

**BİLİNMEYEN GİRİŞ GÖZLEYİCİLERİ
KULLANILARAK UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDEKİ
ALGILAYICI VE EYLEYİCİ ARIZALARININ
TESPİTİ, AYRIMI VE SİSTEMİN YENİDEN
YAPILANDIRILMASI**

Emre KIYAK
Doktora Tezi

Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Ocak – 2008

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Emre Kıyak'ın "Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri Kullanılarak Uçuş Kontrol Sistemindeki Algılayıcı ve Eyleyici Arızalarının Tespiti, Ayrımı Ve Sistemin Yeniden Yapılandırılması" başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Doktora Tezi 26.12.2007 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı) : Yard. Doç. Dr. AYŞE KAHVECİOĞLU
Üye : Prof. Dr. ABDURRAHMAN KARAMANCIOĞLU
Üye : Doç. Dr. OSMAN PARLAKTUNA
Üye : Yard. Doç. Dr. HAKAN KORUL
Üye : Yard. Doç. Dr. FİKRET ÇALIŞKAN

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

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

BİLİNMEYEN GİRİŞ GÖZLEYİCİLERİ KULLANILARAK UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDEKİ ALGILAYICI VE EYLEYİCİ ARIZALARININ TESPİTİ, AYRIMI VE SİSTEMİN YENİDEN YAPILANDIRILMASI

Emre KIYAK

**Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı**

Danışman: Yard. Doç. Dr. Ayşe KAHVECİOĞLU

2008, 115 sayfa

Otomatik uçuş kontrol sistemleri, pilotların işyüklerini oldukça hafifleten sistemlerdir. Ancak bu sistemlerdeki; algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzey arızaları uçağın düşmesine bile neden olabilecek istenmeyen sonuçlar doğurabilir. Literatürde arıza toleranslı kontrol olarak bilinen ve sistemlerdeki bazı arıza türlerine karşı, sistemin çalışmasına olanak sağlayan yapıyı, uçuş kontrol sistemlerinde de kullanarak arızaları tolere etmek mümkün olabilir. Kontrol sisteminin karar verme mekanizmasında, gerçek durumlar ile kestirilen durumlar arasında fark incelemesi olan rezidüye göre, tam mertebe gözleyici, indirgenmiş mertebe gözleyici veya bilinmeyen giriş gözleyicisi kullanılarak arızanın tespiti gerçekleştirilebilir. Ayrım aşamasında ise, Adanmış Gözleyici Yapısı (AGY) veya Genelleştirilmiş Gözleyici Yapısı (GGY) yöntemlerinden biri kullanılarak hangi elemanın arızalı olduğu saptanabilir. Bu tezde, bilinmeyen giriş gözleyicileri kullanarak uçuş kontrol sisteminde rasgele bir zamanda meydana gelmiş algılayıcı ya da eyleyici arızalarının tespiti, ayrımı ve sistemin yeniden yapılandırılması benzetimler kullanılarak yapılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Arıza Toleranslı Kontrol, Arıza Tespiti, Arıza Ayrımı, Gözleyiciler, Uçuş Kontrol Sistem Tasarımı

ABSTRACT

PhD Dissertation

SENSOR AND ACTUATOR FAULT DETECTION, ISOLATION AND SYSTEM RECONFIGURATION IN FLIGHT CONTROL SYSTEM USING UNKNOWN INPUT OBSERVERS

Emre KIYAK

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Civil Aviation Program**

**Supervisor: Asist. Prof. Dr. Ayşe KAHVECİOĞLU
2008, 115 pages**

Automatic flight control systems fairly lighten the pilots' workloads. However, in these systems, sensors, actuators and control surface failures can cause undesirable results such as aircraft accidents to happen. It is possible to tolerate the failures in flight control systems by using what is known in literature as fault tolerant control which makes the operations of systems possible against some types of failures. In the decision making process of the control system, the detection of the failure can be performed by using full-order observer, reduced-order observer or unknown input observer which analyse the difference between the real and estimated states known as residual. In the isolation stage, the place of the faulty component could be determined exactly by using Dedicated Observer Scheme (DOS) or Generalized Observer Scheme (GOS). In this thesis, using unknown input observers, detection, isolation and reconfiguration stage of the failures of the sensor or actuator which take place randomly in flight control system are simulated.

Keywords: Fault Tolerant Control, Fault Detection, Fault Isolation, Observers, Design of Flight Control System

TEŞEKKÜR

Doktora tez çalışmam öncesinde ve tez çalışmam boyunca bana büyük bir emek harcayan danışmanım Sayın Yard. Doç. Dr. Ayşe Kahvecioğlu (Anadolu Üniversitesi, SHYO)'na çok teşekkür ediyorum. Kendisinin beni her konuda desteklemesi ve yönlendirmesi sayesinde tezim tamamlanabilmiştir.

Bir dönem boyunca İstanbul Teknik Üniversitesi'nden lisansüstü olarak takip ettiğim Fault Tolerant Control Systems dersi sayesinde, teze ilk başladığımdaki belirsizlikler ortadan kalktı. Bana bu imkanı sağlayan ve her türlü yardımlarından dolayı Sayın Yard. Doç. Dr. Fikret Çalışkan (İTÜ, Kontrol Mühendisliği)'a çok teşekkür ederim.

Sayın Prof. Dr. Abdurrahman Karamancioğlu (Osmangazi Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği), Sayın Yard. Doç. Dr. Hakan Korul (Anadolu Üniversitesi, SHYO) ve Sayın Doç. Dr. Osman Parlaktuna (Osmangazi Üniversitesi, Elektrik ve Elektronik Mühendisliği)'ya çalışmam esnasında verdikleri destekler için çok teşekkür ederim.

Yakın arkadaşlarım Dr. Enis Turhan Turgut, Dr. İlkey Orhan, Mehmet Selçuk İrde, Yard. Doç. Dr. Yasemin Işık, Sinem Kahvecioğlu ve Mustafa Civanoglu'na keyifli anlar ve yardımları için tek tek teşekkür ediyorum.

Son olarak da, bu meşakkatli yolda ilerlerken her zaman yanımda olan sevgili eşime ve aileme, verdiği pozitif enerji ile de kızıma teşekkür ediyorum.

Emre KIYAK

Ocak, 2008

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ	vii
ÇİZELGELER DİZİNİ	ix
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	x
1. GİRİŞ	1
1.1. Literatür Taraması	3
1.2. Bazı Uçak Kazaları ve Arıza Toleranslı Kontrol Kavramının Önemi	5
2. ARIZA TOLERANSLI KONTROL	9
2.1. Tanımlama ve Kavramlar	9
2.2. Arıza tespiti	11
2.3. Arıza ayrımı.....	15
2.4. Yeniden yapılandırma	15
2.4.1. Kazanç ölçekleme	16
2.4.2. Kontrol yapı modifikasyonu	17
2.4.3. Gerçek zamanlı yeniden tasarım.....	17
3. ARIZA TESPİTİ VE AYRIMINDA KULLANILAN YÖNTEMLER	19
3.1. Tam Mertebe Gözleyiciler.....	21
3.2. İndirgenmiş Mertebe Gözleyici (Luenberger'in gözleyicisi).....	22
3.3. Bilinmeyen Giriş Gözleyicisi (BGG).....	25
3.4. Gözleyicilerin Arıza Tespitinde Kullanılması.....	29
3.5. Gözleyicilerin Arıza Ayrımında Kullanılması	32
3.5.1. Gözleyicilerin algılayıcı arıza ayrımında kullanılması.....	32
3.5.2. Gözleyicilerin eyleyici arıza ayrımında kullanılması.....	34

3.6. BGG'nin Arıza Tespitinde Kullanılması.....	35
3.7. BGG'lerin Arıza Ayırımında Kullanılması.....	36
3.7.1. BGG kullanılarak algılayıcı arızası ayırımı.....	36
3.7.2. BGG kullanılarak eyleyici arızası ayırımı.....	39
3.8. Kalman Filtresi.....	41
3.8.1. Sürekli Kalman Filtresi.....	43
4. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ, HAREKET DENKLEMLERİ VE PİTOT - STATİK SİSTEM	46
4.1. Uçuş Kontrol Sistemleri.....	46
4.2. Uçuş Kontrol Sistemlerinin Tarihçesi.....	46
4.3. Fly-By-Wire (FBW) Uçuş Kontrol Sistemi.....	47
4.3.1. FBW sisteminin avantajları.....	49
4.3.2. FBW sisteminin dezavantajları.....	50
4.4. Uçak Hareket Denklemleri.....	51
4.4.1. Uçak uzunlamasına hareket denklemleri.....	51
4.4.2. Uçak yanlamasına hareket denklemleri.....	52
4.5. Pitot-Statik Sistem ve Genel Arızalanma Sebepleri.....	53
5. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDE HERHANGİ BİR ZAMANDA MEYDANA GELMİŞ ALGILAYICI VE EYLEYİCİ ARIZALARININ TESPİTİ, AYIRIMI VE SİSTEMİN YENİDEN YAPILANDIRILMASI	56
5.1. Durum Tahmininin Yapılması.....	58
5.1.1. Gözleyiciyle durum tahmini.....	58
5.1.2. Luenberger'in gözleyicisiyle bilinmeyen durumların tahmini.....	61
5.1.3. Sürekli Kalman Filtresi'yle durum tahmini.....	65
5.2. BGG İle Yanlamasına Uçuş Kontrol Sisteminde Arıza Tespiti, Ayırımı ve Yeniden Yapılandırma.....	68
5.2.1. Matematik modelin oluşturulması.....	70
5.2.2. Senaryoların üretilmesi.....	72
5.2.2.1. Birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo...73	
5.2.2.2. Birinci uçuş durumu için eyleyici arızasına yönelik senaryo.....76	

5.2.2.3. Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo.....	80
5.2.2.4. Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo.....	84

6. TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER **90**

KAYNAKLAR **92**

Ek-1: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan gözleyici editör programı	98
Ek-2: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan gözleyici modeli.....	99
Ek-3: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan Luenberger'in gözleyicisi editör programı.....	100
Ek-4: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan Luenberger'in gözleyicisi modeli.	102
Ek-5: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan Kalman Filtresi editör programı.....	103
Ek-6: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan Kalman Filtresi modeli	104
Ek-7: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan BGG editör programı	105
Ek-8: Simulink 6.0 kullanılarak algılayıcı arızası için yapılan BGG modeli.....	109
Ek-9: Simulink 6.0 kullanılarak eyleyici arızası için yapılan BGG modeli.....	113

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
1.1 Yedek sistemle arıza giderimi [5]	1
2.1 Eşik değerle arıza tespiti [34].....	11
2.2 Trend kontrolüyle arıza tespiti [34]	12
2.3 Üçlü sistem örneği [35].....	13
2.4 Pasif arıza toleranslı kontrol blok diyagramı [7].....	16
3.1 Arıza tespitinin rezidülerle yapılması	30
3.2 AGY tipindeki gözleyicilerle algılayıcı arızası ayrımı	33
3.3 GGY tipindeki gözleyicilerle algılayıcı arızası ayrımı	34
3.4 GGY tipindeki gözleyicilerle eyleyici arızası ayrımı.....	35
3.5 Algılayıcı arızası tespiti ve ayırım tertibatı	38
3.6 Bir eyleyici arızası tespiti ve ayırım tertibatı	40
4.1 Fly-by-wire sisteminin basitleştirilmiş blok diyagramı	48
5.1 Gerçek Sistemin durum tepkisi	59
5.2 Gözleyicinin durum tepkisi	60
5.3 Rezidüler	61
5.4 Ölçülebilen durum değişkenleri	62
5.5 Luenberger'in gözleyicisi ile kestirilen çıkışlar	64
5.6 Luenberger'in gözleyicisi kullanılarak elde edilen rezidüler.....	65
5.7 Kalman Filtresi kullanılmaksızın elde edilen gerçek sistem çıkışları.....	66
5.8 Kalman Filtresi kullanıldığında elde edilen çıkışlar	67
5.9 Kalman Filtresi kullanılarak elde edilen çıkışlar ile gürültünün etki etmediği gerçek sistem çıkışları arasındaki fark (rezidü)	68
5.10 Program akış diyagramı	69
5.11 Birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıkışlar ..	74
5.12 Birinci uçuş durumu için rezidülerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı ..	75
5.13 Birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası sonrasında anahtarlama ile elde edilen çıkışlar	76
5.14 Birinci uçuş durumu için eyleyici arızası durumunda elde edilen çıkışlar	78
5.15 Birinci uçuş durumu için rezidülerle eyleyici arızanın tespiti ve ayrımı	79

5.16 Birinci uçuş durumu için eyleyici arızası sonrası anahtarlama ile elde edilen çıkışlar	80
5.17 Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıkışlar	82
5.18 Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için rezidülerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı	83
5.19 Rankı bir olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıkışlar	88
5.20 Rankı bir olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için rezidülerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı	88

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
2.1 Çeşitli süreçlere ait durum ve olaylar.....	10
5.1 Uçuş durumu parametreleri [45]	70
5.2 Uçuş durumlarına ait kararlılık türevleri [45]	71

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

a	: Kazanç değeri
A	: Durum katsayılar matrisi
AGY	: Adanmış gözleyici Yapısı
B	: Kontrol dağıtım matrisi
BGG	: Bilinmeyen giriş gözleyicisi
c	: Çıkış
C	: Çıkış katsayılar matrisi
d	: Gürültü vektörü
e	: Hata vektörü
E	: Gürültü dağıtım matrisi
Exp	: İstatistik ortalama operatörü
f	: Arıza etkisinin modelde gösterimi
f_k	: Karar fonksiyonu
F	: Gözleyici dinamikleri matrisi
ft	: feet
FBW	: Fly-By-Wire
g	: Yerçekimi ivmesi
G	: Ölçüm dağıtım matrisi
GGY	: Genelleştirilmiş Gözleyici Yapısı
H	: Gözlem matrisi
I	: Birim matris
K	: Optimal filtre matris kazancı
kg	: Kilogram
L	: Kontrol dağıtım matrisi
m	: Metre
M	: Bozuntu dağıtım matrisi
p	: Yatış açısız hızı
P	: Hatanın kovaryans matrisi
Pa	: Basınç
q	: Yunuslama açısız hızı

r	: Sapma açısal hızı
\mathbf{r}	: Rezidü
\mathbf{ref}	: Referans giriş
s	: Saniye
u	: Uçağın ileriye doğru hızı
\mathbf{u}	: Giriş
U_0	: Uçağın ileriye doğru denge hızı
V	: Hız
w	: Uçağın dönüş hızı
\mathbf{w}	: Rasgele Gauss bozuntu vektörü
\mathbf{x}	: Durum değişkeni
$\hat{\mathbf{x}}$: Kestirilen / Hesaplanan durum değişkeni
\mathbf{y}	: Algılayıcı çıkışı
\mathbf{Y}	: Çıkış
\mathbf{z}	: Gözleyicinin durum değişkeni
ε	: Eşik değer
θ	: Yunuslama açısı
δ_E	: İrtifa dümeni açısı
β	: Yana kayış açısı
ϕ	: Yatış hızı
δ_k	: Kanatçık açısı
δ_i	: İstikamet dümeni açısı
ρ	: Hava yoğunluğu

Alt ve üst indisler

a	: Algılayıcı
d	: Dinamik
e	: Eyleyici
max	: Maksimum
min	: Minimum

j : Sağlam elemanın tanıtma indisi
 k : Arızalı elemanın tanıtma indisi
 s : Statik
 t : Toplam

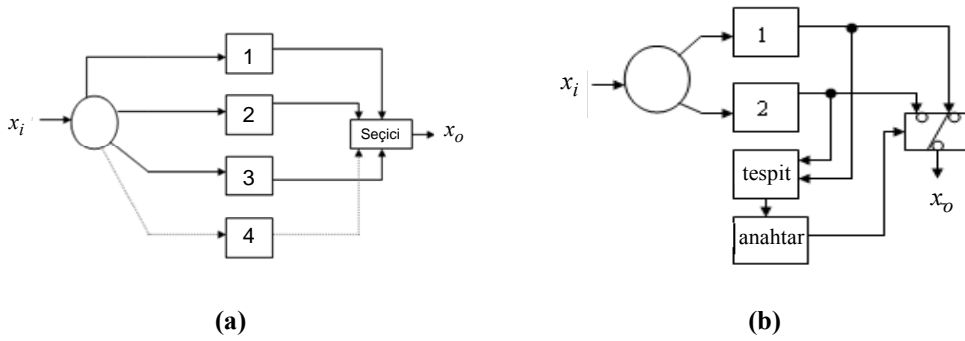
1. GİRİŞ

Dijital bilgisayarlar, ilk kez 1959 yılında, kimya ve petrol üretim süreçlerinde kullanılmıştır [1]. 1960'lardan itibaren de otomasyon, teknik süreçlerde etkin bir şekilde kullanılmaya başlanmıştır. Bu sayede; bir ürün için üretim miktarı ve kalite artmış, insan gücüne dayalı monoton işlerden kurtulmuş, zamandan büyük bir tasarruf sağlanırken, üretim maliyetleri de bir hayli azalmıştır. 1975 yılında ilk kişisel bilgisayarın üretiminden sonra (Apple 1), bilgisayar kullanıcılarının sayısı da her geçen gün hızla yükselmiştir [2].

Gelişen teknolojiyle birlikte, eskiden birçok adam saat gerektiren işler, artık bir bilgisayar ve onu kullanan bir operatörün süreci gözlemlediği bir hale gelmiş, güvenilir ve emniyetli çalışmaya izin vermek için sistem içindeki arızaların kullanıcıların ekranlarında görüntülenebilir olması sağlanmıştır [3]. Zaman geçtikçe beklentilerin farklılaşması ve kontrol tekniklerinin yetersizliği yüzünden yeni arayışlara gidilmiş, bu aşamada arıza toleranslı kontrol kavramı beklentilere cevap vermiştir [4].

Arıza toleranslı kontrol, arıza durumlarına karşı, kontrol işleminin devamını sağlayabilmek için metotlar önerir. Bu sayede, arızadan sonra bile, kabul edilebilir düzeyde performans düşüklüğü ile birlikte, kontrol işleminin devam ettirebilmesine olanak sağlanır [5].

Arıza durumlarına rağmen sistemin çalışmasına olanak sağlanmasının (fail-safe) ilk uygulamaları yüksek risk taşıyan sistemlerde görülmüştür. Şekil 1.1'de, yedek sistemlerle emniyetin nasıl sağlandığı gösterilmiştir [5].



Şekil 1.1 Yedek sistemle arıza giderimi [5]

Şekil 1.1 (a)'da, çok sayıda yedeğin kullanılması ve seçici elemanın değerlendirilmesine göre arızalı elemana rağmen sistemin çalışması sağlanabilir. Seçici eleman, çıkışların birbirleriyle karşılaştırması yoluyla arızalı elemanı devre dışı bırakan bir yapı özelliğinde olmalıdır. Şekil 1.1 (b)'de ise, tek yedekli bir sistemde, kullanılan asıl elemanın arızalanması durumunda, arıza tespiti ve sağlam elemanın bir anahtarlama yapılarak tetiklenmesi gösterilmektedir. Önceki şekilden farklı olarak burada limit değerlerin dışına çıkılması arızaya işaret etmektedir. Tespitten sonra sağlam eleman devreye sokulmaktadır. Donanım fazlalığına dayanan bu yapıları oluşturmak, donanım ve çeşitli tertibatları sisteme yerleştirmek açısından ele alındığında hem oldukça maliyetli, hem de fiziki açıdan sıkıntılıdır. Donanım fazlalığına dayanan bu yaklaşımdaki dezavantajlar yüzünden analitik hesap sürecine dayanan yaklaşımları kullanmak çok daha yararlıdır [6].

Arıza toleranslı kontrol sistemlerini iki ana kategoride incelemek mümkündür: pasif arıza toleranslı kontrol sistemleri ve aktif arıza toleranslı kontrol sistemleri.

Pasif ve aktif arıza toleranslı kontrol sistemleri kıyaslandığında, pasif arıza toleranslı kontrol tasarım uygulamalarının genelde basit ve daha ekonomik olduğu, bununla birlikte arıza durumunda sistemin ancak ilgili bir tertibat sağlanmışsa çalışabildiği, daha önceden öngörülmemiş bir arızayla karşılaşıldığında yine sistemin bloke olabileceği söylenebilir. Aktif arıza toleranslı kontrol ise, genellikle nükleer, aviyonik, kimya endüstrisi gibi yüksek emniyet ve teknoloji gerektiren süreçlerde uygulanmakta olup, arıza/hasar tespitinin yapılıp, olumsuz etkilerinin ortadan kaldırıldığı sistemlerdir [7, 8, 9].

Arıza tespiti ve izole edilmesi ile ilgili öncü çalışmalar; 1970'lerde Beard ve Jones tarafından başlatılmış, son yıllarda ise Chen, Patton ve Gertler isimleri ön plana çıkmıştır [10-13].

Arıza tespit ve tanımlamasında kullanılan yöntemler, gözleyici (observer) ve Kalman Filtresi gibi yöntemlere dayanmaktadır. Gözleyiciler, arıza ayırımında Adanmış Gözleyici Yapısı (AGY), ve Genelleştirilmiş Gözleyici Yapısı (GGY) tipinde olmak üzere iki farklı şekilde kullanılabilir. Kalman Filtresi ise, ayrık ve sürekli olmak üzere iki şekilde incelenebilir.

