inc.

Jamshidi, M., Zadeh, L., Titli, A., and Boverie, S., 1997. Application of Fuzzy Logic: Towards High Machine Intelligence Quotient Systems, Prentice-Hall, Inc.

Jang, J.S.R., 1993. ANFIS: Adaptive-Network -Based Fuzzy Inference System, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 23, **6**, 665-684.

Jang, J.S.R., and Sun, C.T., 1995. Neuro-Fuzzy modeling and Control, *Proceedings of the IEEE*, Vol. 83, **3**, 378-405

Jin, L., Nikiforuk, P.N., and Gupta, M.M., 1994a. Adaptive Control of Discrete-Time Nonlinear Systems Using Recurrent Neural Networks, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 141, **3**, 169-176.

Jin, L., Nikiforuk, P.N., and Gupta, M.M., 1994b. Dynamic Recurrent Neural Networks for Control of Unknown Nonlinear Systems, *J. Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 116, 567-576.

Jin, L., Nikiforuk, P.N., And Gupta, M.M., 1995. Fast Neural Learning and Control of Discrete-Time Nonlinear Systems, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 25, **3**, 170-177.

Johansen, T.A., 1994. Fuzzy Model Based Control: Stability , Robustness, and Performance Issues, *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 2, **2**, 221-234.

Karakaşoğlu, A., and Sundaresan, M.K., 1995. A Recurrent Neural Network-Based Adaptive Variable Structure Model-Following Control of Robotic Manipulators, *Automatica*, Vol. 31, **10**, 1495-1507.

Kim, B.S., and Calise, A.J., 1997. Nonlinear Flight Control Using Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, **1**, 26-33.

Konar, A., F., 1996. Nöro Kontrol Teorisi Ders Notları, Sakarya Üniversitesi.

Kosko, B., (1997), Fuzzy Engineering, Prentice-Hall, Inc.

Ku, C.C., and Lee, K.Y., 1995. Diagonal Recurrent Neural Networks for Dynamic Systems Control, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 6, **1**, 144-156.

Kumar, K.K., Gonsalves, P., Satyadas, A., and Zacharias, G., 1995. Hybrid Fuzzy Logic Flight Controller Synthesis via Pilot Modeling, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 18, **5**, 1098-1105.

Kuschewski, J.G., Hui, S., and Zak, S.H., 1993. Application of Feedforward Neural Networks to Dynamical System Identification and Control, *IEEE Trans. Control Systems Technology,* Vol. 1, **1**, 37-49.

Laukonen, E.G., and Passino, K.M., 1995. Training Fuzzy Systems to Perform Estimation and Identification, *Engng. Applic. Artif. Intell.*, Vol. 8, **5**, 499-514.

Lee, J., 1993. On Methods for Improving Performance of PI-Type Fuzzy Logic Controllers, *IEEE Trans. Fuzzy Systems,* Vol. 1, **4**, 298-301.

Leitner, J., Calise, A., and Prasad, J.V.R., 1997. Analysis of Adaptive Neural Networks for Helicopter Flight Control, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 20, **5**, 972-979.

Li, H., and Gupta, M., 1995. Fuzzy Logic and Intelligent Systems, Kluwer Academic Publishers.

Lightbody, G., And Irwin, 1995. Direct Neural Model Reference Adaptive Control, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 142, **1**, 31-43.

Lim, C.M., 1995. Adaptive Control of Discrete Systems Using Neural Networks, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 142, **5**, 526-528.

Lin, C.K, and Wang, S.D., 1998. A Self-Organizing Fuzzy Control Approach for Bank-to-Turn Missiles, *Fuzzy Sets and Systems*, **96**, 281-306.

Lin, C.M., and Maa, J.H., 1996. Flight Control System Design by Self-Organizing Fuzzy Logic Controller, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol.20, **1**, 189-190.

Lin, C.T., 1994. Neural Fuzzy Control Systems with Structure and Parameter Learning, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd.

Lin, Y., and Cunningham, G.A., 1995. A New Approach to Fuzzy-Neural System Modeling. *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 3, **2**, 190-198.

Linkens, D.A., and Nyongesa, H.O., 1996. Learning Systems in Intelligent Control: An Appraisal of Fuzzy, Neural and Genetic Algorithm Control Applications, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 143, **4**, 367-386.

Linse, D.J., and Stengel, R.F., 1993. Identification of Aerodynamic Coefficients Using Computational Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 16, **6**, 1018-1025.

Malki, H.A., Li, H., and Chen, G., 1994. New Design and Stability Analysis of Fuzzy Proportional-Derivative Control Systems, *IEEE Trans. Fuzzy Systems,* Vol. 2, **4**, 245-254.

Mclean, D., 1990. Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall International (UK) Ltd.