1.1. Literatür Taraması

Arıza toleranslı kontrolün; kimyasal süreçlerde, nükleer güç üretim merkezlerinde, havacılıkta, otomotiv endüstrisi vb. bir çok mühendislik alanında çok sayıda uygulaması bulunmaktadır. Arıza toleranslı kontrolün; havacılıkta özellikle uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarında kontrolün sağlanabilmesi amacıyla, farklı yaklaşımlarla teorik çalışmaları yapılmıştır [14]. Kimya endüstrisinde, kimyasal tepkimelerdeki belirsizlikler ve ölçme gürültülerinden, nükleer reaktörlerdeki radyoaktif madde kontrolünün gürbüz kontrolle sağlanmasına kadar değişen alanlarda teorik ve pratik örnekler, yapılan ilk ciddi çalışmalardır. Gaz boru hatlarında kaçak kontrolü, doğrusal olmayan uçak modelinde arıza toleransının kullanımı sayılabilecek çalışmalardan bazılarıdır [15]. Bu sistemlerdeki ortak özellikler; genel olarak, yüksek emniyet gereksinimi ve sistem kaybının açabileceği felaketlerdir. Böyle sistemlerde arızanın mümkün olduğunca çabuk olarak tespitinin yapılması, yerinin ve olabiliyorsa büyüklüğünün belirlenebilmesi gerekmektedir. Uçaklardaki arıza tipleri olarak algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzeyleri arızalarına yönelik çok sayıda çalışma yapılmıştır.

Çalışkan ve Hacıyev'in yaptığı çalışmalarda, genişletilmiş Kalman Filtresi kullanılarak çeşitli uçak modelleri için algılayıcı, kontrol yüzeyi ve eyleyici arızalarının tespiti gerçekleştirilmiştir. Uçak modeli, uzunlamasına ve yanlamasına olmak üzere iki kısma ayrılarak ele alınmış, lineer kuadratik optimal denetleyici ile kararsız yapıdaki uçak modeli kararlı hale getirilmiştir. Kalman Filtresi'ndeki "innovasyon" adımının karakteristiğinin değişmesinden yola çıkarak arızaların tespiti sağlanmıştır. Gürbüz Kalman Filtresi kullanılarak da arızaların ayrımı yapılabilmektedir [16-19].

Aykan, Hacıyev ve Çalışkan'ın çalışmalarında, uçakta olacak buzlanmanın uçuş emniyetini etkilememesi ve buz önleme sistemlerinin geliştirmesi amaçlanmıştır. Uygulama örneklerinde, çeşitli uçak modelleri için uçuş sırasındaki kanat buzlanmalarının tespit, teşhisi ve kontrolü amaçlanmaktadır. Uçağın dinamik karakteristiklerinin, genişletilmiş Kalman Filtresi "innovasyon" sürecindeki değişiklikleri izlenerek, buzlanma tespit edilmektedir. Girişleri

ölçülen veya ölçülemeyen uçak durumları ve çıkışları buzlanma parametreleri olan bir yapay sinir ağ yapısı oluşturulmuştur. Eğitilmiş yapay sinir ağı modeli, daha sonra, buzlanmadan dolayı normal kontrol prensibi ile kontrol edilemeyen uçağın kontrolü için kullanılmıştır [20-23].

Howell, iki uçak kazasından yola çıkarak LQG tasarımı metodunun kullanıldığı yeniden yapılandırılabilir kontrol kanununu gerçekleştirmiştir [24].

Tahir, Huber ve McCulloch ve diğer başka araştırmacılar, arızalı yüzeylerden kaynaklanan kuvvet ve momentlerin, bir denetleyici ayarlaması ile sağlam kontrol yüzeyleri tarafından yürütülmesi ile ilgili bir formül geliştirmişlerdir [24].

Ahmed-Zaid, F-16 uçağındaki arızalara karşı uyarlamalı kontrol tekniğini uygulamış, arıza durumlarında bir denetleyici ile kazanç ölçekleme yoluna gitmiştir [24].

Napolitana ve Swaim, uçuş kontrol sisteminde yeni bir teknik geliştirerek, özel bir algoritmayla, uçağın aerodinamik karakteristiklerini her kontrol yüzeyinin bir fonksiyonu olarak ifade etmiş, yüzeylerde olacak arızaları da Kalman Filtresi yaklaşımıyla tespit edebilmişlerdir [24].

Bajpai, değişken yapılı denetleyiciler kullanarak uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarına rağmen sistemin yeniden yapılandırılması ile ilgili çalışma yapmıştır [5].

Belkharraz, F/A-18 uçağında olabilecek kontrol yüzeyi arızalarının pasif ve aktif yaklaşımlar kullanarak, karşılaştırmalı sonuçlarını elde etmiştir. Pasif yaklaşımda, sabit bir denetleyici ile özyapı ataması yaklaşımı ile optimizasyon sağlanırken, aktif yaklaşımda model referans uyarlamalı değişken denetleyicinin kazancını değiştirerek çözüme gidilmiştir [25].

Esteban, H_{∞} optimizasyonunu kullanarak Boeing 747-100/200 uçağının uzunlamasına hareketi için motor arızalarını tespit edebilen bir filtre tasarlamıştır [26].

Thomas, gözleyiciler ve regülatör tasarımını içeren denetleyiciler kullanarak, takılı kalmış kontrol yüzeylerine sahip F-16 uçağı için, kuvvet ve momentlerin dağıtılmasını, diğer elemanlarla sağlamıştır [27].

Gu, insansız bir hava aracının çeşitli arıza durumlarına rağmen uçabilmesini sağlamıştır. Bu amaçla yapay sinir ağlarına dayalı denetleyici kullanımına gitmiştir [28].

1.2. Bazı Uçak Kazaları ve Arıza Toleranslı Kontrol Kavramının Önemi

1 Aralık 1974 tarihinde, Northwest Orient Havayolları'na ait bir Boeing 727 uçağında, pitot tüplerinin ısıtılmasını sağlayan buz önleme sistemi faal hale getirilmemiş ve yağmurdan kaynaklanan buzlanma sonucunda pitot tüplerinde tıkanıklık oluşmuştur. Pitot tüplerinde tıkanıklık göstergelere yanlış hız bilgisi göndermiştir. Uçağın tıkanıklık sonucu gerçek değerinden çok daha hızlı gittiğini düşünen pilot, uçak perdövitesine girene kadar hızı azaltmış ve bunun sonucunda da artık taşıma kuvveti sağlanamadığından uçak 3 mürettebatıyla kaybedilmiştir [29]. Pilotaj hatası olarak kaynaklara geçmesiyle birlikte, sistemde pitot tübünün ne kadar önemli olduğu sonucu anlaşılmaktadır.

6 Şubat 1996 tarihinde, Birgen Havayolları'na ait bir Boeing 757 uçağı, kalkışından kısa bir süre sonra pitot sistemindeki bir arıza sebebiyle kaza yapmıştır. Kaza, bundan önce bahsedilen kaza senaryosunun tıpatıp benzeridir. Kalkışın başında hız göstergesinde bir anormallik olduğunu fark eden pilot buna rağmen kalkışına devam etmiştir. Felaket 189 kişinin hayatına mal olmuştur [30].

2 Ekim 1996 tarihinde, Aeroperu Havayolları'na ait bir Boeing 757 uçağı kaptan pilotu, kalkışından 5 dakika kadar sonra göstergelerden kaynaklanan problem nedeniyle kalkış yaptığı meydana geri dönmek istediğini bildirmiştir. Başlangıç tırmanma süresince, hız ve irtifa bilgileri çok düşüktür. Uçak 13000 ft civarında uçarken, kaptanın hız göstergesi uçağın son derece hızlı ve yüksek irtifada olduğunu gösterirken, yardımcı pilota ait göstergeler ise bunun tam tersi olarak düşük hız ve irtifa değeri göstermekte hatta kumanda çubuğu sallanarak düşük ikaz uyarısı vermektedir. Yaklaşmada kullanılan göstergenin kaptan pilota ait olduğu ve önceki kazalara benzer bir durum yaşandığı anlaşılmaktadır. Kaptan pilotun, çarpma anına kadar kullandığı gösterge, uçağın hızını 450 knot ve irtifa 9500 ft değerini gösterdiği için kaza yaşanmıştır. Teknik incelemeler sonucu kaptanın tarafında bulunan 3 statik portun uçağın yıkanması sırasında koruma

bandı ile üzerlerinin kapatıldığı ve temizlik bittikten sonra bandın alınmadığı ve dolayısıyla yanlış bilgi okunmasına sebebiyet verdiği raporu hazırlanmıştır. Kazada 70 kişi hayatını kaybetmiştir [31].

19 Temmuz 1989 tarihinde, 232 uçuş sayılı, United Airlines'a ait bir DC-10 uçağı, Denver'dan Chicago'ya doğru yol alırken, merkez motordan kaynaklanan bir hasar oluşumu yüzünden üç hidrolik sıvısını tamamen kaybetmesi sonucu, 37,000 feette kontrol yüzeylerini hareket ettirememesi, bunun sonucunda da uçağı herhangi bir kontrol hareketi verememesi problemiyle karşılaşmıştır. Kaptan pilot ve o esnada bir yolcu olarak uçmakta olan bir başka kaptan pilot, eşsiz bir deneme yaparak, sadece kanatlarda bulunan motorları farklı güçlerde çalıştırarak ve sürekli gaz kollarıyla oynayarak, uçağı Sioux City'deki piste kadar getirmeyi başarmış, ancak hızı kontrol edemediklerinden doğal olarak çok yüksek bir hızla piste çarpmış, bu sayede de, 296 yolcudan 184'nün hayatını kurtarmayı başaramışlardır. Uçakta bununla ilgili bir prosedür işleminin bulunmaması, pilotun tamamıyla tecrübelerinden faydalanarak piste kadar uçağı getirip, bir çok insanın hayatını kurtarması, havacılık otoriteleri tarafından büyük bir takdirle karşılanmıştır [5].

Araştırmalara göre, yaşanan uçak kazalarının yüzde 70'i uçuş ekibinin hatası, yüzde 11'i uçaktaki mekanik hatalar, yüzde 7'si teknik bakım eksikliği, yüzde 5'i hava trafik kontrolörü hatası, yüzde 4'ü de diğer hatalardan kaynaklanmaktadır [32]. Bu hatalardan, mekanik hatalar başlığı altındaki arıza / hata sebepleri detaylı incelendiğinde, yüzde 45'i motorlardan, yüzde 20'si uçak yapısal komponentlerinden, yüzde 14'ü iniş takımlarından, yüzde 12'si kontrol yüzeylerinden, yüzde 5'i sistemlerden ve yüzde 4'ü aletsel hatalardan kaynaklandığı görülmektedir [33]. İnsandan kaynaklanan hataların eğitimle düzeleceği düşünüldüğünde, ikinci büyük hata sebebi olan mekanik hatalar için arıza toleranslı bir yapı kullanmak bu payın küçülmesini sağlayacaktır.

Ölümcül hava kazaları, hem uçan yolcular için trajik sonlara, hem şirketler için ciddi itibar ve maddi kayıplara yol açar. Aynı zamanda toplumun genelinde, uçakla yolculuk etmekten korkma ve kaçınma duygularının oluşmasına sebebiyet vererek, hava ulaşımını bu anlamda sıkıntısı olmamış şirket ve kişiler için bile bir sorun haline getirmektedir. Gelecek yıllarda, ticari hava taşımacılığında ciddi bir

artış beklenmektedir. Bir çok düzenleme ile birlikte uçakta bulunan teknolojiler ile kaza riskinin milyonda ikinin altında (Sabotaj vb. terörist faaliyetler ve askeri uçuşlar bu gruba dahil değildir) kalması, havayolu taşımacılığının, diğer taşımacılık türleriyle kıyaslandığında en güvenli taşımacılık olduğunu göstermektedir. Yetersiz havaalanı faaliyeti ve insan hataları yüzünden kazalar meydana gelebilmektedir. Bu durumdaki değişiklikler, üstesinden hemen gelinebilecek türden olmayıp, iyileştirilmesi eğitim ve teknolojiye bağlıdır. Ancak son yıllarda olan çok sayıda uçak kazasına, komponentlerin kontrol döngülerinden kaynaklanan arızalar sebep olmuş, yani bir pilotaj hatası sonucunda uçakların düşmediği gözlenmiştir. Arızalı algılayıcı ve eyleyiciler, "katstrofik" denilen önlenemez sonuçlar doğurur. Bu yüzden, kapalı döngüler içinde böylesine arızalara karşı kullanılabilen yeniden yapılandırılabilir kontrol tertibatlarının kullanılmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Nominal denetleyiciler, bir arızayı takip eden sistem değişimi değişikliklerinden kaynaklanan yetersiz durumu düzenlerler. Çevrim-içi hesaplamalar ile bu talep karşılanmaya çalışılır. Arıza meydana geldiğinde çeşitli denetleyiciler ile anahtarlama yapılarak durum düzenlenmeye çalışılır. Günümüz modern uçaklarında, fazladan kullanılan algılayıcılarla küçük arızalara karşı tedbir alınmıştır [5].

Bu çalışma, uçuş kontrol sisteminde herhangi bir zamanda meydana gelmiş algılayıcı ya da eyleyici arızalarının bilinmeyen giriş gözleyicileri kullanarak tespiti, ayırımı ve sistemin yeniden yapılandırma aşaması olarak yedeğinin devreye sokulmasını ele almaktadır.

İkinci bölümde, arıza toleranslı kontrolün alt aşamaları olan arıza tespit, ayırım ve yeniden yapılandırma aşamaları tanıtılmakta ve konuyla ilgili önemli tanımlamalar verilmektedir.

Üçüncü bölümde, arıza tespitinde gözleyici olarak kullanılan, tam mertebe gözleyici, indirgenmiş mertebe gözleyici ve bilinmeyen giriş gözleyicisinin matematik temelleri verilmektedir. Arıza tespiti, rezidüel kullanılarak sağlanabilirken, arıza ayırımı ise iki yöntem olan, AGY ve GGY yaklaşımları ile gerçekleştirilebilmektedir. Kalman Filtresi gürültünün etkilediği sistemlerde gürültünün bertaraf edilmesinde kullanılmaktadır,

Dördüncü bölümde, kısaca uçuş kontrol sistemi ve tarihçesinden bahsedilmekte, günümüz yolcu uçaklarının uçuş kontrol sistemi olan fly-by-wire uçuş kontrol sistemi ele alınarak avantajları ve dezavantajları ele alınmakta, bu noktada arıza toleranslı kontrolün kullanılabilirliğine işaret edilmektedir. Yapılan çalışmada benzetimler kullanılacağından, uçak modelini oluşturan hareket denklemleri, uzunlamasına ve yanlamasına hareket denklemleri olarak iki kısma ayrılarak incelenmekte ve bu amaçla kararlılık türevleri kullanılmaktadır. Çalışma, algılayıcı ve eyleyici arızalarına yönelik olduğundan pitot-statik sistem ve genel arızalanma sebepleri başlığı altında problem olabilecek yerlere işaret edilmektedir.

Beşinci bölümde de, dört motorlu geniş gövdeli bir yolcu uçağı modeli için üçüncü bölümde verilen yöntemler kullanılarak, durum tahminin yapılması gerçekleştirilmektedir. Bilinmeyen giriş gözleyicisi, sisteme bilinmeyen girişlerin varlığına rağmen kullanılabilir olduğundan, daha ayrıntılı olarak, seçilen bir uçağın dört uçuş durumu için yanlamasına uçuş kontrol sistemi göz önüne alınarak çeşitli arıza senaryolarına göre arızaların tespiti, ayrımı ve yeniden yapılandırma olarak yedeğinin devreye sokulması süreçlerine ait benzetim modeli ve sonuçları verilmektedir.

2. ARIZA TOLERANSLI KONTROL

2.1. Tanımlama ve Kavramlar

Arızanın tespit ve teşhisi; sistemdeki arızalı elemanların yerinin belirlenmesi ve kontrol altına alınması (yeniden yapılandırma) durumlarını içerir. Bazı araştırmacılar, bu gruba tanımlamanın da girdiğini düşünmektedir. Arıza tespit ve teşhisinde özetle aşağıdaki görevler yerine getirilir [1, 34]:

- Arızanın tespiti: Sistemde bir şeyler yanlış ya da ters gittiğinde, bu olayın belirlenmesi,
- Arızanın ayrımı / izole edilmesi: Arızanın tam olarak yerinin ve niteliğinin belirlenmesi,
- Arızanın tanımlanması: Arızanın büyüklüğü veya şiddeti gibi niceliklerinin belirlenmesi,
- Yeniden yapılandırma: Sistemin düşük bir performansa rağmen çalışmasına izin veren kontrol faaliyetlerinin yapılması.

Arıza toleranslı kontroldeki çeşitli kavramlar birbirleriyle karıştırıldığından, tanımlamalarının yapılması gereklidir.

Arıza (fault); sistemin en az bir karakteristik özelliğinin kabul edilebilir, alışıldık, standart durumundan izin verilmeyecek şekilde sapmasıdır. Arıza, sistem içinde bir durumdur ve sistem içinde özel bir görevi yerine getiren elemanın kapasitesinin azalması veya kaybı şeklinde sonlanabilir. Tasarım hatası, üretim hatası, işletim hatası, yanlış kullanım hatası, bakım hatası, donanım arızası, operatör hatası gibi farklı tipleri vardır. Bu arıza tiplerinden bazıları hata olarak da isimlendirilebilir. Burada insan tarafından bir etkinin varlığı söz konusudur. Arıza; müdahale edilmediği durumlarda sistem kaybına/büyük arızaya (failure) dönüşür. Küçük arızaları genellikle tespit etmek zordur. Aniden ortaya çıkan veya yavaş bir şekilde ilerleyen arızalar olabilir.

Sistem kaybı/büyük arıza (failure) ise, belirlenmiş çalışma koşulları altında, gerekli bir görevi gerçekleştiren bir sistemin yeterliliğindeki daimi kesintidir. Sistem kaybı, bir olaydır ve bir fonksiyonu yerine getiren birimin yeterliliğinin sonlanmasıdır. Bir ya da birkaç arızadan meydana gelir. Arıza

sayısına göre tekli veya çoklu sistem kayıpları olabilirken, öngörülebilirlik açısından rasgele, deterministik ve sistematik sistem kayıpları olabilir. Rasgele sistem kayıpları, çalışma zamanından ve diğer arızalardan istatistiksel olarak bağımsız olduklarından tahmin edilemezler. Deterministik sistem kayıpları, belirli koşullar altında tahmin edilebilirler. Sistematik sistem kayıpları, bilinen durumlara bağlıdır.

Kesikli sistem kayıpları (malfunction); bir sistemin istenilen bir fonksiyonu icrasında kesikli zaman aralıklarında olan düzensizliklerdir. Kesikli sistem kayıpları da, sistem kayıpları gibi bir olaydır ve bir ya da birkaç arızadan meydana gelir.

Çizelge 2.1’de çeşitli süreçler için bu tanımlamalara uygun olarak olan durum ve olaylar gösterilmektedir.

Çizelge 2.1 Çeşitli süreçlere ait durum ve olaylar

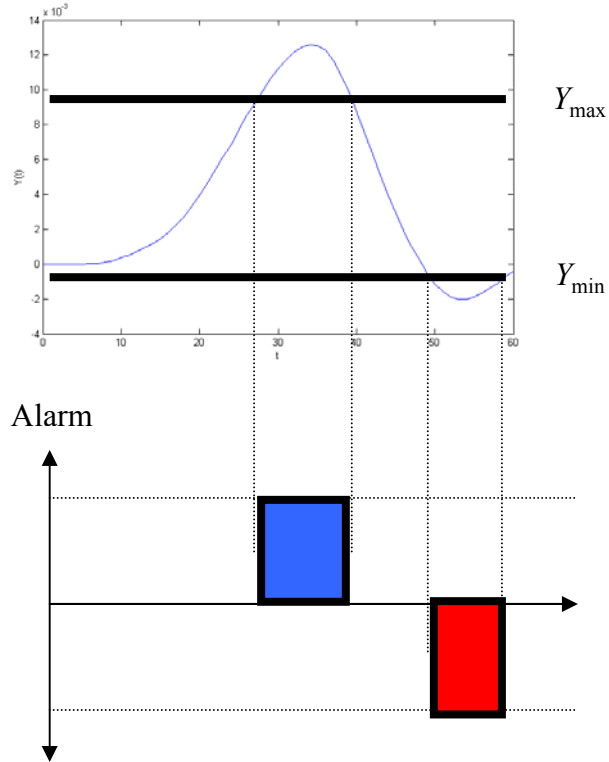
Süreç	Arıza	Özellik	Sistem kaybı	Kes. sistem kaybı
Elektriksel Aydınlanma	Kontak ucu aşınması	İletkenlikte ara ara kayıp	-----	Aydınlanmada kesiklik
	Kablunun kopması	İletkenlikte bütünüyle kayıp	Aydınlanma kaybı	-----
DC Motor	Fırça aşınması	Armaçür direncinde artış	-----	Tork ve hızda değişimler
	Uyarma bobininde kopukluk	Akı kaybı	Hareket kaybı	-----
Pnömatik Valf	Hava basınç kaynağında kaçak	Yavaş ve sınırlı hareket	-----	Ayar noktalarının tutturulmasında kesiklilik
	Şaftta aşınma	Aşırı mekanik sürtünme	Hareket kaybı	-----

Sistemde her görülen sapmanın da bir arıza olduğu düşünülmemelidir. Sınıflandırma yaparak bu kavramı incelemekte fayda vardır. Sapma; geçici, kesikli ve daimi olarak üç ayrı kategoride incelenir. Geçici sapsmalar, o andaki dış bozucular sebebiyle belirli bir zaman aralığında varolan ve kendiliğinden düzelen

sapmalardır. Kesikli sapmalar ise, genellikle kararsız alet veya cihaz çalışmalarından kaynaklanır. Daimi sapmalar; komponent arızaları, fiziksel hasar veya tasarım hatası gibi nedenlerle oluşabilirler. Geçici ve kesikli sapmalara sebep olan etkilerin anlaşılması ve ortadan kaldırılması güçtür. Çünkü bu etki ortadayken sapma mevcuttur. Etki ortadan kalktığında sapmada ortadan kalkar [24].

2.2. Arıza Tespiti

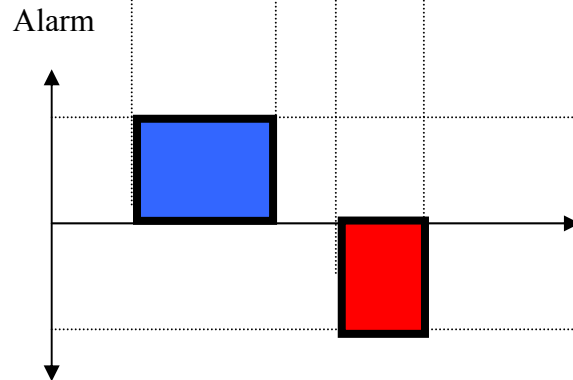
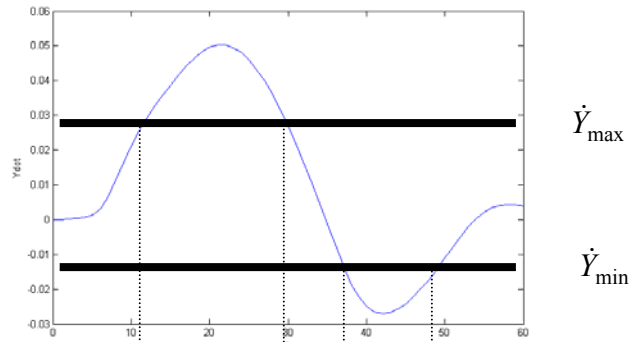
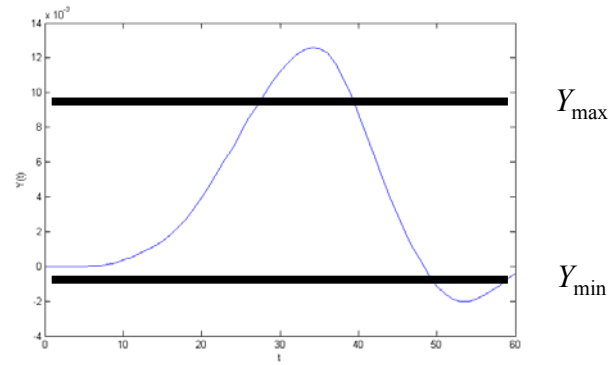
Arıza tespitinde kullanılabilecek en basit ve en çok kullanılan metot doğrudan ölçülebilen değişkenin limit kontrolünün yapılmasıdır. Bunun için, ölçülen değişken $Y(t)$ olmak üzere, iki limit değeri saptanır. İzlenen değişkenin Y_{\max} olarak tanımlanan üst limit değerini aşması veya Y_{\min} olarak tanımlanan alt limit değerinin altında kalması durumunda süreçte bir problemin olduğu anlaşılacaktır. Şekil 2.1’de bu durum gösterilmektedir.



Şekil 2.1 Eşik değerle arıza tespiti [34]

Uygulama örnekleri olarak; yağ basıncının takibi, içten yanmalı motorun soğutma suyu sıcaklığının takibi, buzdolabındaki sıvının uygun dolaşımı için basınç takibi verilebilir [34].

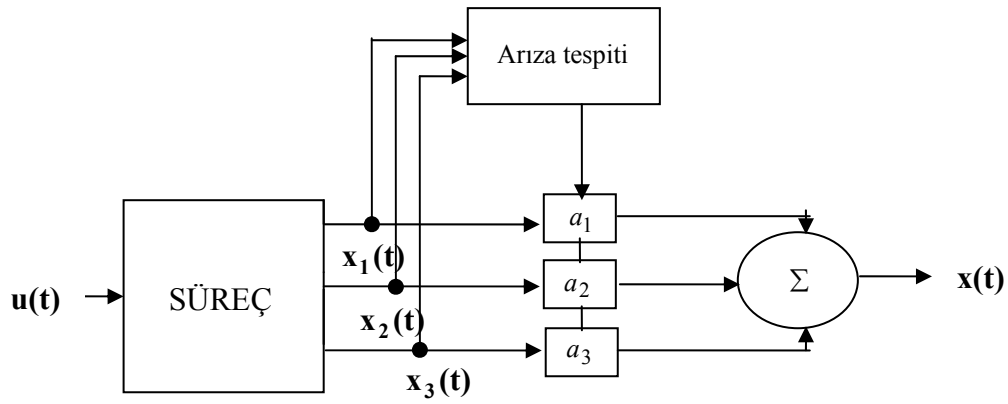
Arızanın veya bir problemin daha çabuk anlaşılması veya daha sağlıklı yapılabilmesi için değişkenin türev bilgisi kullanılarak da aynı analiz yapılabilir. Bu durum Şekil 2.2’de verilmektedir.



Şekil 2.2 Trend kontrolüyle arıza tespiti [34]

Şekil 2.2’de gösterildiği gibi trend kontrolüyle yapılan arıza tespiti işlemi, eşik değerle yapılan arıza tespitindeki (Şekil 2.1) limitin üstüne ve limitin altına düşmeyi daha çabuk belirlemiştir. Çalışma alanına bağlı olarak limit değerlerin iyi seçilerek, iki yöntemin bir arada kullanılması daha sağlıklı sonuçlar doğuracaktır.

Arıza tespitinin yapılabilmesi için uygulanan metotlardan biri de en az iki yedekli sistem elemanlarının çıkış değerlerinin kıyaslanması yoluyla yapılabilir [35]. Şekil 2.3’de bu durum gösterilmektedir. Burada, $\mathbf{u}(t)$ süreç girişine karşılık gelmektedir.



Şekil 2.3 Üçlü sistem örneği [35]

Arıza tespit sistemi ise, (2.1)’de gösterilen üç karar fonksiyonunu kullanarak arızayı tespit eder:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{f}_{k1}(t) &= [\mathbf{x}_1(t) - \mathbf{x}_2(t)][\mathbf{x}_1(t) - \mathbf{x}_3(t)] \\
 \mathbf{f}_{k2}(t) &= [\mathbf{x}_2(t) - \mathbf{x}_3(t)][\mathbf{x}_2(t) - \mathbf{x}_1(t)] \\
 \mathbf{f}_{k3}(t) &= [\mathbf{x}_3(t) - \mathbf{x}_1(t)][\mathbf{x}_3(t) - \mathbf{x}_2(t)]
 \end{aligned} \tag{2.1}$$

Eşitlik (2.1)’de verilen $\mathbf{x}_1(t)$, $\mathbf{x}_2(t)$ ve $\mathbf{x}_3(t)$ iki yedekli bir algılayıcının çıkışları olmak üzere, $\mathbf{f}_{k1}(t)$, $\mathbf{f}_{k2}(t)$ ve $\mathbf{f}_{k3}(t)$ karar fonksiyonu değerleri, arıza olmaması durumunda sıfırdır. Herhangi bir algılayıcıda arıza olması durumunda, karar fonksiyonu değerlerinde oluşan sıfırdan farklı değerlere göre, arızalı algılayıcı tespit edilebilir. Algılayıcı hassasiyetinden kaynaklanan çok küçük

değerlerin arıza olarak anlaşılması için bir alçak geçiren filtre kullanılıp, daha sonra bir eşik değeriyle karşılaştırılır.

Arızalı algılayıcının tespit edilmesinden sonra, a_1 , a_2 ve a_3 olarak verilen algılayıcı kazançları değiştirilir. Örneğin; arıza olmaması durumunda her üç değerde 1/3 iken, arıza durumunda, arızalı algılayıcının kazanç değeri 0 olurken, diğer ikisinin değeri 1/2 yapılarak algılayıcı arızası etkisi ortadan kaldırılabilir. Bu durum, ε küçük bir pozitif sayı seçilmek şartıyla, Eşitlik (2.2)'de gösterilmektedir:

$$\begin{aligned} |\mathbf{f}_{k1}(\mathbf{t})| < \varepsilon, |\mathbf{f}_{k2}(\mathbf{t})| < \varepsilon, |\mathbf{f}_{k3}(\mathbf{t})| < \varepsilon \\ a_1 = a_2 = a_3 = 1/3 \end{aligned} \quad (2.2)$$

Eğer herhangi bir algılayıcıda arıza olması durumu ise, Eşitlik (2.3)'teki gibi gösterilebilir:

$$\begin{aligned} |\mathbf{f}_{ki}(\mathbf{t})| > \varepsilon, |\mathbf{f}_{kj}(\mathbf{t})| < \varepsilon \quad (j \neq i) \\ a_i = 0, a_j = 1/2 \quad (j \neq i) \end{aligned} \quad (2.3)$$

Tek bir arıza tespitinin yapılabilmesi için en az iki yedeğinin bulunması oldukça dezavantajlı bir durumdur. Örneğin, uçak gibi karmaşık yapıda bir sistem için her elamanın (algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzeyleri) iki yedeğinin daha olması hem ağırlık, hem maliyet, hem de boş hacim yaratma problemi açısından mantıklı değildir. Bu bakımdan, bu yöntem daha çok basit ve yukarıdaki dezavantajların problem yaratmadığı sistemlerde kullanılabilir. Arıza tespiti için donanım fazlalığı kullanmak yerine çeşitli hesaplamaların yapıldığı ve matematik modelin kullanıldığı analitik fazlalıkların (bilgisayar, mikroişlemci veya program) kullanılması çok daha fayda sağlar.

2.3. Arıza Ayrımı

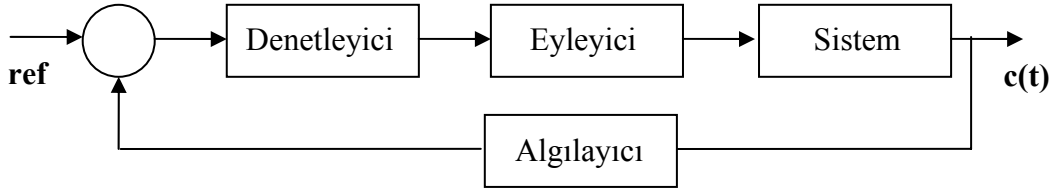
Arıza tespitinden sonra, arızanın hangi komponentten kaynaklandığının belirlenmesi işi, arıza ayrımı olarak isimlendirilir. Eşitlik (2.3)'de verildiği gibi, herhangi bir arıza durumunda ilgili f değeri sıfırdan farklı olacağından, bu durum, o komponentin arıza yaptığı anlamına gelmekte ve dolayısıyla tespitin yanında arıza ayrımının yapılması da sağlanmaktadır.

Bu işlem için gözleyicilerden de faydalanılabilir. Gözleyiciler sistemin gerçek durumuyla onun matematik modeli arasındaki farka (rezidü) bakarak hem sistemdeki arıza tespitine ve hem de arıza ayrımının yapılabilmesine olanak sağlarlar. Genelde kullanılan metotta budur. AGY olarak literatürde karşılaşılan yaklaşım, her bir rezidü sinyalinin bir arızaya duyarlı iken diğerlerine duyarlı olmadığıdır. Ancak bu durumun elde edilmesi oldukça güçtür. Bu bakımdan GGY olarak bilinen ve her bir rezidünün bir algılayıcı ya da eyleyici arızası hariç diğerlerine duyarlı olduğu yapı anlayışı kullanılarak arıza ayrımı yoluna gidilebilir.

2.4. Yeniden Yapılandırma

Arıza tespiti ve ayrımının yapılmasından sonra, sistemin yeniden düzenlenmesi ve normal olarak çalışmasına olanak sağlanması faaliyetleri, yeniden yapılandırma olarak isimlendirilir. Eşitlik (2.2)'de verilen kazanç değerlerinden, (2.3)'deki kazanç değerlerine geçilerek, bu değerlerin kullanılması, yeniden yapılandırma faaliyetidir.

Pasif arıza toleranslı kontrol sistemlerinde gürbüz denetleyiciler ile yapılan müdahalelerle sistem kontrol altında tutulur. Şekil 2.4'de, pasif arıza toleranslı kontrol blok diyagramı gösterilmektedir [7].



Şekil 2.4 Pasif arıza toleranslı kontrol blok diyagramı [7]

Şekil 2.4’de gösterilen pasif arıza toleranslı kontrol sistemlerinin sakıncası; algılayıcı ve/veya eyleyicide olabilecek arızalarda sistemi tümüyle kaybetme olasılığının olmasıdır. Uçak gibi işin içerisine hareketin girdiği ve yüksek emniyet şartlarının sağlanması gerektiği sistemlerde, sadece birkaç saniyelik algılayıcı ya da eyleyici arızası bile sistemin güvenliğine bir tehdittir ve böyle sistemlerin çalışmasının, şansa bırakılma ihtimali yoktur. Zaten böyle hayati sistemlerde, çok sayıda güvenlik tedbiri alınarak, olası kötü ihtimallere hazırlık yapılır. Örneğin uçaklarda, aynı görevi yapan birden fazla algılayıcının çıkışları, güvenlik amacıyla, sürekli birbirleriyle karşılaştırılır [36] .

Sistemde arızalar meydana geldiğinde ya arızalı modül olmaksızın sistem yeniden konfigüre edilecek ya da başka modüllerle arızalı modül yer değiştirecektir. Eğer sistemde fazladan bazı ekipmanlar mevcutsa, ancak bu durumda yeniden yapılandırılabilir kontrolden söz edilebilir. Fazla ekipmanlar olarak, nominal çalışma için gerekli elemanların dışındaki ilave edilmiş kaynaklar düşünülür.

Yeniden yapılandırma teknikleri, genel olarak uçuş kontrol sistemi açısından 3 ana grupta incelenebilir [24, 37].

2.4.1. Kazanç ölçekleme

Uçuş kontrol sistemlerinde kullanılan klasik yöntemlerden biridir. Kazanç ölçekleme yöntemine ihtiyaç duyulması sebebi, uçağın uzunlamasına ve yanlamasına eksen dinamik modelindeki fonksiyonların, uçak hızı ve irtifası değişikliğinden etkilenmesidir. Bu durumda hız vektörü ve irtifa değişimlerine göre kontrol kanunundaki kazançların da yeni duruma göre hesaplanması ve

kullanılması gereklidir. Bu yöntem, ilk uçuş kontrol sistemlerinde kullanılmıştır. Hava veri sistemlerinden elde edilen statik basınç, dinamik basınç, hava sıcaklığı ve hücum açısı ölçümlerinden elde edilen değerlere göre hız ve irtifa ayarlaması yapılarak, geribeslemede kullanılacak kazançlar hesaplanır.

2.4.2. Kontrol yapı modifikasyonu

Kontrol yapı modifikasyonu, tüm katsayı ve kontrol filtrelerinin zaman sabitlerinin devamlı olarak hesaplanıp, kullanıldığı bir tekniktir. Tahmin edilebilir bir arıza teşhis edildiğinde sistemin yeniden yapılandırılabilmesi için uygun bir metottur. Kontrol filtreleri, her bir arıza moduna karşılık gelen bir önceliğe göre tasarlanır ve filtrelerin matematik modelinde kullanılan katsayılar uçuş kontrol bilgisayarının hafızasında saklanır. Bir arıza meydana geldiğinde, o arıza moduna karşılık gelen teşhisten faydalanılır. Bir helikopter uygulamasında 90 uçuş durumu için 90 denetleyici ile metot denenmiştir. Dezavantajı, tahmin edilemeyen bir arıza moduyla karşılaşıldığında metodun uygulanamaz oluşudur. Bu durumda gerçek zamanlı yeniden tasarım tek alternatif olarak kalmaktadır.

2.4.3. Gerçek zamanlı yeniden tasarım

Kontrol kanunlarının çevrim içi olarak güncellenmesine ve kontrol filtrelerinin tanımlanmış modellerine dayanan bir yöntemdir. Herhangi bir uçak için uygulanmamakla beraber diğer iki yöneme göre daha gelişmiş bir yaklaşımdır. Gemi kontrolü ve uzay araçları kontrol sistemlerinde uygulamaları gerçekleştirilmiştir.

Parametre kestirimleri, deterministik veya stokastik olmak üzere iki farklı sınıflandırmaya göre bulunabilir. Stokastik yaklaşımlarda, sistem parametreleri ortalama değerlerin ve kovaryansların bir formu şeklindedir. Deterministik yaklaşımlar ise uyarlamalı kontrol filozofisinden farklı değildir. Kontrol kanunlarının ve filtrelerin çevrim içi tasarımı, tanımlanmış sistem modeline dayanan ve bilgisayarın kullanıldığı gerçek zamanlı müdahaleler şeklindedir.

Döngülerin iyileştirilmesi ve H_∞ denetleyici senteziyle süreç belirsizlikleri ve bozucu etkileri iyileştirilmeye çalışılır.

3. ARIZA TESPİTİ VE AYRIMINDA KULLANILAN YÖNTEMLER

Arıza tespit ve ayırım yöntemleri konusundaki ilk çalışmalar 1970'lerde Beard ve Jones tarafından başlatılmıştır. Çalışmalarında doğrusal sistemler için "arıza tespit filtresi" yaklaşımını ortaya koymuşlar, donanım fazlalığı kullanmak yerine analitik fazlalıklar ile çözüm getirmişlerdir [10-13, 38].

Mehra ve Peschon ise, stokastik sistemler için Kalman Filtresi ile rezidü kullanımına dayanan arıza tespit ve ayırım yöntemleri geliştirmiştir. Ayırım aşaması için rezidülerin ortalaması ve kovaryanslıkları üzerinde istatistiki testler yaparak sonuca varmışlardır. Willsky ve Jones ise, genelleştirilmiş dağılım oranı testi kullanımına dayalı bir strateji belirlemiştir [12].

Gözleyicilere dayanan yaklaşımlarda ise Clark ve arkadaşları tarafından Luenberger'in gözleyici ile ilk uygulama gerçekleştirilmiştir. Frank'ın çalışmasında ise, doğrusal ve doğrusal olmayan gözleyiciler için arıza ayırımına yönelik ayırım şemaları geliştirilmiştir [12].

Mironovski, eşlik uzayına dayanan yaklaşımında, bir zaman penceresi üzerinde giriş ve çıkış verilerinin kontrolüne dayanan uygunluk testi ile rezidü kullanımına gitmiştir. Zaman içerisinde bu yöntemin bir çok versiyonu geliştirilmiştir. Bunlardan birisi de Gertler'in, z-alanı için ortaya koyduğu yöntemdir [12].

Parametre tahmini yaklaşımı ise Isermann tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu yöntem, ölçülemeyen süreç parametreleri ve/veya durum değişkenleri tahminini amaçlayan arıza teşhisine dayanmaktadır [12].

Chow ve Willsky, günümüzdeki, modellemeye dayalı arıza tespit ve ayırımı için, öncelikle rezidü üretimi ve buna bağlı karar vermeye dayalı yaklaşımı öneren araştırmacılar olmuşlardır [12].

Leininger tarafından, arıza tespit ve ayırım performansı üzerinde modelleme hatalarının etkisine dikkat çekilmiş ve buna yönelik olarak Watanabe ve Himmelblau tarafından bilinmeyen giriş gözleyicisi kullanımına dayalı bir gürbüz algılayıcı arızası tespit metodu geliştirilmiştir. Chen ve Zhang tarafından ise gürbüz bir eyleyici arızası ayırımı şeması geliştirilmiş ve kimyasal bir süreç için uygulaması yapılmıştır [12].

Patton ve arkadaşları tarafından özyapı atamaya dayalı gürbüz bir yaklaşım geliştirilmiştir [12].

Lou, Willsky ve Verghese tarafından çok katlı modellerle gösterilebilen sistemler için arıza teşhisine yönelik optimal gürbüz eşlik uzayı tasarımı stratejisi geliştirilmiştir [12]

Viswanadham, Taylor ve Luce tarafından sistem transfer matrislerinin çarpanlarına ayrılmasına dayalı bir rezidü üretimi metodu geliştirilmiştir. Bu metot, frekans bölgesine yönelik rezidü üretim metodu olarak bilinir. H_∞ optimizasyon tekniği ve μ sentezi ile bu konudaki çalışmalar daha da geliştirilmiştir [12].