Mcruer, D., Ashkenas, I, and Graham, D., 1973. Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press.

Miller,.W.T., Sutton, R.S., and Werbos, P.J., 1992. Neural Networks for Control, MIT Press, London.

Mills, P.M., Zomaya, A.Y., and Tade, M.O., 1994. Adaptive Model-Based Control Using Neural Networks, *Int. J. Control*, Vol. 60, **6**, 1163-1192.

Mistry, S.I., and Nair, S.S., 1994. Identification and Control Experiments Using Neural Designs, *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 48-57.

Morse, W.D., and Ossman, K.A., 1990. Model Following Reconfigurable Flight Control System for the AFTI/F-16, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 13, **6**, 969-976.

Mulgund, S.S., and Stengel, R.F., 1995. Aircraft Flight Control in Wind Shear Using Sequential Dynamic Inversion, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 18, **5**, 1084-1091.

Napolitano, M.R., and Kincheloe, M., 1995. On-Line Learning Neural-Network Controllers for Autopilot Systems, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 33, **6**, 1008-1015.

Napolitano, M.R., Chen, C.I., and Naylor, S., 1993. Aircraft Failure Detection and Identification Using Neural Networks, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, 6, 999-1009.

Napolitano, M.R., Naylor, S., Neppach, C., and Casdorph, V., 1995. On-Line Learning Nonlinear Direct Neurocontrollers for Restructurable Control Systems, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 18, **1**, 170-176

Napolitano, M.R., Naylor, S., Neppach, C., Casdorph, V., Naylor, S., Innocenti, M., and Silvestri, G., 1995. Neural Network-Based Scheme for Sensor Failure Detection, Identification and Accommodation, *Journal of Guidance, Control and Dynamics,* Vol. 18, **6**, 1280-1286.

Narendra, K.S., and Parthasarathy, K., 1990. Identification and Control of Dynamical Systems Using Neural Networks, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. **1**, 1, 4-27.

Nauck, D., and Kruse, R., 1999. Neuro-Fuzzy Systems for Function Approximation, *Fuzzy Sets and Systems*, **101**, 261-271.

Nguyen, D.H., and Widrow, B., 1990. Neural Networks for Self-Learning Control Systems, *IEEE Control Systems*, Vol. 10, **3**, 18-23.

Nie, J., and Linkens, D.A., 1994. A Hybrid Neural Network Based Self-Organizing Controller, *Int. J. Control*, Vol. 60, **2**, 197-222.

Nordgern, R.E., and Meckl, P.H., 1993. An Analytical Comparison of a Neural Network and a Model-Based Adaptive Controller, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 4, **4**, 685-694.

Noriega, J R. and Wang, H., 1998. A Direct Adaptive Neural-Network Control for Unknown Nonlinear Systems and Its Application, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 9, **1**, 27-34.

Omatu, S., Khalid, M., and Yusof, R., 1996. Neuro-Control and Its Applications, Springer- Verlag London Ldt.

Ordonez, R., Zumberge, J., Spooner, J.T., and Passino, K.M., 1997. Adaptive Fuzzy Control: Experiments and Comparative Analyses, *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 5, **2**, 167-187.

Parisini, T., and Zoppoli, R., 1994. Neural Networks for Feedback Feedforward Nonlinear Control Systems, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 5, 3, 436-449.

Parisini, T., and Zoppoli, R., 1995. A Receding-Horizon Regulator for Nonlinear Systems and A Neural Approximation, *Automatica*, Vol. 31, **10**, 1443-1451.

Park, Y.M., Choi, M.S., and Lee, K.Y., 1996. An Optimal Tracking Neuro-Controller for Nonlinear Dynamic Systems, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 7, **5**, 1099-1110.

Parlos, A.G., Chong, K.T., and Atiya, A.F., 1994. Application of the Recurrent Multilayer Perceptron in Modeling Complex Process Dynamics, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 5, **2**, 255-266.

Peng, Y., Vrancic, D., and Hanus, R., 1996. Anti-Windup, Bumpless, and Conditioned Transfer Techniques for PID Controllers, *IEEE Control Systems*, pp. 48-56.

Pham, D.T., and Xing, L., 1997. Neural Networks for Identification, Prediction and Control, Springer- Verlag London Ldt.

Prokhorov, D.V., Santiago, R.A., and Wunsch, D.C., 1995. Adaptive Critic Designs: A Case Study for Neurocontrol, *Neural Networks*, Vol. 8, **9**, 1367-1372.

Psaltis, D., Sideris, A., and Yamamura, A.A., 1988. A Multilayered Neural Network Controller. *IEEE Control Systems* Magazine, Vol. 8, **2**, 17-21.