Sistemlerde olan belirsizlikler, rezidü üretiminde problemlere neden olmaktadır. Bu durum, arıza teşhisini zorlaştırmaktadır. Emami-Naeini, Akhter ve Rock uyarlamalı eşik değerler kullanarak gürbüz karar verme üzerine çalışmalar gerçekleştirmişlerdir. Çalışmalarında, bu eşik değerleri belirlemeye yönelik bir seçici kullanmışlardır. Bu amaç için Frank ise, bulanık mantık yaklaşımı ile çözüme gitmiştir [12].

Son yıllarda yapılmış çalışmalarda ise Chen, Patton ve Gertler isimleri öne çıkmaktadır [10-13].

Gözleyiciler, arıza tespiti ve ayrımı için günümüzde kullanılan başlıca yöntemlerden birisidir. Ayrıca, sistem durumlarına etki eden gürültünün arındırılması için Kalman Filtresi'de kullanılmaktadır [24, 37-40]. Bir hayli geniş arıza tespit ve ayırım yöntemleri içinde, çalışmanın bundan sonraki kısmında bu yöntemler ele alınmaktadır. Bu bakımdan, arıza tespitine geçmeden önce, tam mertebe gözleyici, indirgenmiş mertebe gözleyici ve bilinmeyen giriş gözleyicisi (BGG) ile durum kestirimi yapılmasının matematik temeli verilmekte, daha sonraki bölümlerde ise arızanın durum denklemlerine etkisi ve bunun tespit ve ayırım aşamasında kullanılma esasları verilmektedir.

3.1. Tam Mertebe Gözleyiciler

Gözleyicilerin temel prensibi; dinamik bir sistemin durum değişkenlerinin gözleyici olarak isimlendirilen bir başka sistemin durum değişkenleri tahminlerine yakınsamasıdır.

Doğrusal, zamanla değişmeyen bir sistemin durum uzayındaki gösterimi aşağıdaki gibi tanımlansın [1, 41-46]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(\mathbf{t})\end{aligned}\quad (3.1)$$

Burada; $\mathbf{A} \in R^{n \times n}$ sistem katsayılar matrisi, $\mathbf{B} \in R^{n \times m}$ kontrol dağıtım katsayılar matrisi, $\mathbf{C} \in R^{n \times n}$ ölçüm dağıtım katsayılar matrisi, $\mathbf{x}(\mathbf{t}) \in R^{n \times 1}$ durum vektörü; $\mathbf{u}(\mathbf{t}) \in R^{m \times 1}$ giriş vektörü ve $\mathbf{y}(\mathbf{t}) \in R^{n \times 1}$ ölçüm vektörü olarak tanımlanmıştır.

Gözleyici dinamiği, doğrusal bir sistem için, $\mathbf{y}(\mathbf{t})$ ölçüm vektörü ve $\mathbf{u}(\mathbf{t})$ giriş vektörünün lineer kombinasyonu şeklinde,

$$\dot{\mathbf{z}}(\mathbf{t}) = \mathbf{F}\mathbf{z}(\mathbf{t}) + \mathbf{G}\mathbf{y}(\mathbf{t}) + \mathbf{L}\mathbf{u}(\mathbf{t}) \quad (3.2)$$

olarak tanımlanır. Burada; $\mathbf{F} \in R^{n \times n}$ gözleyici dinamikleri katsayılar matrisi, $\mathbf{G} \in R^{n \times n}$ ölçüm dağıtım katsayılar matrisi, $\mathbf{L} \in R^{n \times m}$ kontrol dağıtım matrisi ve $\mathbf{z}(\mathbf{t}) \in R^{n \times 1}$ gözlem vektörü olarak tanımlıdır.

Burada amaç, Eşitlik (3.2)'de verilen gözleyici dinamiğindeki \mathbf{F} , \mathbf{G} ve \mathbf{L} katsayılar matrislerinin bulunmasıdır.

Sistem ve gözleyici dinamiklerine boyut analizi yapıldığında, gözleyici boyutunun, sistem boyutuna eşit olduğu görülmektedir.

Eşitlik (3.1)'deki durum denklemi, $n \times n$ boyutlu bir \mathbf{T} matrisiyle çarpılıp, Eşitlik (3.2)'den çıkartıldığında aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\dot{z}(t) - T\dot{x}(t) = Fz(t) + Lu(t) + GCx(t) - TAx(t) - TBu(t) \quad (3.3)$$

Sistem ve gözleyici durumları arasındaki hata vektörü,

$$e(t) = z(t) - Tx(t) \quad (3.4)$$

olarak tanımlandığında, hatanın değişimi aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\dot{e}(t) = F(z(t) - Tx(t)) + (FT - TA + GC)x(t) + (L - TB)u(t) \quad (3.5)$$

Aşağıdaki kabuller yapıldığında,

$$FT - TA + GC = 0 \quad (3.6)$$

$$L - TB = 0 \quad (3.7)$$

$\dot{e}(t) = Fe(t)$ şekline gelir. Bu diferansiyel denklemin çözümü ise,

$$e(t) = e^{Ft} e(0) \quad (3.8)$$

şeklindedir.

F , Hurwitz seçilirse (kutupların sol yarı karmaşık düzlemde seçilmesi durumu) hata vektörü sifira yakınsar:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (3.9)$$

Böylece yatışkın durumda, $\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} Tx(t)$ haline dönüşmüş olur.

3.2. İndirgenmiş Mertebe Gözleyici (Luenberger'in gözleyicisi)

Bu gözleyici, T matrisinin $v \times n$ boyutlu seçilmesi durumunda bile ($v < n$ olmak üzere); yani indirgenmiş mertebe gözleyici kullanılarak, sürecin tüm

durumlarının yeniden üretilmesini araştırır [47]. Burada gerçek sistemin tüm çıkışlarının ölçülemediği durum söz konusudur. Bunun için Eşitlik (3.10) için (3.11)'deki koşul sağlanmalıdır:

$$\hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) = \mathbf{Ez}(\mathbf{t}) + \mathbf{Dy}(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \mathbf{D} & \mathbf{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{y}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{z}(\mathbf{t}) \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$\mathbf{I}_n = \mathbf{ET} + \mathbf{DC} \quad (3.11)$$

Burada; $\mathbf{z}(\mathbf{t}) \in R^{v \times 1}$ gözleyici vektörü, $\mathbf{y}(\mathbf{t}) \in R^{l \times 1}$ çıkış vektörü, $\mathbf{C} \in R^{l \times n}$ çıkış katsayılar matrisi, $\mathbf{E} \in R^{n \times v}$ ve $\mathbf{D} \in R^{n \times l}$ boyutlu matrislerdir. $\hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) \in R^{n \times 1}$ kestirilmiş durumlara karşılık gelmektedir. Diğer matris ve vektörler, Eşitlik (3.1)'deki tanımlamalardaki gibidir. Tam mertebe gözleyicide olduğundan farklı olarak \mathbf{C} çıkış katsayılar matrisi $l < n$ olması sebebiyle tüm çıkışların kullanılamamasına sebep olmaktadır.

Eşitlik (3.11), $\begin{bmatrix} \mathbf{D} & \mathbf{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix} = \mathbf{I}_n$ şeklinde yazılırsa, yapılan boyut

analizinden, $l + v = n$ olduğu ve dolayısıyla $\begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix}$ teriminin bir kare matris olduğu

anlaşılır. Determinant değerinin sıfırdan farklı olması durumunda tersinin

bulunabilmesi sebebiyle, $\begin{bmatrix} \mathbf{D} & \mathbf{E} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix}^{-1}$ şeklinde yazılarak aşağıdaki denklem

elde edilir:

$$\hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{T} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{y}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{z}(\mathbf{t}) \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Bu durumda \mathbf{T} matrisinin nasıl belirleneceği önem kazanmaktadır. Boyut analizine göre, Eşitlik (3.2)'de verilen gözleyici dinamiğindeki, $\mathbf{F} \in R^{v \times v}$, $\mathbf{G} \in R^{v \times l}$ ve $\mathbf{L} \in R^{v \times m}$ matrislerini belirlemek ve bu duruma uygun şekilde

çözmek için \mathbf{T} yerine öncelikle $v \times n$ boyutlu bir \mathbf{W} matrisi seçilerek aşağıdaki denklem şeklinde çözümü olduğu tanımlanabilir:

$$\begin{matrix} \text{lxn} \\ \text{vxn} \end{matrix} \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{W} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{V} & \mathbf{E} \\ \text{nxl} & \text{nxv} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Burada; $\mathbf{V} \in R^{nxl}$, $\mathbf{E} \in R^{nxv}$ boyutlu matrislerdir.

Bu durumda, $\begin{bmatrix} \mathbf{V} & \mathbf{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{W} \end{bmatrix} = \mathbf{I}_n$ yazılabilir ve $\det \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{W} \end{bmatrix} \neq \mathbf{0}$ olarak seçilirse,

$$\mathbf{E}\mathbf{W} + \mathbf{V}\mathbf{C} = \mathbf{I}_n \quad (3.14)$$

şeklinde elde edilir. \mathbf{T} ve \mathbf{D} matrisleri,

$$\mathbf{T} = \mathbf{W} - \mathbf{H}\mathbf{C} \quad (3.15)$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{V} + \mathbf{E}\mathbf{H} \quad (3.16)$$

olarak tanımlandığında, keyfi olarak seçilen $\mathbf{H} \in R^{vxl}$ matrisi ile \mathbf{T} matrisinin boyutunu, tam mertebe gözleyicidekinden ($n \times n$) farklı olarak değiştirme olanağı vermektedir. Bu durumda da gerçek sistem durumlarından daha az sayıda çıkış elde edilmesine rağmen Eşitlik (3.3)'ün kullanılabilmesine izin vermektedir.

Tanımlamalar, Eşitlik (3.11)'de yerine yazılırsa, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\mathbf{E}\mathbf{W} + \mathbf{V}\mathbf{C} = \mathbf{I}_n \quad (3.17)$$

Gözleyici dinamiğindeki \mathbf{F} ve \mathbf{G} matrisleri ise, aşağıda verilen tanımlamalar kullanılarak çözülür:

$$\mathbf{F} = \mathbf{TAE} = \mathbf{WAE} - \mathbf{HCAE} \quad (3.18)$$

$$\mathbf{G} = \mathbf{TAD} = \mathbf{WAD} - \mathbf{HCAD} \quad (3.19)$$

Yukarıdaki tanımlamalar, gözleyicinin temel prensipleri olan (3.6) ve (3.7)'deki denklemleri sağlamalıdır:

$$\begin{aligned} \mathbf{FT} - \mathbf{TA} + \mathbf{GC} &= \mathbf{WAET} - \mathbf{HCAET} - (\mathbf{W} - \mathbf{HC})\mathbf{A} + \mathbf{WADC} - \mathbf{HCADC} \\ &= \mathbf{WA}[\mathbf{ET} - \mathbf{I} + \mathbf{DC}] - \mathbf{HCA}[\mathbf{ET} - \mathbf{I} + \mathbf{DC}] = \mathbf{0} \end{aligned} \quad (3.20)$$

Yukarıdaki denklemde, köşeli parantez içindeki ifadeler sıfıra eşit olursa, ancak bu durumda, sonucun sıfır olduğu ve bu durumda da (3.11)'de verilen şartın sağlandığı anlaşılır.

Eşitlik (3.15), Eşitlik (3.7)'de yazılarak \mathbf{L} matrisi de bulunabilir. Buna göre;

$$\mathbf{L} = \mathbf{TB} = (\mathbf{W} - \mathbf{HC})\mathbf{B} = \mathbf{WB} + \mathbf{HCB} \quad (3.21)$$

olarak elde edilir.

3.3. Bilinmeyen Giriş Gözleyicisi (BGG)

Aşağıdaki gibi bir durum uzayı matematik modeli tanımlansın [12, 44, 48]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Ax}(\mathbf{t}) + \mathbf{Bu}(\mathbf{t}) + \mathbf{Ed}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Cx}(\mathbf{t}) \end{aligned} \quad (3.22)$$

Burada; $\mathbf{d}(\mathbf{t}) \in R^{q \times 1}$ bilinmeyen giriş vektörü ve $\mathbf{E} \in R^{n \times q}$ bilinmeyen giriş dağıtım katsayılar matrisi olarak tanımlıdır.

Bütün durumların hesaplanabildiği bir tam mertebe gözleyici yapısı ise, aşağıdaki gibi tanımlanmıştır [49, 50]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{z}}(t) &= \mathbf{Fz}(t) + \mathbf{TBu}(t) + \mathbf{Ky}(t) \\ \hat{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{z}(t) + \mathbf{Hy}(t)\end{aligned}\quad (3.23)$$

Burada; $\hat{\mathbf{x}} \in R^{nx1}$ hesaplanan durum vektörü, $\mathbf{T} \in R^{n \times n}$ boyutlu matris, \mathbf{K} ve $\mathbf{H} \in R^{n \times n}$ boyutlu matrisler olup, diğer matris ve vektörler, Eşitlik (3.1)'deki tanımlamalarda olduğu gibidir. Burada tanımlanan \mathbf{T} , \mathbf{K} ve \mathbf{H} matrislerinin seçilmesindeki diğer kriterler aşağıda açıklanmaktadır.

Hata vektörü;

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t) \quad (3.24)$$

olarak tanımlandığında, Eşitlik (3.22)'de verilen sistem durumları ve (3.23)'de verilen hesaplanan durumlar kullanılarak bu denklem

$$\begin{aligned}\mathbf{e}(t) &= \mathbf{x}(t) - \hat{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{z}(t) - \mathbf{Hy}(t) \\ &= \mathbf{x}(t) - \mathbf{z}(t) - \mathbf{HCx}(t) \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{x}(t) - \mathbf{z}(t)\end{aligned}\quad (3.25)$$

olarak elde edilir.

Hata vektörünün değişimi ifadesi kullanılarak denklem düzenlenirse, Eşitlik (3.26)'ya ulaşılır.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{e}}(t) &= (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\dot{\mathbf{x}}(t) - \dot{\mathbf{z}}(t) \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{HC})[\mathbf{Ax}(t) + \mathbf{Bu}(t) + \mathbf{Ed}(t)] - \mathbf{Fz}(t) - \mathbf{TBu}(t) - \mathbf{Ky}(t) \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ax}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Bu}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ed}(t) - \mathbf{Fz}(t) - \mathbf{TBu}(t) - (\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2)\mathbf{y}(t) \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ax}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Bu}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ed}(t) - \mathbf{Fz}(t) - \mathbf{TBu}(t) - \mathbf{K}_1\mathbf{Cx}(t) - \mathbf{K}_2\mathbf{y}(t) \\ &= (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{x}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Bu}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ed}(t) - \mathbf{Fz}(t) - \mathbf{TBu}(t) - \mathbf{K}_2\mathbf{y}(t) \\ \dot{\mathbf{e}}(t) &= (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{e}(t) + (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{z}(t) + (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{Hy}(t) + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Bu}(t) \\ &\quad + (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ed}(t) - \mathbf{Fz}(t) - \mathbf{TBu}(t) - \mathbf{K}_2\mathbf{y}(t) \\ &= (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{e}(t) - [\mathbf{F} - (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})]\mathbf{z}(t) - [\mathbf{K}_2 - (\mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{H}]\mathbf{y}(t) \\ &\quad - [\mathbf{T} - (\mathbf{I} - \mathbf{HC})]\mathbf{Bu}(t) - (\mathbf{I} - \mathbf{HC})\mathbf{Ed}(t)\end{aligned}\quad (3.26)$$

Eşitlik (3.26)'da, $\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2$ şeklinde iki kısma ayrılarak denklem düzenlenmiştir. Burada,

$$(\mathbf{HC} - \mathbf{I})\mathbf{E} = \mathbf{0} \quad (3.27)$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{I} - \mathbf{HC} \quad (3.28)$$

$$\mathbf{F} = \mathbf{A} - \mathbf{HCA} - \mathbf{K}_1\mathbf{C} \quad (3.29)$$

$$\mathbf{K}_2 = \mathbf{FH} \quad (3.30)$$

tanımlarının yapıldığı kabul edilmektedir [51].

Yukarıdaki şartların sağlanması durumunda, Eşitlik (3.8)'e ulaşılır ve \mathbf{F} 'in tüm özdeğerleri, kompleks düzlemin sol yarı kısmında ise, \mathbf{e} asimptotik olarak sifıra gidecek, dolayısıyla hesaplanan durumlar ($\hat{\mathbf{x}}$), sistemin gerçek durumlarına (\mathbf{x}) yakınsayacaktır.

Eşitlik (3.27)'nin çözülebilmesi için iki tane gerek ve yeter şart sağlanmalıdır:

1. $\text{rank}(\mathbf{CE}) = \text{rank}(\mathbf{E})$
2. $(\mathbf{C}, \mathbf{A}_1)$ çifti detectable olmalıdır

Burada; \mathbf{A}_1 , aşağıdaki gibi tanımlıdır:

$$\mathbf{A}_1 = \mathbf{A} - \mathbf{E}[(\mathbf{CE})^T \mathbf{CE}]^{-1} (\mathbf{CE})^T \mathbf{CA} \quad (3.31)$$

Eşitlik (3.27)'nin çözümü, $\mathbf{HCE} = \mathbf{E}$ veya $(\mathbf{CE})^T \mathbf{H}^T = \mathbf{E}^T$ olarak gösterilebilir. Bu durumda \mathbf{E}^T 'nin, $(\mathbf{CE})^T$ matrisinin uzayında olduğu anlaşılır. Bu durumda $\text{rank}(\mathbf{E}^T) \leq \text{rank}((\mathbf{CE})^T)$ veya $\text{rank}(\mathbf{E}) \leq \text{rank}(\mathbf{CE})$ olmalıdır. Öte yandan $\text{rank}(\mathbf{CE}) \leq \min\{\text{rank}(\mathbf{C}), \text{rank}(\mathbf{E})\} \leq \text{rank}(\mathbf{E})$ olarak ta yazılabilir. İki durumun ortak olarak sağlanabilmesi ise ancak eşitlik durumunda söz konusudur ve $\text{rank}(\mathbf{CE}) = \text{rank}(\mathbf{E})$ olmalıdır.

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \end{bmatrix} \text{ şeklinde bir tanımlama yapılırsa, } (\mathbf{C}_1, \mathbf{A}) \text{ çifti için yapılan}$$

detectability (\mathbf{C}, \mathbf{A}) içinde aynen geçerli olur. Eğer $s_1 \in \mathbf{C}$ olmak üzere, $(\mathbf{C}_1, \mathbf{A})$

çiftinin gözlenemeyen bir modu varsa, $\text{rank}\left\{\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C}_1 \end{bmatrix}\right\} = \text{rank}\left\{\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \end{bmatrix}\right\} < n$

olarak yazılabilir. Bu durumda $\alpha \in \mathbb{C}^n$ olmak üzere, bir α vektörüyle $\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \end{bmatrix} \alpha = \mathbf{0}$ yazılabilir. Bu durumda $\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \end{bmatrix} \alpha = \mathbf{0}$ veya

$\text{rank}\left\{\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \end{bmatrix}\right\} < n$ olarak yazılabilir. Benzer şekilde, $s_2 \in \mathbb{C}$ olmak üzere,

$(\mathbf{C}_1, \mathbf{A})$ çiftinin gözlenemeyen bir modu varsa, bu durumda $\text{rank}\left\{\begin{bmatrix} s_1\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C}_1 \end{bmatrix}\right\} < n$

olarak yazılabilecek ve $\beta \in \mathbb{C}^n$ olmak üzere, $\begin{bmatrix} s_2\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \end{bmatrix} \beta = \mathbf{0}$ elde edilecektir. Bu

durumda da $(s_2\mathbf{I} - \mathbf{A})\beta = \mathbf{0}$ ve $\mathbf{C}\beta = \mathbf{0}$ olarak yazılabilir ve

$\mathbf{CA}\beta = \mathbf{C}s_2\beta = s_2\mathbf{C}\beta = \mathbf{0}$ elde edilir. Buradan da $\begin{bmatrix} s_2\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C} \\ \mathbf{CA} \end{bmatrix} \beta = \begin{bmatrix} s_2\mathbf{I} - \mathbf{A} \\ \mathbf{C}_1 \end{bmatrix} \beta = \mathbf{0}$

elde edilir ve yine s_2 , $(\mathbf{C}_1, \mathbf{A})$ çiftinin gözlenemeyen modudur. $(\mathbf{C}_1, \mathbf{A})$ ile (\mathbf{C}, \mathbf{A}) çiftlerinin aynı gözlenemeyen modlara sahip olmasından onların detectabilitylerinin de tamamen eşit olduğu sonucu ortaya çıkar.

(\mathbf{C}, \mathbf{A}) çiftinin gözlenebilirlik kontrolü yapılarak ve kutup yerleştirme yöntemiyle $\mathbf{F} = \mathbf{A}_1 - \mathbf{K}_1\mathbf{C}$ olmak üzere, \mathbf{F} 'i Hurwitz yapan bir \mathbf{K}_1 matrisi seçilerek kolaylıkla bilinmeyen giriş gözleyicisi tasarlanabilir. Bununla beraber, (\mathbf{C}, \mathbf{A}) çiftinin gözlenebilir olmadığına ise, gözlenebilir kanonik ayrıştırma yöntemi ile tasarım gerçekleştirilecektir. Bu amaçla aşağıda verilen tasarım prosedürü kullanılabilir:

1. $\text{rank}(\mathbf{E})$ ve $\text{rank}(\mathbf{CE})$ 'nin birbirlerine eşit olması kontrol edilir. Eğer eşit değillerse bir bilinmeyen giriş gözleyicisi tasarlanamaz.
2. \mathbf{H} , \mathbf{T} ve \mathbf{A}_1 bulunur:

$$\mathbf{H} = \mathbf{E}[(\mathbf{CE})^T \mathbf{CE}]^{-1} (\mathbf{CE})^T, \quad \mathbf{T} = \mathbf{I} - \mathbf{HC} \quad \mathbf{A}_1 = \mathbf{TA}$$

3. (C, A_1) çiftinin gözlenebilir olması kontrol edilir. Eğer gözlenebilir ise, kutup yerleştirme yöntemiyle uygun K_1 seçilerek bilinmeyen giriş gözleyicisi tasarlanabilir ve 9 nolu adıma atlanır.

4. (C, A_1) çiftinin gözlenebilir olmaması durumunda, bir P dönüşüm matrisi kullanılarak gözlenebilir kanonik ayrıştırması yapılır. Burada, $n_1 = \text{rank}(W_0)$ şeklinde seçim yapılır. W_0 , (C, A_1) 'in gözlenebilirlik matrisidir. Bu matrisin satır vektörleri $p_1^T, \dots, p_{n_1}^T$ şeklindedir. Geri kalan $n - n_1$ satır vektörü ise, keyfi olarak $p_{n_1+1}^T, \dots, p_n^T$ şeklinde fakat tekil olmayacak P dönüşüm matrisini oluşturmak üzere seçilir:

$$P = [p_1 \quad \dots \quad p_{n_1}; p_{n_1+1} \quad \dots \quad p_n]^T$$

5. (C, A_1) üzerinde bir gözlenebilir kanonik ayrıştırması düzenlenir:

$$PA_1P^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & \mathbf{0} \\ A_{12} & A_{22} \end{bmatrix} \quad CP^{-1} = [C^* \quad \mathbf{0}]$$

6. (C, A_1) 'in detectabilitysi kontrol edilir. Eğer A_{22} 'nin özdeğerlerinden herhangi biri kararsızlığa sebep oluyorsa, bilinmeyen giriş gözleyicisi tasarlanamaz.

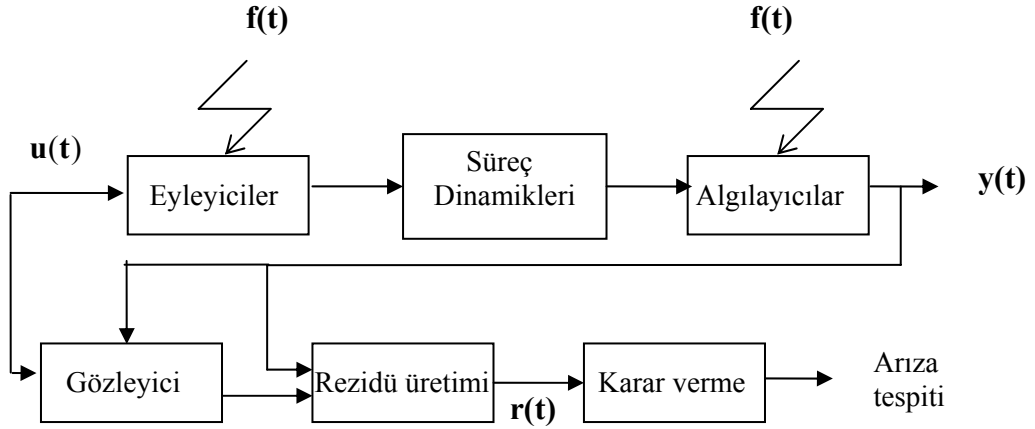
7. Seçilen n_1 tane istenen özdeğer ile kutup yerleştirmesi kullanılarak $A_{11} - K_p^1 C^*$ şeklinde atama gerçekleştirilir.

8. $K_1 = P^{-1}K_p = P^{-1}[(K_p^1)^T \quad (K_p^2)^T]^T$ olacak şekilde hesaplanır. Burada K_p^2 , $(n - n_1) \times m$ boyutlu herhangi bir matristir.

9. $F = A_1 - K_1 C$ ve $K = K_1 + K_2 = K_1 + FH$ olacak şekilde hesaplanır.

3.4. Gözleyicilerin Arıza Tespitinde Kullanılması

Bu yöntem, gerçek sistem davranışı ile tahmin eden sistem arasındaki farka dayanır (Şekil 3.1).



Şekil 3.1 Arıza tespitinin rezidülerle yapılması

Eyleyici, algılayıcı ve süreç dinamiklerinden meydana gelmiş bir kontrol sisteminde, gözleyici kullanılarak durumların tespiti yapılabilir. Algılayıcı ya da eyleyicilerin arızalanması durumunda, gözleyicinin hesapladığı durumlar ile gerçek sistem durumları birbirinden farklı olacaktır. Bu farka, hata denir.

Rezidü ($\mathbf{r}(t)$) ile arıza ($\mathbf{f}(t)$) arasında 3 ilişki olabilir:

1. $\mathbf{f}(t) = \mathbf{0}$ iken $\mathbf{r}(t) = \mathbf{0}$ ise, bu durumda arıza yoktur
2. $\mathbf{f}(t) \neq \mathbf{0}$ iken $\mathbf{r}(t) \neq \mathbf{0}$ ise, bu durumda arıza tespiti yapılabilir
3. $\mathbf{f}_i(t) \neq \mathbf{0}$ iken $\mathbf{r}_i(t) \neq \mathbf{0}$ ise, bu durumda arıza ayırımı yapılabilir

Eşitlik (3.1)'de doğrusal, zamanla değişmeyen bir sistemin durum uzayındaki gösterimi verilmektedir. Bu denklem üzerine, arızalardan kaynaklanan etkiler, aşağıdaki gibi eklenerek tanımlansın:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{Ax}(t) + \mathbf{Bu}(t) + \mathbf{Bf}_e(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{Cx}(t) + \mathbf{f}_a(t)\end{aligned}\tag{3.32}$$

Burada, $\mathbf{f}_e(t) \in R^{m \times 1}$ eyleyici arıza vektörü ve $\mathbf{f}_a(t) \in R^{n \times 1}$ algılayıcı arıza vektörüdür.

Eşitlik (3.2)'de verilen gözleyici dinamiği ve (3.4)'de verilen hata vektörü kullanıldığında, üç arıza durumu ile rezidülerin değişimi aşağıda açıklanmaktadır:

1. durumda, sadece eyleyici arızası olma durumunda, hata vektörünün değişimi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\dot{e}_e(t) = \dot{z}(t) - T\dot{x}(t) = Fz(t) + Lu(t) + Gy(t) - TAx(t) - TBu(t) - TBf_e(t) \quad (3.33)$$

Eşitlik (3.33) düzenlenirse,

$$\dot{e}_e(t) = F(z(t) - Tx(t)) + (L - TB)u(t) + (FT - TA + GC)x(t) - TBf_e(t) \quad (3.34)$$

şeklinde elde edilir. Bu durumda (3.6) ve (3.7)'deki şartlar sağlansa bile, $TB \neq 0$ olduğu sürece, kestirilen durumlar sistemin gerçek durumlarından uzaklaşacak ve eyleyici arızası bu sayede tespit edilebilecektir.

2. durumda, sadece algılayıcı arızası olma durumunda, hata vektörünün değişimi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\dot{e}_a(t) = \dot{z}(t) - T\dot{x}(t) = Fz(t) + Lu(t) + Gy(t) + Gf_a(t) - TAx(t) - TBu(t) \quad (3.35)$$

Eşitlik (3.35) düzenlenirse,

$$\dot{e}_a(t) = F(z(t) - Tx(t)) + (L - TB)u(t) + (FT - TA + GC)x(t) + Gf_a(t) \quad (3.36)$$

şeklinde elde edilir. Bu durumda (3.6) ve (3.7)'deki şartlar sağlansa bile, $G \neq 0$ olduğu sürece, kestirilen durumlar sistemin gerçek durumlarından uzaklaşacak ve algılayıcı arızası bu sayede tespit edilebilecektir.

3. durumda, algılayıcı ve eyleyici arızası bir arada olduğunda, yukarıdaki açıklamalar doğrultusunda, hata vektörü, iki arızanın bir arada olması sebebiyle arıza anından itibaren sıfırdan uzaklaşacak ama bu hangisinden kaynaklandığını çözmeye yetmeyecektir.

3.5. Gözleyicilerin Arıza Ayrımında Kullanılması

3.5.1. Gözleyicilerin algılayıcı arıza ayrımında kullanılması

Arıza ayrımları AGY ve GGY şeklinde iki yöntemle gerçekleştirilebilir. Eşitlik (3.32) ile verilen sistemde, algılayıcı arızası olup, eyleyici arızası olmadığı durum için ($\mathbf{f}_e = \mathbf{0}$), AGY yaklaşımı, aşağıdaki şekilde gösterilebilir:

$$\mathbf{r}_i(\mathbf{t}) = \mathbf{R}(\mathbf{f}_{ai}(\mathbf{t})) \quad i = 1, 2 \dots n \quad (3.37)$$

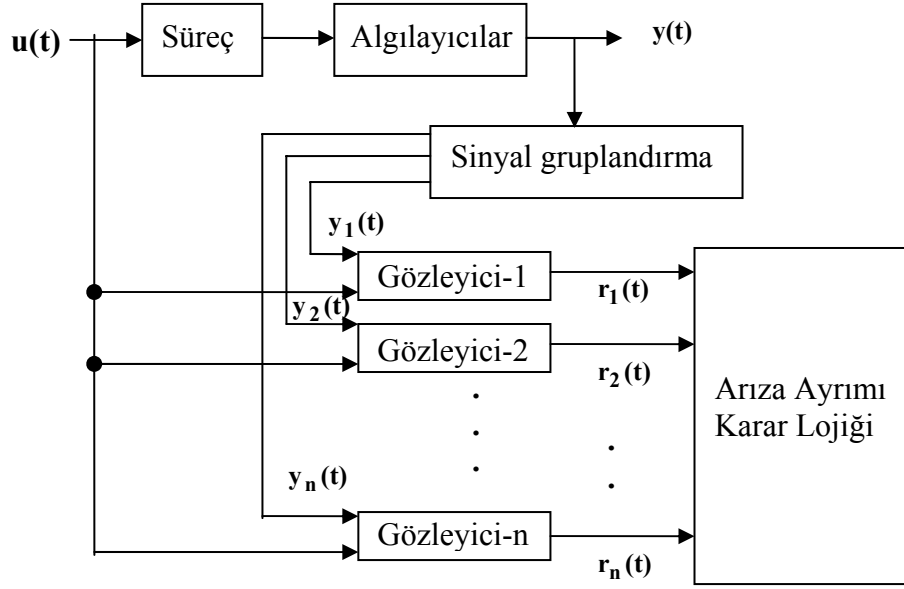
Burada; $\mathbf{r}_i(\mathbf{t})$, i . rezidü sinyalini, $\mathbf{f}_{ai}(\mathbf{t})$ i . algılayıcı arızasını ve R ilişki fonksiyonunu göstermektedir.

Bu durumda i . algılayıcıda olabilecek bir arıza durumu aşağıdaki şekilde gösterilebilir ve karar aşamasında kullanılabilir:

$$\mathbf{r}_i(\mathbf{t}) > \varepsilon_i \Rightarrow \mathbf{f}_{ai} \neq \mathbf{0} \Rightarrow i. \text{ algılayıcı arızası}$$

Burada, ε_i eşik değeri olarak tanımlanmıştır. Sıfırdan büyük her rezidünün arıza olarak yorumlanmaması için incelenen sisteme uygun olarak sıfırdan farklı bir değeri seçilebilir. Teorik olarak sıfır seçilmesi esastır.

AGY tipindeki gözleyiciler ile algılayıcı arızası ayrımına gidilmesi durumu, Şekil 3.2'de gösterilmektedir.



Şekil 3.2 AGY tipindeki gözleyicilerle algılayıcı arızası ayırımı

Şekil 3.2’de sinyal gruplandırma sonrası elde edilen $y_1(t), y_2(t) \dots y_n(t)$ çıkışları, $y(t)$ çıkışının bileşeni olan vektörlerdir.

Eşitlik (3.37)’nin elde edilmesi, oldukça güçtür. Çünkü her bir arızanın tek bir rezidü ile değerlendirilmesinde, rezidünün eşik değeri çok az aşması fakat arızanın olmadığı durum için değerlendirme sonucu arıza olarak düşünülecektir. Arızanın olduğu fakat rezidünün eşik değerinin çok az altında olmasında ise, durum arıza yoktur şeklinde değerlendirilebilir. Çıkışın doğrudan ölçülemediği durumlarda da AGY ile çözüme gidilmesi olanağı yoktur. Bu bakımdan, GGY olarak bilinen ve her bir rezidünün bir algılayıcı ya da eyleyici arızası hariç, diğerlerine duyarlı olduğu yapı anlayışı kullanılarak arıza ayırımı yoluna gidilmesi, değerlendirmenin daha sağlıklı yapılabilmesini sağlar.

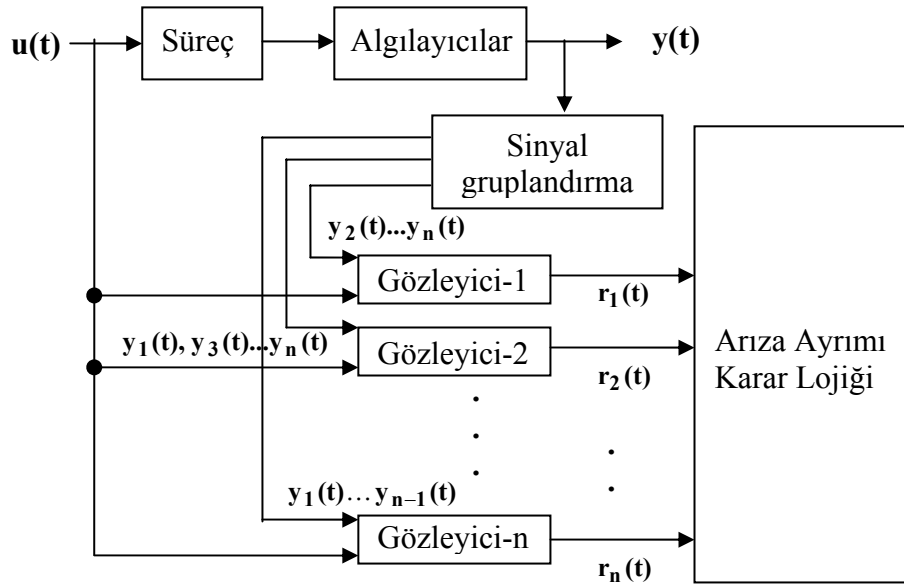
$$\begin{aligned}
 \mathbf{r}_1(t) &= \mathbf{R}(f_2(t), \dots, f_n(t)) \\
 &\vdots \\
 \mathbf{r}_i(t) &= \mathbf{R}(f_1(t), \dots, f_{i-1}(t), f_{i+1}(t), \dots, f_n(t)) \\
 &\vdots \\
 \mathbf{r}_n(t) &= \mathbf{R}(f_1(t), \dots, f_{n-1}(t))
 \end{aligned} \tag{3.38}$$

Bu durumda ise, i . algılayıcıda olabilecek bir arıza durumu aşağıdaki şekilde gösterilebilir ve karar aşamasında kullanılabilir:

$$\begin{aligned} r_i(t) &\leq \varepsilon_i \\ r_j(t) &> \varepsilon_j \quad \forall j \in \{1, 2 \dots i-1, i+1 \dots n\} \Rightarrow f_{ai} \neq 0 \Rightarrow i. \text{ algılayıcı arızası} \end{aligned}$$

Burada, ε_i ve ε_j eşik değerler olarak tanımlanmıştır.

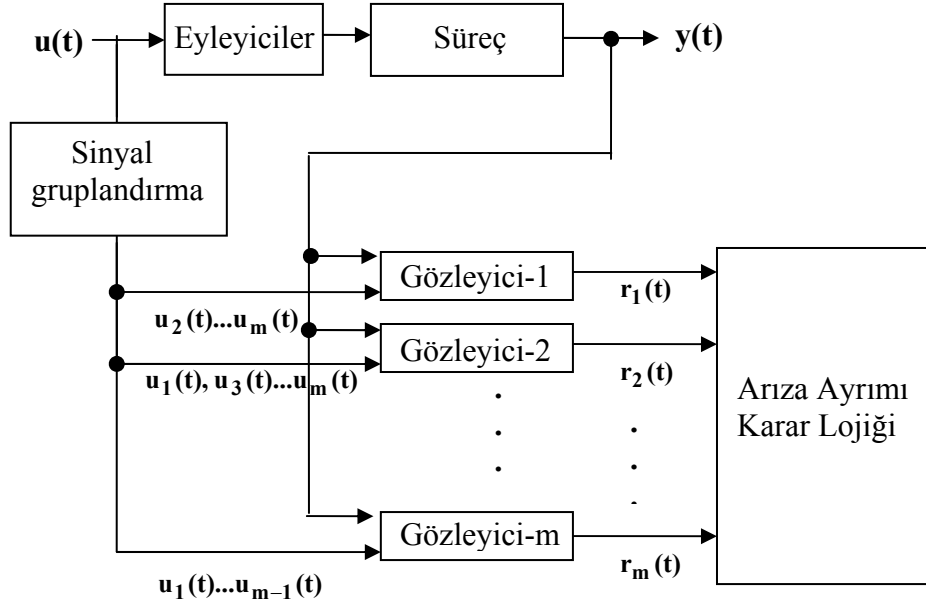
GGY tipindeki gözleyiciler ile algılayıcı arızası ayırımına gidilmesi durumu, Şekil 3.3'de gösterilmektedir.



Şekil 3.3 GGY tipindeki gözleyicilerle algılayıcı arızası ayırımı

3.5.2. Gözleyicilerin eyleyici arıza ayırımında kullanılması

GGY tipindeki gözleyiciler ile eyleyici arızası ayırımına gidilmesi durumu, Şekil 3.4'de gösterilmektedir.



Şekil 3.4 GGY tipindeki gözleyicilerle eyleyici arızası ayırımı

Şekil 3.4’de sinyal gruplandırma sonrası elde edilen $u_1(t), u_2(t) \dots u_m(t)$ girişleri, $u(t)$ girişinin bileşeni olan vektörlerdir.

3.6. BGG’nin Arıza Tespitinde Kullanılması

Gözleyicilerin genel teorisinde daha önce bahsedildiği gibi BGG’nin kullanılmasında da yine rezidülerden faydalanılacaktır. Buradaki durum, gözleyicilerin genel teori kısmında verileden farklı olarak, sistem belirsizliklerine karşın gözleyici sisteminin gürbüz olması ve arızalara karşı ise duyarlı olmasıdır. Sistemlerde olabilecek arızaları modelde göstermek gerekmektedir. Bu bakımdan arıza olarak; eyleyici ve algılayıcı arızaları ele alınmaktadır. Diğer tüm sistem elemanlarının kusursuz çalıştığı varsayılmaktadır. Bu amaçla kullanılacak model,

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Ed(t) + Bf_e(t) \\ y(t) &= Cx(t) + f_a(t) \end{aligned} \quad (3.39)$$

olarak tanımlanmaktadır.

Burada; Eşitlik (3.22)'de verilen gösterime ilave olarak, $\mathbf{f}_e(\mathbf{t}) \in R^{m \times 1}$ eyleyici arıza vektörünü, $\mathbf{f}_a(\mathbf{t}) \in R^{n \times 1}$ algılayıcı arıza vektörünü tanımlamaktadır.

Eşitlik (3.23)'de verilen durum tahmininin yapılmasıyla, rezidü denklemi elde edilebilir:

$$\mathbf{r}(\mathbf{t}) = \mathbf{y}(\mathbf{t}) - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{I} - \mathbf{C}\mathbf{H})\mathbf{y}(\mathbf{t}) - \mathbf{C}\mathbf{z}(\mathbf{t}) \quad (3.40)$$

Durum tahmini hatasının değişimi ve rezidü denklemleri aşağıda verilmektedir:

$$\dot{\mathbf{e}}(\mathbf{t}) = (\mathbf{A}_1 - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{e}(\mathbf{t}) + \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{f}_e(\mathbf{t}) - \mathbf{K}_1\mathbf{f}_a(\mathbf{t}) \quad (3.41)$$

$$\mathbf{r}(\mathbf{t}) = \mathbf{C}\mathbf{e}(\mathbf{t}) + \mathbf{f}_a(\mathbf{t}) \quad (3.42)$$

Eşitlik (3.41)'de görüldüğü gibi eyleyici arızalarını tespit edebilmek için $\mathbf{T}\mathbf{B} \neq \mathbf{0}$ şartı sağlanmalıdır. Bu durum daha özel olarak, $\mathbf{T}\mathbf{b}_i \neq \mathbf{0}$ şartı ile gösterilebilir. Burada \mathbf{b}_i ; \mathbf{B} matrisinin i . sütununa karşılık gelmektedir. Bu sayede, i . eyleyici arızasının rezidü sinyali ile tespit edilebilmesi sağlanmış olur. Benzer şekilde, algılayıcı arızaları da tespit edilebilir.