Puskorius, G.V., and Feldkamp, L.A., 1994. Neurocontrol of Nonlinear Dynamical Systems with Kalman Filter Trained Recurrent Networks, IEEE Trans. Neural Networks, Vol. 5, **2**, 279-297.

Raju, G.V.S., and Zhou, J., 1993. Adaptive Hierarchical Fuzzy Controller, IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics , Vol. 23, **4**, 973-980.

Raju, G.V.S., Zhou, J., and Kisner, R.A., 1991. Hierarchical Fuzzy Control, Int. J. Control, Vol. 54, **5**, 1201-1216.

Rao, K.,D., 1995. Modeling Nonlinear Features of V Tail Aircraft Using MNN, *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 31, **2**, 841-845.

Roger, J.J.S., 1997. Neuro-Fuzzy and Soft Computing: A computational Approach to Learning and Machine Intelligence, Prentice-Hall, Inc.

Rokhsaz, K., and Steck, J.E., 1993. Use of neural Networks in Control of High-Alpha Maneuvers, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.16, **5**, 934-939.

Sadegh, N., 1993. A Perceptron Network for Functional Identification and Control of Nonlinear Systems, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 4, **6**, 982-988.

Savran, A., and Taşaltın, R., 1999. Nonlinear Flight Control with Neural Network Based Adaptive PID Controllers, *IASTED International Conference on Control and Applications*, Banff, Alberta, Canada July 25-29.

Scales, L.E., 1985. Introduction to Non-Linear Optimization, Springer-Verlag New York Inc., USA.

Singh, S.N., Yim, W., and Wells, W.R., 1995. Direct Adaptive and Neural Control of Wing-Rock Motion of Slender Delta Wings, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, **1**, 25-30.

Snell, A., 1998. Decoupling Control Design with Applications to Flight, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, **4**, 647-655.

Snell, S.A., Enns, D.F., and Garrard, W.L., 1992. Nonlinear Inversion Flight Control for a Supermaneuverable Aircraft, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, **3**, 976-984.

Srinivason, B., Prasad, U.R., and Rao, N.J., 1994. Backpropagation Through Adjoints for the Identification of Nonlinear Dynamic Systems Using Recurrent Neural Models, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 5, **2**, 213-228.

Steck, J.E., Rokhsaz, K., and Shue, S-P, 1994. Linear and Neural Network Feedback for Flight Control Decoupling, *IEEE Control Systems*, pp. 22- 30.

Stengel, R.F., 1993. Toward Intelligent Flight Control, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 23, **6**, 1699-1717.

Stevens, B.L., and Lewis, F.L., 1992. Aircraft Control and Simulation, John Willey & Sons, Inc.

Tanaka, K., 1995. Stability and Stabilizability of Fuzzy-Neural Linear control Systems, *IEEE Trans. Fuzzy Systems*, Vol. 3, **4**, 438-447.

Troudet, T., Garg, S., and Merrill, W., 1993. Neurocontrol Design and Analysis for A Multivariable Aircraft Control Problem, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 16, **4**, 738-747.

Tseng, H.C., and Chi, C.W., 1995. Aircraft Antilock Brake System with Neural Networks and Fuzzy Logic, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, **5**, 1113-1118.

Voulgaris, P., and Valavan, L., 1991. High Performance Linear-Quadratic and H-Infinity Designs for A Supermaneuverable Aircraft, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 14, **1**, 157-165.

Wang L.X., 1997. A Course in Fuzzy Systems and Control, Prentice-Hall, Inc.

Wang, L.X., 1994. Adaptive Fuzzy Systems and Control: Design and Stability Analysis, Prentice-Hall, Inc.

Wang, L.X., 1995. Design and Analysis of Fuzzy Identifiers of Nonlinear Dynamic Systems, *IEEE Trans. Automatic Control*, Vol. 40, **1**, 11-23.

Werbos, P.J., 1991. An Overview of Neural Networks for Control, *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 11, **1**, 40-41.

Wright, W.A., 1995. Stochastic Tuning of a Spacecraft Controller Using Neural Networks, *Engng. Applic. Artif. Intell.* Vol. 8, **6**, 651-656.

Yabuta, T., and Yamada, T., 1992. Neural Network Controller Characteristics with Regard to Adaptive Control, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 22, **1**, 170-177.

Yan, L., and Li, C.J., 1997. Robot Learning Control Based on Recurrent Neural Network Inverse Model, *Journal of Robotic Systems*, Vol. 14, **3**, 199-212.

Yang, Y.Y., and Linkens, D.A., 1994. Adaptive Neural-Network-Based Approach for the Control of Continuously Stirred Tank Reactor, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 141, **5**, 341-349.

Yen, V., Liu, T.Z., and Liu, D.Y., 1995. Neural-Network-Based Near-Time-Optimal Position Control method for DC motor servosystems, *IEE Proc-Control Theory Appl.*, Vol. 141, **3**, 493-500.