Eşitlik (3.39)'da, algılayıcı ve eyleyici arıza etkileri beraber gösterilmektedir. Algılayıcı ve eyleyici arızalarının aynı anda meydana gelmeyeceği varsayımı yapılarak, bu durumlar ayrı ayrı ele alınıp, incelenecektir.

3.7. BGG'lerin Arıza Ayrımında Kullanılması

3.7.1. BGG kullanılarak algılayıcı arızası ayrımı

Algılayıcı arızası ayrımı yapmak için tüm eyleyicilerin sağlam olarak çalıştığı kabulü yapılacaktır:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{E}\mathbf{d}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{f}_{a_j}(\mathbf{t}) \quad \mathbf{j} = 1, 2 \dots \mathbf{n}\end{aligned}\quad (3.43)$$

Gözleyici durum denklemi ve rezidü denkleminde kullanılmak üzere,

$$\mathbf{y}^j = \mathbf{C}^j \mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{f}_a^j \quad (3.44)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Burada; $\mathbf{C}^j \in R^{(n-1) \times n}$; \mathbf{C} matrisinin j . satırı yokken elde edilen matrisi ve $\mathbf{y}^j(\mathbf{t}) \in R^{n-1}$; $\mathbf{y}(\mathbf{t})$ vektörünün j . satırı yokken elde edilen vektör olarak tanımlanmaktadır.

Bu tanımlamaya göre n adet gözleyici ile elde edilen rezidüer ile algılayıcı arızası ayrımı yapılabilir. Bunun için gözleyici durum denklemi ve rezidü denklemleri, aşağıda gösterilmektedir:

$$\dot{\mathbf{z}}^j(\mathbf{t}) = \mathbf{F}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) + \mathbf{T}^j \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{K}^j \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) \quad (3.44)$$

$$\mathbf{r}^j(\mathbf{t}) = (\mathbf{I} - \mathbf{C}^j \mathbf{H}^j) \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) - \mathbf{C}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) \quad \mathbf{j} = 1, 2 \dots \mathbf{n} \quad (3.45)$$

Buna göre; (3.27) – (3.30)'da verilen denklemler,

$$\mathbf{H}^j \mathbf{C}^j \mathbf{E} = \mathbf{E} \quad (3.46)$$

$$\mathbf{T}^j = \mathbf{I} - \mathbf{H}^j \mathbf{C}^j \quad (3.47)$$

$$\mathbf{F}^j = \mathbf{T}^j \mathbf{A} - \mathbf{K}_1^j \mathbf{C}^j \quad (3.48)$$

$$\mathbf{K}_2^j = \mathbf{F}^j \mathbf{H}^j \quad (3.49)$$

olarak elde edilir.

\mathbf{K}^j eşitliği ise, $\mathbf{K}^j = \mathbf{K}_1^j + \mathbf{K}_2^j \quad \mathbf{j} = 1, 2 \dots \mathbf{n}$ şeklinde iki kısma ayrılarak ilgili gözleyici denklemlerinde kullanılmalıdır.

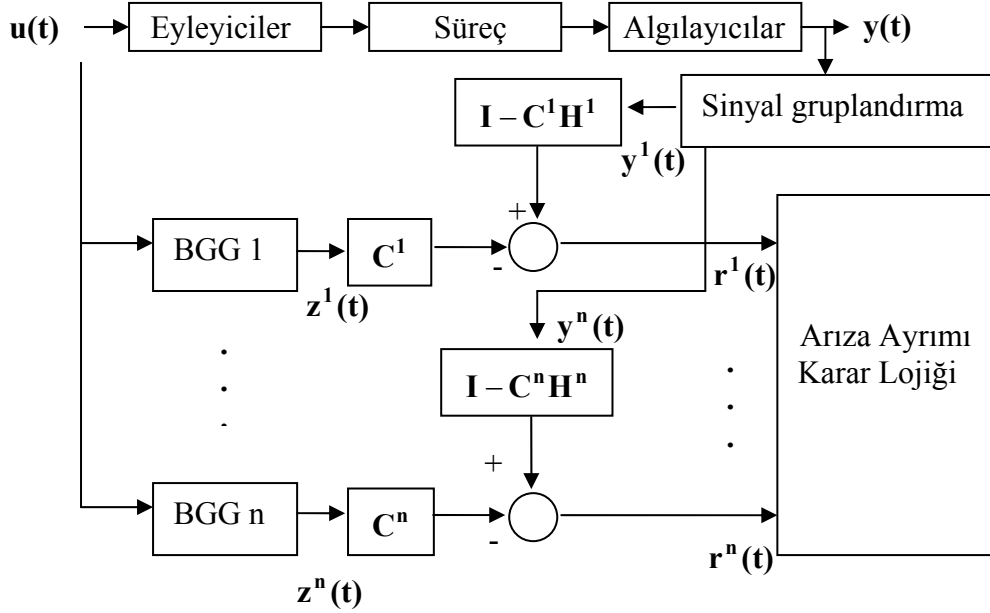
Her bir gözleyici, bütün girişler ve biri hariç bütün çıkışları kullanmaktadır. Bütün eyleyiciler, arızasız bir şekilde çalıştığı kabulü

yapıldığından, j . algılayıcıda olacak bir arıza Eşitlik (3.50)'de görüldüğü gibi rezidülerin normundan anlaşılabilir:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{r}^j(\mathbf{t})\| &< \varepsilon^j \\ \|\mathbf{r}^k(\mathbf{t})\| &\geq \varepsilon^k \quad k = 1, \dots, j-1, j+1, \dots, n \end{aligned} \quad (3.50)$$

Burada; ε^j ve ε^k tanımlanmış eşik değerlerdir.

Şekil 3.5'de, bir algılayıcı arızası ayırımı şeması gösterilmektedir.



Şekil 3.5 Algılayıcı arızası tespiti ve ayırım şeması

Şekil 3.5'de, algılayıcıların çıkışında bulunan sinyal gruplandırma birimiyle $\mathbf{y}(\mathbf{t})$ çıkışı, $\mathbf{y}^1(\mathbf{t})$, $\mathbf{y}^2(\mathbf{t}) \dots \mathbf{y}^n(\mathbf{t})$ şeklinde çıkışlara ayrıştırılarak, BGG'lerin kullanımına sunulmak üzere, çeşitli matematiksel düzenlemeler yapılarak rezidü sinyalleri oluşturulmaktadır. Arıza ayırımı karar lojiği, rezidü değerlerine bakarak algılayıcı arıza ayırımı gerçekleştirilmektedir.

3.7.2. BGG kullanılarak eyleyici arızası ayrımı

Gürbüz eyleyici arızası ayrımı yapmak için tüm algılayıcıların sağlam olarak çalıştığı kabulü yapılacaktır.

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Ax}(\mathbf{t}) + \mathbf{Bu}(\mathbf{t}) + \mathbf{Bf}_{e_i}(\mathbf{t}) + \mathbf{Ed}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Cx}(\mathbf{t}) \quad i = 1, 2 \dots m\end{aligned}\quad (3.51)$$

Eşitlik (3.51)'de, \mathbf{f}_{e_i} ; eyleyici arızası olarak tanımlanmıştır.

Gözleyici durum denklemi ve rezidü denkleminde kullanılmak üzere,

$$\mathbf{d}^i(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} \mathbf{d}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{u}_i(\mathbf{t}) + \mathbf{f}_{e_i}(\mathbf{t}) \end{bmatrix}\quad (3.52)$$

$$\mathbf{E}^i = [\mathbf{E} \quad \mathbf{b}_i] \quad i = 1, 2 \dots m\quad (3.53)$$

şeklindedir.

Burada; $\mathbf{b}_i \in R^{nx1}$; \mathbf{B} matrisinin i . satırı, $\mathbf{u}_i(\mathbf{t})$; $\mathbf{u}(\mathbf{t})$ 'nin i . bileşeni olarak tanımlanmıştır.

Bu tanımlamaya göre m adet gözleyici ile elde edilen rezidüer ile eyleyici arızası ayrımı yapılabilir. Bunun için gözleyici durum denklemi ve rezidü denklemleri aşağıda gösterilmektedir [52-54]:

$$\dot{\mathbf{z}}^i(\mathbf{t}) = \mathbf{F}^i \mathbf{z}^i(\mathbf{t}) + \mathbf{T}^i \mathbf{B}^i \mathbf{u}^i(\mathbf{t}) + \mathbf{K}^i \mathbf{y}(\mathbf{t})\quad (3.54)$$

$$\mathbf{r}^i(\mathbf{t}) = (\mathbf{I} - \mathbf{CH}^i) \mathbf{y}(\mathbf{t}) + \mathbf{Cz}^i(\mathbf{t}) \quad i = 1, 2 \dots m\quad (3.55)$$

Burada; $\mathbf{B}^i \in R^{nx(m-1)}$; \mathbf{B} matrisinin i . satırının silinmiş hali, $\mathbf{u}^i(\mathbf{t}) \in R^{m-1}$; $\mathbf{u}(\mathbf{t})$ 'nin i . bileşeninin silinmiş hali olarak tanımlanmıştır.

Parametre matrisleri, aşağıdaki koşulları sağlamalıdır:

$$\mathbf{H}^i \mathbf{C} \mathbf{E}^i = \mathbf{E}^i\quad (3.56)$$

$$\mathbf{T}^i = \mathbf{I} - \mathbf{H}^i \mathbf{C} \quad (3.57)$$

$$\mathbf{F}^i = \mathbf{T}^i \mathbf{A} - \mathbf{K}_1^i \mathbf{C} \quad (3.58)$$

$$\mathbf{K}_2^i = \mathbf{F}^i \mathbf{H}^i \quad (3.59)$$

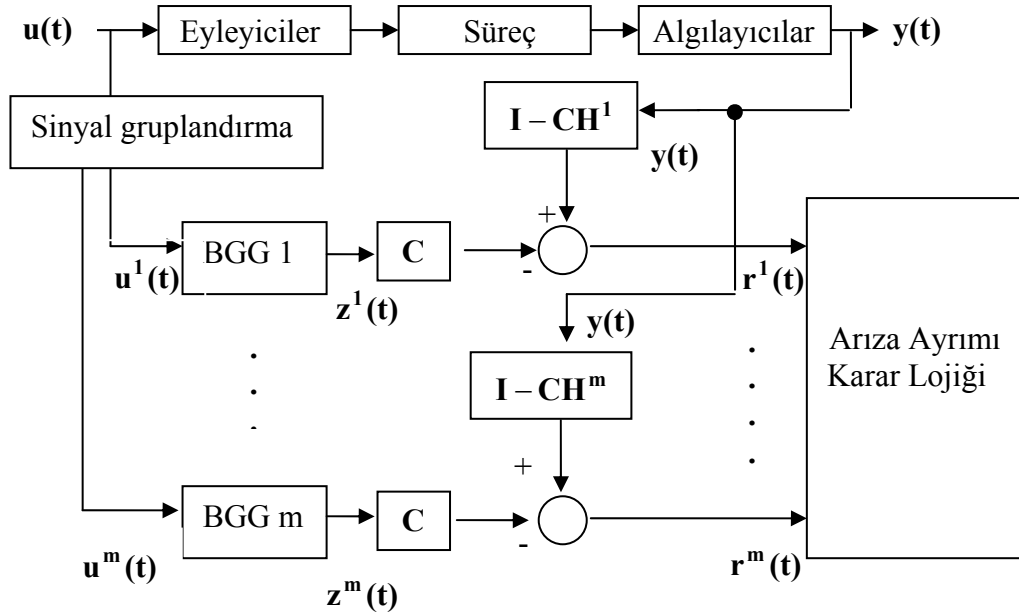
$$\mathbf{K}^i = \mathbf{K}_1^i + \mathbf{K}_2^i \quad i = 1, 2 \dots m \quad (3.60)$$

Her bir gözleyici bütün çıkışlar ve biri hariç bütün girişleri kullanmaktadır. Bütün algılayıcıların, arızasız bir şekilde çalıştığı kabulü yapıldığından, i . eyleyicide olacak bir arıza Eşitlik (3.61)'de gösterildiği gibi rezidülerden bulunabilecektir.

$$\begin{aligned} \|\mathbf{r}^i\| &< \varepsilon^i \\ \|\mathbf{r}^k\| &\geq \varepsilon^k \quad k = 1, \dots, i-1, i+1, \dots, m \end{aligned} \quad (3.61)$$

Burada; ε^i ve ε^k tanımlanmış eşik değerlerdir.

Şekil 3.6'da, bir eyleyici arızası ayırma şeması gösterilmektedir.



Şekil 3.6 Bir eyleyici arızası tespiti ve ayırım tertibatı

Şekil 3.6’da, eyleyicilerin girişinde bulunan sinyal gruplandırma birimiyle $\mathbf{u}(t)$ girişi, $\mathbf{u}^1(t)$, $\mathbf{u}^2(t) \dots \mathbf{u}^m(t)$ şeklinde girişlere ayrıştırılarak, BGG’lerin kullanımına sunulmak üzere, çeşitli matematiksel düzenlemeler yapılarak rezidü sinyalleri oluşturulmaktadır. Arıza ayrımı karar lojigi, rezidü değerlerine bakarak eyleyici arıza ayrımını gerçekleştirmektedir.

3.8. Kalman Filtresi

Seyrüsefer ölçümlerinin işlemi problemlerine, Kalman Filtresi geniş şekilde uygulanmaktadır. Bu durumda filtre, aşağıdaki amaçlarla kullanılır [55]:

1. Ölçüm hatalarının küçültülmesi ve ölçülen parametrenin daha doğru değerinin bulunması,
2. Çeşitli bilgi kaynaklarının karmaşık yapıda olmasına rağmen kullanılabilmesine olanak sağlanması,
3. Uçağın durum vektörünün ölçülmeyen parametrelerinin belirlenmesi,
4. Uçakta meydana gelmiş bozuntuların teşhisi.

Kalman Filtresi, beyaz gürültü ile bozulmuş doğrusal dinamik bir sistemin durumunu yine beyaz gürültü ile bozulan ve sistemin durumu ile lineer olarak bağlantılı olan ölçüm değerlerinden yararlanarak kestiren, optimal, yinelemeli doğrusal bir filtredir [56].

Rasgele değişkenlerle ilgili olarak yapılan ilk veri işleme metodu 1800’lü yıllarda Gauss tarafından en küçük kareler yöntemiyle yörünge ölçüm problemlerinde kullanılmıştır. Daha sonra maksimum olabilirlik metodu olasılık hesabında 1900’lü yıllarda Fisher tarafından kullanılmıştır. 1940’lı yıllara gelindiğinde Wiener tarafından özellikle sürekli zaman problemlerinde frekans uzayı esasına dayalı optimal filtreleme yöntemi kullanılmıştır. 1960 yılında ise Kalman tarafından Wiener Filtresine durum-uzay modeli uygulanarak yinelemeli, optimal bir filtre olan Kalman Filtresi’ni geliştirmiştir. Kalman Filtresi, sahip olunan tüm ölçüm verilerini, sistem ve ölçüm aletleri hakkında ön bilgileri birleştirerek istenen değişkenlerin tahmini değerlerini, hataları istatistiksel olarak en aza indirecek şekilde hesaplayan sayısal bir filtredir [56].

Filtre kelimesi, başlangıçta katı-sıvı karışımlarındaki istenmeyen parçaların, karışımdan ayırt edilebilmesi amacıyla kullanılan fiziksel araçları tanımlamak için kullanılmaktaydı. Daha sonralarda analog devrelerdeki bir takım istenmeyen elektronik sinyallerin ayırt edilmesinde kullanılan araçlarda filtre adını almaya başladı. Kalman Filtresi de gerçekte yinelemeli, optimal hata indirgeme algoritması olmasına rağmen gürültü içeren verilerden doğru bilgiler elde edilmesini sağlayan yapısıyla filtre olarak adlandırılmaktadır [56].

Kalman Filtreleme Yöntemi, Rudolf Emil Kalman tarafından 1960 yılında ortaya konmuştur. Sonraki yıllarda yöntem geliştirilerek mühendislik uygulamalarında ve birçok alanda kullanılmaya başlanmıştır. Yöntem doğrusal dinamik sistemlerin tahmini için tasarlanmıştır Kalman Filtreleme Yöntemi, tahmin (prediction, ekstrapolasyon), süzme (filtering) ve yumuşatma (smoothing) olmak üzere üç temel aşamadan oluşmakta ve zamana bağlı bilinmeyen parametrelerin kestirildiği uygulamalarda kullanılmaktadır [57].

Filtre aşaması, gerçekte klasik en küçük kareler yöntemiyle dengelemedir. Modelin sistem eşitliği, Sonlu Elemanlar metodu ya da benzer metotlarla nümerik olarak belirlenmektedir. Bu şekilde sistem tanımlanmakta ve model kalibre edilmektedir [58]. Klasik dengelemeden en önemli farkı; klasik dengelemede ölçü sayısı, bilinmeyen sayısından daha büyük olmak zorundadır. Kalman Filtresi'nde ise ölçme sayısı bilinmeyenlerin sayısından az olabilir. Filtre, ölçme verileri ve öncül kestirim bilgilerinin ağırlıklı kombinasyonu ile durum bilinmeyenlerinin filtre edilmiş (dengelenmiş) değerlerini hesaplar. Kalman Filtresi her yeni periyotta tekrar başa dönerek çalışmasına devam eder. Bu tekrarlı yapı Kalman Filtresinin en önemli özelliklerinden biridir. Bunun yanı sıra filtre tekrarlı yapısı içerisinde her öncül kestirimini, o ana kadar yapılmış tüm ölçüleri kullanarak hesaplar [57].

Kalman Filtresinin iyi bir şekilde işleyebilmesi, durum-uzay modelinde yer alan beyaz gürültü süreçlerinin kovaryanslarının bilinmesine bağlıdır. Ancak gerçek bir sistemin bir modeli oluşturulurken çoğu zaman bu kovaryanslar bilinmez. Gerçek ile uygulama arasında farklılığa neden olan bu durum, büyük tahmin hatalarına ya da hatanın iraksamasına neden olabilir. Uyarlı filtrenin amacı, sistem durumunun en iyi tahminini elde edecek şekilde beyaz gürültü

süreçlerinin kovaryanslarını tahmin etmektir. Gürültü kovaryanslarının tahmini için değişik yöntemler kullanılmaktadır [59].

3.8.1. Sürekli Kalman Filtresi

Aşağıdaki gibi bir durum uzayı matematik modeli tanımlansın [60-62]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{M}\mathbf{w}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{v}(\mathbf{t})\end{aligned}\quad (3.62)$$

Burada; $\mathbf{M} \in R^{nxr}$ bozuntu dağıtım matrisi, $\mathbf{w}(\mathbf{t}) \in R^{rx1}$ rasgele Gauss bozuntu vektörü, $\mathbf{v}(\mathbf{t}) \in R^{nx1}$ ise, ölçümlerin rasgele Gauss bozuntu vektörüdür. $\mathbf{w}(\mathbf{t})$ ve $\mathbf{v}(\mathbf{t})$ spektral yoğunluğu bilinen beyaz gürültü süreçlerine karşılık gelmektedir. Beyaz gürültüler; Gauss dağılımına sahip olup, ortalamaları (μ) sıfır olmaktadır. $\mathbf{F}\mathbf{w}(\mathbf{t})$ bileşeni süreç gürültüsüne, $\mathbf{v}(\mathbf{t})$ ise ölçme gürültüsüne karşılık gelmektedir. Diğer matris ve vektörler, Eşitlik (3.1)'de gösterildiği gibi tanımlanmıştır.

Kalman Filtresi ile kestirim işleminde kullanılacak model denklemi ise aşağıda verilmektedir:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(\mathbf{t}) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{K}(\mathbf{y}(\mathbf{t}) - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t}))\quad (3.63)$$

Hata denklemi ise,

$$\mathbf{e}(\mathbf{t}) = \mathbf{x}(\mathbf{t}) - \hat{\mathbf{x}}(\mathbf{t})\quad (3.64)$$

olarak tanımlanmaktadır [61].

Yukarıda verilen tanım kullanılarak, $\dot{\mathbf{e}}$ denklemi, aşağıdaki gibi elde edilir:

$$\dot{\mathbf{e}}(\mathbf{t}) = (\mathbf{A} - \mathbf{K}\mathbf{C})\mathbf{e}(\mathbf{t}) + \mathbf{F}\mathbf{w}(\mathbf{t}) - \mathbf{K}\mathbf{v}(\mathbf{t})\quad (3.65)$$

Burada;

$$\zeta^{\Delta} = \mathbf{F}\mathbf{w}(\mathbf{t}) - \mathbf{K}\mathbf{v}(\mathbf{t}) \quad (3.66)$$

tanımlaması yapılırsa, kovaryans matrisi,

$$\boldsymbol{\theta}_{\zeta} = \text{Exp}\{\zeta(\mathbf{t})\zeta^{\mathbf{T}}(\mathbf{t})\} \quad (3.67)$$

şeklinde yazılır.

Yukarıda gösterilen ζ 'nin spektral yoğunluk matrisi için w ve v 'nin ilişkisiz olmasından dolayı, ara işlemler yapıldığında, aşağıdaki denklem elde edilir:

$$\boldsymbol{\theta}_{\zeta}(\mathbf{t}) = \mathbf{F}\mathbf{W}\mathbf{F}^{\mathbf{T}} + \mathbf{K}\mathbf{V}\mathbf{K}^{\mathbf{T}} \quad (3.68)$$

Hatanın kovaryans matrisi \mathbf{P} olarak tanımlandığında, $\dot{\mathbf{P}}$ ise, aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{\mathbf{P}} = (\mathbf{A} - \mathbf{K}\mathbf{C})\mathbf{P} + \mathbf{P}(\mathbf{A}^{\mathbf{T}} - \mathbf{C}^{\mathbf{T}}\mathbf{K}^{\mathbf{T}}) + \boldsymbol{\theta}_{\zeta} \quad (3.69)$$

\mathbf{P} kovaryans matrisini en küçük yapan \mathbf{K} değeri, aşağıdaki denklemden elde edilir.

$$\frac{d\mathbf{P}}{d\mathbf{K}} = \mathbf{0} = -2\mathbf{P}\mathbf{C}^{\mathbf{T}} + 2\mathbf{K}\mathbf{V} \quad (3.70)$$

Yukarıdaki eşitlik düzenlenirse, aşağıdaki kazanç matrisi elde edilir:

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}\mathbf{C}^{\mathbf{T}}\mathbf{V}^{-1} \quad (3.71)$$

Yukarıda elde edilen \mathbf{K} , Eşitlik (3.69)'da yazılırsa, Riccati denklemi türünde eşitlik oluşturulur ve bir çözüme gidilebilir [56]:

$$\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{AP} + \mathbf{PA}^T - \mathbf{PC}^T\mathbf{V}^{-1}\mathbf{CP} + \mathbf{FWF}^T \quad (3.72)$$

Sürekli hal durum Kalman Filtresi için, $\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{0}$ olarak denklem çözülür. \mathbf{P} bulunduğundan sonra, Eşitlik (3.71)'den \mathbf{K} da bulunur.

4. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ, HAREKET DENKLEMLERİ VE PİTOT-STATİK SİSTEM

4.1. Uçuş Kontrol Sistemleri

Uçağın ilk kez kullanılmasından bugüne kadar çok sayıda uçuş kontrol sistemi tasarımı gerçekleştirilmiş olmakla birlikte, günümüzde kullanılan uçuş kontrol sistemleri aynı zamanda otomatik olarak uçuş kapasitesine de sahiptir.

Uçakların uçuş kumanda sistemi, üç ayrı eksen etrafında hareket ettirilen, son derece karmaşık bir sistemdir. Uçakların yön değiştirmesi ise uzunlamasına, yanlamasına, ve düşey eksen etrafında olur. Uçağın her yöne hareketi ana uçuş kumandaları tarafından sağlanır. En temel kontrol yüzeyleri irtifa dümeni (elevator), kanatçıklar (ailerons) ve istikamet dümenidir (rudder) [63].

4.2. Uçuş Kontrol Sistemlerinin Tarihçesi

Havadan ağır ilk makine Hiram Maxim tarafından 1891 yılında yapılmış olup 3600 kg. ağırlığında ve 34 m. uzunluğundaydı. Pervaneler şu ana kadar üretilmiş en büyük pervane olup, Londra'da Bilim Müzesi'nde sergilenmektedir. Bu uçakta Maxim, irtifa dümenine hareket vermesi için eyleyici ve geri besleme sinyali sağlamak açısından da cayraskop kullanmıştır. Uzunlamasına kararlılık için yetersizliğinden dolayı sistem başarıya ulaşamamıştır [64].

1903 yılında Wright kardeşler, uzun uğraşlar sonucu bir uçağı uçurabilmeyi başarmışlardır. Uzunlamasına hareket kontrolü için yatay stabilizeyi hareket ettiren bir kol kullanmışlardır. Yaptıkları uçak sayesinde artık doğal kararlılığın şart olmadığı sonucu bilim dünyasını derinden etkilemiştir [65].

1910'ların başında baba-oğul Sperry'ler sıkıştırılmış havayla çalışan eyleyici ve hava ile çalışan cayraskop kullanarak yunuslama ve yatış açısını birlikte koruyan iki eksenli kararlılık sistemini geliştirmişlerdir [64, 65].

Uçuş kontrol sistemlerinde ilk önemli gelişme, 1922 yılında Royal Aircraft Establishment şirketi tarafından yapılan pnömatik sistemli, yunuslama ve baş açısı kontrollü bir sistemle olmuştur [64].

1927'de, Askaniyal Alman şirketi, istikamet dümeni kullanarak baş açısını kontrol eden pnömatik bir sistem geliştirdi ve sistem, Graf Zepeppelin LZ 127 uçağı üzerinde test edildi ve kayıtlara ticari adı otopilot olarak geçti [64].

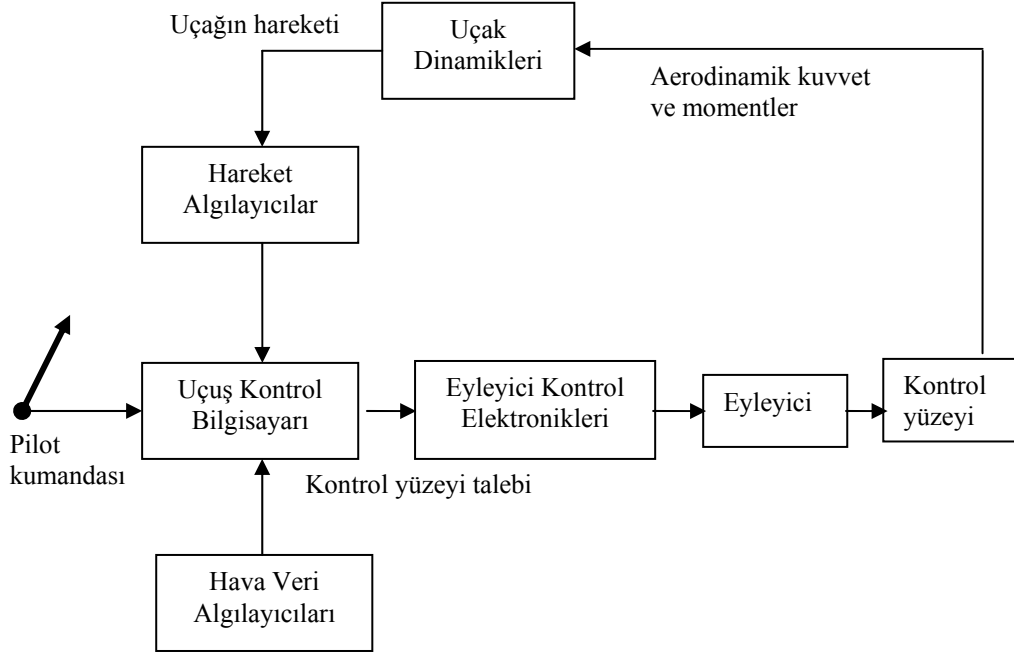
İkinci Dünya Savaşı'ndan sonra özellikle jet motorlu uçaklar için bir devrim yaşanmış, daha güçlü motorlar, daha ince kanatlar ve daha aerodinamik gövdeler tasarlanmıştır [64].

1950'de, Bristol Aeroplane şirketi, ilk defa olarak, elektriki eyleyiciler kullanan dört motorlu turbo-prop ticari uçağı geliştirmiştir [64].

1972'de NASA, mekanik yedekleme olmaksızın sadece dijital fly-by-wire sistemine sahip ilk uçağı geliştirdi. 1976'da üretilen F-16 uçağı, bu teknolojiyi kullanan ilk savaş uçağı olmuştur. 1988'de A-320 ilk ticari uçuşu gerçekleştirmiş, fakat iniş esnasında olan kazada 3 kişi ölmüş ve uçuş kontrol sisteminin yeterliliği üzerine tartışmalara sebep olmuştur [64, 65].

4.3. Fly-By-Wire (FBW) Uçuş Kontrol Sistemi

Aktif uçuş kontrol teknolojisi; uçaklarda sistemi kontrol eden bilgisayarların kullanılması ve geniş bir ölçek aralığında taranan kontrol nicelikleriyle beraber son derece hızla gelişen bir alandır. Günümüzde, Airbus yolcu uçaklarında mekanik bağlantılı uçuş kontrol sistemlerinin yerini fly-by-wire dijital kontrol sistemi almıştır. Şekil 4.1'de, Airbus uçaklarında kullanılan fly-by-wire sisteminin basitleştirilmiş blok diyagramı verilmektedir.



Şekil 4.1 Fly-by-wire sisteminin basitleştirilmiş blok diyagramı

Fly-by-wire sisteminde, pilotun "stick" ile verdiği mekanik hareketler "transducer" ile elektrik sinyaline çevrilir. Uçuş kontrol bilgisayarı; bu hareketin uçağın limitleri dahilinde olduğunu kabul ederse, bu kontrol yüzeyi talebi, ilgili eyleyici elektroniklerine iletilir. Eyleyiciler, elektriki olarak aldıkları sinyalleri, mekanik harekete çevirerek, bunlara bağlı olan kontrol yüzeylerini hareket ettirirler. Amaç, sadece bu yüzeyleri hareket ettirmek ve bu şekilde bırakmak olmadığından, bundan sonra kontrol yüzeylerinin hareketinden kaynaklanan yeni kuvvet ve momentlerin uçak dinamikleri ve dolayısıyla uçağın hareketini nasıl etkilediği hareket algılayıcıları ile sisteme tekrar bildirilir. Hareket algılayıcıları olarak cayraskop ve ivmeölçerler kullanılır. Cayraskoplar uçağın normal rotasından sapmasını hesaplarlar, ivmeölçerler ise, ivmelenme bilgisini hesaplarlar. Hava veri algılayıcıları uçağı saran hava akımından, hava akış miktarını yani hava basıncını algırlar. Genellikle pitot tüp olarak adlandırılırlar. Uçakta farklı bölgelerde basınçlar karşılaştırılarak hava hızı, irtifa, hücum açısı ve genel hareket karakteristikleri hesaplanır.

4.3.1. FBW sisteminin avantajları

FBW sisteminin sağladığı temel avantajlar şu şekilde açıklanabilir [65, 66]:

- FBW sistemi, pilotun yapması gereken hesaplamaları kendisi yapmakta ve pilotun işyükünü azaltmaktadır:

Bunun için yük faktörü, yunuslama oranı, hücum açısı gibi çok sayıda faktörü değerlendirip, kontrol sistemine doğru kumanda hareketini sağlayan bilgisayarlar kullanılır. Örneğin bir kanat rüzgar sebebiyle alçalırsa, bu hareket FBW sistemi sayesinde telafi edilerek uçağın düzgün konuma geçmesi sağlanmaktadır. Ayrıca pilotun gireceği koordinatlara göre de, sistem otomatik olarak, o güzergaha gidecek kumanda hareketlerini vererek çalışmasını sürdürebilmektedir.

- Uçak ve yolcu güvenliği arttırılmıştır.

Pilotun uçağın fiziki dayanımını zorlayacak, aşacak ya da türbülansa neden olacak hareketi bilgisayar sayesinde önlenir. Örneğin stick'e yanlışlıkla çarpsa ve limit dışında bir hareket olsa bile uçak bu hareketi yapmaz.

- Ağırlığı azdır.

Eski teknolojide kontrol yüzeyleri ile kumandalar arasında pek çok mekanik ve hidrolik bağlantı parçaları bulunmaktadır. FBW'da ise, düşük empedanslı elektrik kablolarıyla sinyaller aktarılmakta ve uçuş kontrol sistemlerine bağlı hidrolik sistemler harekete geçirilmektedir. Gereksiz parçaların atılması da uçağın hem ağırlığında ve hem de boyutunda azalmaya olanak sağlamıştır.

- Bakım zamanını azaltır.

Geleneksel kontrol sistemleri, mekanik parçalara birçok ayarlama yüzünden bakım için çok fazla zaman harcanmasına neden olur. aynı zamanda bir çok uçuş testide sistemin denenmesi için gerekli olmaktadır. FBW kontrol sistemi ile belirgin ölçüde bakım zamanından tasarruf sağlanır. Fiziksel bakım gereksinimi yok denecek kadar azdır.

- Yolcular için daha konforludur.

Rüzgarın hareketine göre olan küçük sapmalar kontrol sistemi tarafından sönmümlendirilerek yolcuların bu hareketten dolayı rahatsız olmaları önlenir. Aynı zamanda kanatlarda oluşan gerilmeler azalır. Yapıda olacak yorulmaların azalmasını sağlar.

- Yakıttan tasarruf sağlar.

Uçuş kontrol sisteminde ağırlığın azalmasıyla olan bir kazanım sağlanmıştır. Buna bağlı olarak kuyrukta bulunan kontrol yüzeyleri de küçülmüş, dolayısıyla bir ağırlıktan kazanım daha sağlanmıştır. Bu da daha düşük ağırlıktan dolayı daha az yakıt harcanmasına olanak sağlamaktadır.

4.3.2. FBW sisteminin dezavantajları

FBW sisteminin dezavantajları şu şekilde açıklanabilir:

- Elektrik sisteminin kısmen veya tamamen kaybedilmesinde ciddi problemlerle karşılaşılır.

Sistemde iletimi sağlayan kablolarda kopma olması, elektromanyetik parazitlenme veya elektrik beslemesinin tümüyle kaybedilmesi durumlarında kumanda sağlanamayacağından uçağın kaybı kaçınılmaz olacaktır. Doğal tehlikeler olarak şimşek, yangın, nem ve tuzlu su gösterilebilir [65]. Bu dezavantajdan dolayı bazı mekaniki bağlantılar ile kısıtlı kumandalar uçakta verilebilmektedir. Fiber optik kabloların kullanıldığı fly-by-light teknolojisi ile de parazitlenme gibi elektromanyetik etkilerden kurtulunmuş olunur.

- Herhangi bir algılayıcı, eyleyici ve bilgisayar arızası gibi durumlarda kontrol sağlanamaz.

Bağlantı kablolarından sonra, önemli komponentler olarak algılayıcı, eyleyici ve bilgisayarlar gelmektedir. Buralarda meydana gelen arıza veya hasarlar, istenmeyen olaylara sebep olurlar. Bu bakımdan bu komponentlerin çok sayıda yedekleriyle bir çözüme gidilir.

4.4. Uçak Hareket Denklemleri

Newton'un ikinci hareket yasasından elde edilen, doğrusal olmayan uçak hareket denklemleri, belli denge uçuşları etrafında Taylor serisi ile doğrusallaştırılarak Eşitlik (4.1) şeklinde durum uzayı formunda gösterilebilir. Doğrusallaştırılan uçak hareket denklemlerinin durum uzayı yaklaşımı kullanarak gösterilmesi, girdi olarak seçilen kontrol yüzeyinin hareketinin her bir durum değişkenine etkisini gösteren transfer fonksiyonlarının oluşturulmasında büyük kolaylık sağlar [67].

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(\mathbf{t}) + \mathbf{B}\mathbf{u}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(\mathbf{t})\end{aligned}\quad (4.1)$$

En genel halde elde edilen bu denklemler, uzunlamasına ve yanlamasına hareket dinamiklerine ayrılarak incelenebilir.

4.4.1. Uçak uzunlamasına hareket denklemleri

Uzunlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi Eşitlik (4.2)'de gösterilmektedir:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = [\delta_E] \quad (4.2)$$

Kararlılık türevlerinden oluşan \mathbf{A} ve \mathbf{B} matrisleri ise (4.3)'deki gibi tanımlıdır [45]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_w & \tilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\delta_E} \\ Z_{\delta_E} \\ \tilde{M}_{\delta_E} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Bu ifadelerde; u uçağın ileriye doğru hızı, w uçağın dönüş hızı, U_0 uçağın ileriye doğru denge hızı, q yunuslama açısal hızı, θ yunuslama açısı, δ_E irtifa dümeni açısı, g yerçekimi ivmesi, $X_u, X_w, Z_u, Z_w, X_{\delta_E}, Z_{\delta_E}, M_u, M_q, M_{\dot{w}}, M_w$ ve M_{δ_E} ise ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevleridir. $\tilde{M}_u, \tilde{M}_w, \tilde{M}_q$ ve \tilde{M}_{δ_E} ise Eşitlik (3.4)'de görüldüğü gibi ifade edilmektedir:

$$\begin{aligned}\tilde{M}_u &= (M_u + M_{\dot{w}}Z_u) \\ \tilde{M}_w &= (M_w + M_{\dot{w}}Z_w) \\ \tilde{M}_q &= (M_q + U_0M_{\dot{w}}) \\ \tilde{M}_{\delta_E} &= (M_{\delta_E} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_E})\end{aligned}\quad (4.4)$$

4.4.2. Uçak yanlamasına hareket denklemleri

Yanlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi Eşitlik (4.5)'de verilmektedir:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_k \\ \delta_i \end{bmatrix}\quad (4.5)$$

Kararlılık türevlerinden oluşan \mathbf{A} ve \mathbf{B} matrisleri ise (4.6)'daki gibi tanımlıdır [45]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & g/U_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R}^* \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}\quad (4.6)$$

Bu ifadelerde; β yana kayış açısı, p yatış açısal hızı, r sapma açısal hızı, ϕ yatış açısı, δ_k kanatçık açısı, δ_i istikamet dümeni açısı, $Y_v, L'_\beta, L'_p, L'_r, N'_\beta, N'_p, N'_r, Y^*_{\delta_R}, L'_{\delta_A}, L'_{\delta_R}, N'_{\delta_A}$ ve N'_{δ_R} ise ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevleridir.

4.5. Pitot-Statik Sistem ve Genel Arızalanma Sebepleri

Uçağın hız ve irtifa bilgisinin, kesintisiz olarak, göstergeler yardımıyla pilot veya pilotlara iletilmesi, uçağı kumanda etmek açısından oldukça önemlidir. Göstergelere kadar iletilen bu bilgi ise, esas olarak "pitot-statik sistem" tarafından sağlanır.

Uçak yerde hareketsizken her cisme olduğu gibi onun üzerine de "statik basınç" adı verilen atmosferik basınç etki eder. Uçuş esnasında ise, statik basınca ilave olarak uçak hareketinden kaynaklanan dinamik basınç etkisi de doğar. Bu ilave basınç, uçağın izafi hızına ve hava yoğunluğuna bağlı olup, gösterge bilgilerinin üretilmesinde kullanılır.

Uçakta irtifa ve düşey hız bilgisi statik basıncın ölçülerek çeşitli hesaplamaların yapılmasına dayanırken, hava hızı göstergesi ise toplam basınç adı verilen statik ve dinamik basıncın birleşik etkisinin göz önüne alındığı hesaplamalara dayanır.

Pitot-statik sistem ana elamanlarından pitot tübü toplam basıncı (Pa_t), statik port ise statik basıncı (Pa_s) ölçen elemanlardır. Hava hızı bilgisi için, toplam basınçtan statik basınç çıkartılarak, dinamik basınç (Pa_d) elde edilir. Bernolli prensibine göre,

$$Pa_d = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4.7)$$

olduğundan buradan gerçek hava hızı bulunabilir. Burada; ρ hava yoğunluğuna, V gerçek hava hızına karşılık gelmektedir.

Pitot tb genel olarak uçağın burnuna, uzunlamasına eksenle paralel olacak Şekilde yerleŐtirilir. Statik portlar ise, uçağın sağ ve sol yanında çoğu zaman üçer adet olmak üzere, tıkanmaya karşı bir nlem olarak bulunmaktadır. Genel olarak sol tarafta bulunan statik portlar kaptan pilota giden gösterge bilgileri için kullanılırken, yardımcı pilot için de sağ taraftaki statik portlar kullanılır. Böylece uçuŐta kontrolün arttırılması sağlanmaya çalıŐılmıŐtır. Kaptanın ve yardımcı pilotun göstergeleri arasındaki farklar limitleri aŐıyorsa, bu bir probleme işaret eder. Bununla ilgili olarak ne yazık ki havacılık tarihinde kazalar da görülmüştür.

Hava hızı göstergesi diyafram adı verilen bir elemana sahiptir. Diyaframın bir tarafı pitot tübünden elde edilen toplam basınç etkisindeyken, diğer tarafı ise, statik portlardan elde edilen statik basınç etkisindedir. Doğal olarak, bu basınç farkı olan dinamik basınç diyaframa iletilir. Diyaframda bu dinamik basınçla orantılı olarak saparak, gösterge kadranı içindeki ibreyi harekete geçirip o andaki uçuş hızını gösterir [68].