Ying, H., Siler, W., and Buckley, J.J., 1990. Fuzzy Control Theory: A Nonlinear Case, *Automatica*, pp. 513-520.

Yu, X.H., Chen, G.A., and Cheng, S.X., 1995. Dynamic Learning Rate Optimization of the Backpropagation Algorithm, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 6, **3**, 669-677.

Zadeh, A.G., Fahim, A., and Gindy, M.E., 1997. Neural Network and Fuzzy Logic Applications to Vehicle Systems: Literature Survey, *Int. J. of Vehicle Design*, Vol. 18, 2, 132-193.

Zak, S.H., Upatising, V., and Hui, S., 1995. Solving Linear Programming Problems with Neural :Networks: A Comparative Study, (1995), *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 6, **1**, 94-104.

Zalama, E., Gaudiano, P., and Coronado, L., 1995. A Real-Time, Unsupervised Neural Network for the Low-Level Control of a Mobile Robot in a Nonstationary Environment, *Neural Networks*, Vol.8, **1**, 103-123.

Zhang, J., and Knoll, A., 1999. Designing Fuzzy Controllers by Rapid Learning, *Fuzzy Sets and Systems*, **101**, 287-301.

Zhang, Y., Sen, P., and Hearn, G.E., 1995. An On-Line Trained Adaptive Neural Controller, *IEEE Control Systems Magazine*, pp. 67-75.

Zhao, Z.Y., Tomizuka, M., and Isaka, S., 1993. Fuzzy Gain Scheduling of PID Controllers, *IEEE Trans. Systems, Man, and Cybernetics* , Vol. 23, **5**, 1392-1398.

Zhou, G., and Si, J., 1998. Advanced Neural-Network Training Algorithm with Reduced Complexity Based on Jacobian Deficiency, *IEEE Trans. Neural Networks*, Vol. 9, **3**, 448-453.

EKLER

Ek-A: Bilgisayar Programları

Uygulamalarda kullanılan programlar MATLAB-4.0 paketi kullanılarak geliştirilmiştir. Program kodları dört grup halinde düzenlenmiştir.

KESTİRİM Dizini: Aerodinamik katsayıların kestirimi ile ilgili programların verildiği dizindir. Üç alt dizini vardır. VERİ alt dizininde eğitme ve test veri setlerini üretmede kullanılan programlar verilmiştir. KESTİR alt dizininde YSA'ların ve BS'lerin eğitilmesi ile ilgili programlar verilmiştir. TEST alt dizininde S-yörüngesi benzetim çalışmasına ilişkin programlar verilmiştir.

TANIMA Dizini: Açısal hız değişkenlerinin tanınması ile ilgili programların verildiği dizindir. İki alt dizini vardır. VERİ alt dizininde doğrusal olmayan benzetim çalışması ile eğitme ve test veri setlerini üretmede kullanılan programlar verilmiştir. TANI alt dizininde YSA'ları, BS'ler ve nöro-bulanık tanıma yapılarına ilişkin programlar verilmiştir.

KONTROL Dizini: Doğrusal olmayan uçuş kontrol uygulamalarına ilişkin programların verildiği dizindir. İki alt dizini vardır. PIDKON alt dizininde YSA'ları ve BS'ler temelli uyarlamalı PID kontrolörler ile üç açısal hız değişkeninin kontrolüne ilişkin programlar verilmiştir. YÖRÜNGE alt dizininde 6 serbestlik dereceli doğrusal olmayan S-yörüngesi benzetim çalışması ile ilgili programlar verilmiştir.

İNİŞKON Dizini: Zeki iniş kontrol sistemi ile ilgili programların verildiği dizindir. Bir alt dizini vardır. İNİŞ alt dizininde klasik, YSA'ları ve BS'ler temelli kontrolörler ile rüzgarlı, rüzgarsız, rüzgarlı ve parametre değişimli durumlar için gerçekleştirilen iniş kontrol uygulamalarına ilişkin programlar verilmiştir.

ÖZGEÇMİŞ

Yazar 1971 yılında Dumanlı'da doğdu. Dokuz Eylül Üniversitesi, Elektronik Mühendisliği Bölümünden 1990'da mezun oldu. Yüksek lisans eğitimini İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektronik ve Haberleşme Anabilim Dalında 1993'de tamamladı. Aynı yıl Uçak Mühendisliği Anabilim Dalında doktora eğitimine başladı. Çeşitli organizasyonlarda sunulmuş altı bildirisi ve bir makalesi bulanan yazar, halen Sakarya Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümünde araştırma görevlisi olarak çalışmaktadır. Yazar evli ve bir çocuk sahibidir.