Uçak üzerinde hız bilgisinin elde edilmesinde çeşitli hatalar olabilir [69]. Bunlardan ilki olan aletsel hatalar, algılayıcının mekanik yapısındaki bir takım aksaklıklardan kaynaklı i etkenler Şeklinde gözükmektedir. Algılayıcının yapısında, diŐli çarklar ve mekanik hareketi elektrik sinyaline çevirmede kullanılan dönüŐtürücüler bulunmaktadır. Buralarda olacak sürtünme ve aşınma gibi durumlar i tertibata zarar verip, basınç ölçümlerinin yanlış, dolayısıyla hızında yanlış okunmasına neden olabilir. İkinci ana etken olarak algılayıcının uçak üzerinde montesinin yanlış yapılması, pitot tübünün takılmasında fiziki bir zarar görmesi ya da havaya nazaran bir açı oluŐturacak Şekilde sapma açılı takılması, üzerine teknik personel tarafından kılıf takılıyken uçuŐa gönderilmesi, statik port veya pitot tbne böcek vs. girip kanalı tıkanması, uçuş esnasında kuŐ çarpması, buzlanmadan kaynaklanan tıkanma durumları gibi dış etkenler gösterilebilir. Son ana etken ise yüksek hızlarda Bernoulli denkleminde elde edilen toplam basınç ifadesinin $\frac{1}{2}\rho V^2$ formülünün artık geçerliliğini kaybetmesidir. Bernoulli prensibi havanın sıkıŐtırılmaz etkisi göz önüne alınarak yaklaŐık 0.3 Mach'a kadar hızlar için geçerlidir. Bu hızdan sonraki hızlarda artık

şok dalgaları oluşmakta ve basınç hesaplamaları havanın sıkıştırılabilirlik etkileri göz önüne alınarak hesaplanmaktadır [70]. Burada sözü edilmeyen hava yoğunluğunun uçuş hızının etkisi ise, seyrüsefer bilgisayarı tarafından değerlendirilerek sağlanabilmektedir.

Basıncın yükseklikle değişim oranının sabit olması ve hava araçlarının üretiminde aynı uluslararası standartların kullanılması, barometrelerin hava aracının yüksekliğinin belirlenmesinde kullanılabilmesine olanak sağlamaktadır. Eğer iki seviye arasındaki basınç farkı bilinirse, basınç değişim katsayısı kullanılarak bu iki yükseklik arasındaki dikey mesafe kolayca hesaplanabilir [71].

Pitot statik sistemde yer alan statik portlar kullanılarak elde edilen statik basınç, daha önce ayarlanmış bir basınç değeri ile karşılaştırılır. Bu ayarlanmış basınç, deniz seviyesindeki basınç olabileceği gibi uçağın iniş yapacağı hava meydanındaki o esnada ölçülen basınç değeri de olabilir. Bundan sonra basınç-irtifa ilişkisinden, irtifa değeri hesaplanmış olur.

Statik portlarda olan bir tıkanıklık, hız da olduğu gibi, irtifa bilgisinin okunmasında yine yanlışlığa sebep olacaktır.

5. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDE HERHANGİ BİR ZAMANDA MEYDANA GELMİŞ ALGILAYICI VE EYLEYİCİ ARIZALARININ TESPİTİ, AYRIMI VE SİSTEMİN YENİDEN YAPILANDIRILMASI

Uçuş kontrol sistemindeki arıza tespitine yönelik çalışmalarda Türkiye’den Hacıyev, Çalışkan ve Aykan’ın çalışmaları [16-19] göze çarpmaktadır. Bir çalışmada uçuş kontrol sistemlerinde kontrol yüzeylerinde meydana gelen hareketlendirici arızalarının gerçek zamanlı olarak tespiti ve kontrol sisteminin yeniden şekillendirilmesi için aktif yöntemleri kullanan bir yaklaşım önermişlerdir. Kalman Filtresinin inovasyon prosesinde hareketlendirici arızalarının etkileri incelenmiştir. Bu amaçla dokuz durum ve altı girişe sahip F-16 uçağı modeli kullanılarak genişletilmiş Kalman Filtresi ile çözüme gitmişler, değerlendirme teorisi prosedürü olarak da Bayes prosedürünü kullanmışlardır. Arıza tespiti, istatistiki fonksiyon $\beta(k)$ ’nin eşik değeri aşmasıyla gerçekleştirmiş olup, elde ettikleri teorik sonuçlar F-16 dinamik davranışını destekler gözükmektedir.

Hacıyev, Çalışkan ve Aykan’ın yaptığı bir başka çalışmada [20-23], çeşitli uçak modelleri için uçuş sırasındaki kanat buzlanmalarının teşhisi ve kontrolü amaçlanmaktadır. Kanat profillerinde yapılan deneysel çalışmalara göre uçağın buzlanma modeli beş adet parametre ile temsil edilmiştir. Girişleri ölçülen veya ölçülemeyen uçak durumları ve çıkışları buzlanma parametreleri olan bir yapay sinir ağ yapısı oluşturulmuştur. Değişen buzlanma şartlarında simülasyonlar yapılarak buzlanmış uçağın yapay sinir ağ modelinin eğitimi ve geçerlilik testi için gerekli bilgiler kümesi oluşturulmuştur. Eğitilmiş yapay sinir ağı modeli buzlanmadan dolayı normal kontrol prensibi ile kontrol edilemeyen uçağın kontrolü için kullanılmıştır. Eğitilmiş yapay sinir ağlarının bulunduğu parametrelere göre uçuş kontrol algoritması yeniden şekillendirildiğinde uçakların aşırı buzlanma şartlarında bile güvenli uçabileceği yaptıkları benzetim sonuçlarında görülmektedir.

Bajpai’nin çalışmasında değişken yapılu denetleyiciler kullanarak uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarına rağmen sistemin yeniden yapılandırılması ile ilgili çalışma yapmıştır. Doğrusal karesel düzenleyici ile

tasarladığı gözleyiciyle algılayıcı arızalarının tespitini gerçekleştirmiştir. Yeniden yapılandırma için tespitten sonra sağlam olanın devreye alınması benzetimlerle gösterilmiştir. Eyleyici arızalarının, algılayıcı arızalarına göre daha zor problemler olduğuna işaret eden Bajpai, çalışmasında doğrusal karesel düzenleyici ile tasarladığı gözleyiciyle eyleyici arızalarının tespitini gerçekleştirdikten sonra, doğrusal karesel regülatör kullanarak durum geribesleme kazanç hesaplamaları yoluyla yeniden yapılandırma aşamasını oluşturmuştur [5].

Belkharraz, F/A-18 uçağında olabilecek kontrol yüzeyi arızalarının pasif ve aktif yaklaşımlar kullanarak, karşılaştırmalı sonuçlarını elde etmiştir. Pasif yaklaşımda, sabit bir denetleyici ile özyapı ataması yaklaşımı ile optimizasyon sağlanırken, aktif yaklaşımda model referans uyarlamalı değişken denetleyicinin kazancını değiştirerek çözüme gitmiştir [25].

Esteban, H_∞ optimizasyonunu kullanarak Boeing 747-100/200 uçağının uzunlamasına hareketi için motor arızalarını tespit edebilen bir filtre tasarlamıştır. Bütünleşik çok sayıda denetleyici kullanarak yaptığı çalışmada μ analizi ile iyi bir nominal çalışma ve performans elde etmiştir [26].

Thomas, gözleyiciler ve regülatör tasarımını içeren denetleyiciler kullanarak, takılı kalmış kontrol yüzeylerine sahip F-16 uçağı için, kuvvet ve momentlerin dağıtılmasını, diğer elemanlarla sağlamıştır [27].

Gu, insansız bir hava aracının çeşitli arıza durumlarına rağmen uçabilmesini sağlamıştır. Bu amaçla yapay sinir ağlarına dayalı denetleyici kullanımına gitmiştir Gerçek zamanlı olarak çalışan yazılımı sayesinde insansız hava aracındaki kanatçık arızası ve irtifa dümeni arızalarına rağmen uçağı uçurmayı başarmıştır [28].

Çalışmanın bundan sonraki kısmında, arıza tespitinde önemli bir role sahip olan durum tespitinin yapılması, çeşitli gözleyiciler ve Kalman Filtresi kullanılarak uçak yanlamasına hareket denklemleri için benzetimlerle verilmektedir. BGG ile arıza tespiti ve ayrımı, durum tespiti benzetim çalışmalarından sonra daha ayrıntılı olarak verilmektedir.

5.1. Durum Tahmininin Yapılması

5.1.1. Gözleyiciyle durum tahmini

Bu bölümde, dördüncü bölümde verilen uçağın yanlamasına hareket durum uzayı denklemleri kullanılarak gözleyici tasarlanılacaktır. Bu amaçla seçilen geniş gövdeli bir yolcu uçağı modelindeki katsayılar matrisleri [45]

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.056 & 0 & -1 & 0.039 \\ -1.05 & -0.47 & 0.39 & 0 \\ 0.6 & -0.032 & -0.115 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0.012 \\ 0.14 & 0.15 \\ 0.008 & -0.48 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

şeklindedir.

\mathbf{A} durum katsayılar matrisinin özdeğerleri; $-0.0454 + 0.8087j$, $-0.0454 - 0.8087j$, -0.5621 , 0.0120 olup, sağdaki kutup sebebiyle kararsız yapıda olduğundan, kararlı yapıda olmasını sağlayan bir durum geribesleme kazanç matrisi seçilerek, kararlı yapıya gelmesi sağlanmıştır. Bunun için kullanılan durum geribesleme kazanç matrisi

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -6.1901 & 0.8445 & 6.3872 & 0.4051 \\ 2.7725 & -0.1573 & -3.4317 & -0.0128 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

olarak seçilmiştir.

Bu durumda Eşitlik (5.1)'de verilen \mathbf{A} durum katsayılar matrisi yerine,

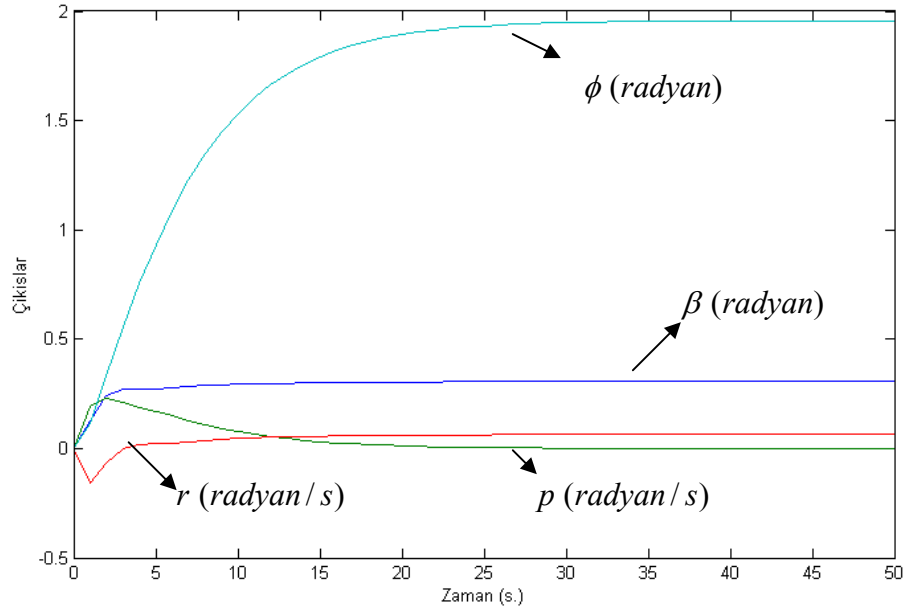
$$\mathbf{A}^* = \mathbf{A} - \mathbf{BK} = \begin{bmatrix} -0.0893 & 0.0019 & -0.9588 & 0.0392 \\ -0.5993 & -0.5646 & 0.0105 & -0.0548 \\ 1.9803 & -0.1143 & -1.8133 & -0.0094 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

kullanılacaktır. Bu durumda, \mathbf{A}^* durum katsayılar matrisi özdeğerleri; $-0.9277 + 1.0561j$, $-0.9277 - 1.0561j$, -0.4180 , -0.1938 olarak elde edilmiş olup, sistem kararlılığı sağlanmıştır.

Giriş olarak $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}$ uygulanmaktadır. \mathbf{C} matrisi, uçuş kontrol sisteminde

tüm durumların doğrudan ölçülebildiği varsayılarak oluşturulmuştur.

Denklemler kullanılarak elde edilen gerçek sistemin durum tepkisi, Şekil 5.1'de gösterilmektedir.



Şekil 5.1 Gerçek sistemin durum tepkisi

Gözleyici kullanarak elde edilecek durum tepkileri için ise modeldeki \mathbf{F} ve \mathbf{T} matrisleri,

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -5 \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

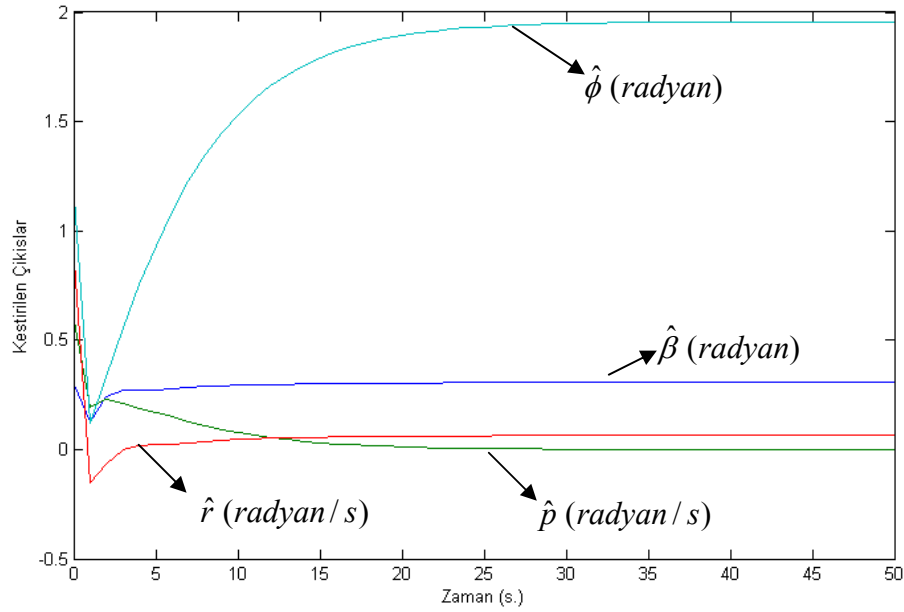
şeklinde seçilmektedir.

Bu matrisler, Eşitlik (3.6) ve (3.7)'de gösterilen gözleyici temel denklemlerinde yerine yazılarak \mathbf{G} ve \mathbf{L} matrisleri,

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 4.9107 & 0.0019 & -0.9588 & 0.0392 \\ -0.5993 & 0.4354 & 0.0105 & -0.0548 \\ 1.9803 & -0.1143 & 3.1867 & -0.0094 \\ 0 & 1 & 0 & 5 \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

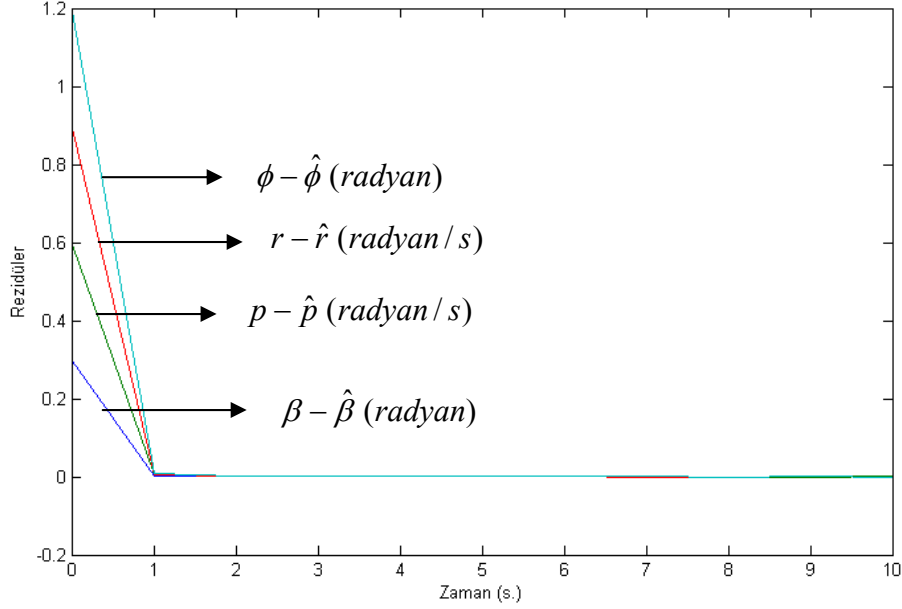
$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} 0 & 0.012 \\ 0.14 & 0.15 \\ 0.008 & -0.48 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.7)$$

olarak bulunmaktadır. Gözleyicinin başlangıç koşulları $[0.3; 0.6; 0.9; 1.2]$ seçilerek elde edilen durum tepkisi ise, Şekil 5.2'de gösterilmektedir.



Şekil 5.2 Gözleyicinin durum tepkisi

Gözleyicinin hesapladığı durumların sistemin gerçek durumlarına yakınsadığını göstermek açısından her bir rezidü, Şekil 5.3'deki gibi gösterilmiştir.



Şekil 5.3 Rezidüler

Tüm rezidülerin, Şekil 5.3'de görüldüğü üzere sifıra yakınsadığı, dolayısıyla gözleyicinin, sistem durumlarını doğru olarak kestirdiği görülmüştür.

5.1.2. Luenberger'in gözleyicisiyle bilinmeyen durumların tahmini

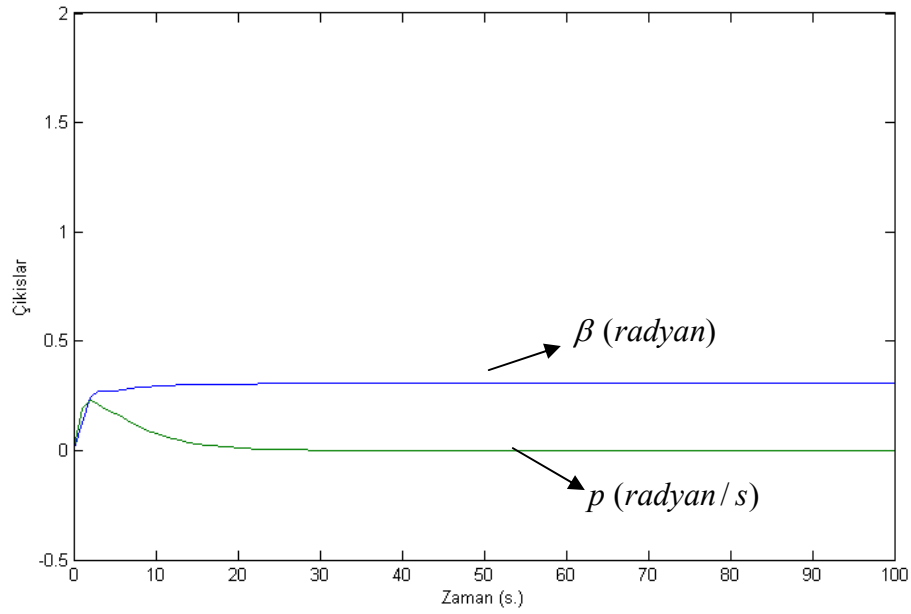
Gözleyici tasarlanırken, gözlenemeyen durumların olması durumunda Luenberger'in gözleyicisi ile o durum değişkeni veya değişkenlerinin kestirilmesi sağlanabilir. Kestirilebilen durum değişkenleri ile ölçülebilen durum değişkenleri arasındaki farka dayanan rezidü incelemesi yapılarak gözleyicilerde olduğu gibi arıza tespiti yapılma olanağı bulunmaktadır.

Bu bölümde, dördüncü bölümde verilen uçağın yanlamasına hareket durum uzayı denklemleri kullanılarak Luenberger'in gözleyicisi tasarlanılacaktır. Eşitlik (4.1)'deki durum uzayı modeli kullanılarak uygulama gerçekleştirilecektir. Eşitlik (5.1)'deki **A** ve **B** sistem matrisleri aynı kalırken **C** matrisi farklı olarak

$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ olarak tanımlıdır. \mathbf{C} matrisi, uçuş kontrol sisteminde r sapma

açısal hızı ve ϕ yatış hızı durumlarının doğrudan ölçülemediği varsayılarak oluşturulmuştur.

Şekil 5.4'de gerçek sistemin ölçülebilen durum değişkenleri olan β yana kayış açısı ve p yatış açısal hızının çıkış tepkisi gösterilmektedir.



Şekil 5.4 Ölçülebilen durum değişkenleri

Gözleyicide kullanılan katsayı matrisleri

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} -0.5883 & -0.1364 & 1.0668 & -0.0956 \\ 2.1832 & 0.1139 & 0.0593 & -0.8323 \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

$$[\mathbf{C}; \mathbf{W}] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0.5883 & -0.1364 & 1.0668 & -0.0956 \\ 2.1832 & 0.1139 & 0.0593 & -0.8323 \end{bmatrix} \quad (5.9)$$

$$[\mathbf{C}; \mathbf{W}]^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0.7917 & 0.141 & 0.9343 & -0.1084 \\ 2.6793 & 0.1469 & 0.0672 & -1.2091 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0.7917 & 0.141 \\ 2.6793 & 0.1469 \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.9434 & -0.1084 \\ 0.0672 & -1.2091 \end{bmatrix} \quad (5.12)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.2944 & 0.7173 \\ -1.3362 & 1.6236 \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} -0.8827 & -0.8507 & 1.0668 & -0.0956 \\ 3.5194 & -1.5096 & 0.0593 & -0.8323 \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 1.2143 & 0.6389 \\ 4.3147 & -1.7682 \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -1.0348 & 0.1165 \\ -3.2851 & 0.113 \end{bmatrix} \quad (5.16)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 1.3777 & -0.4433 \\ -2.5898 & -2.6041 \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} -0.1106 & -0.6502 \\ -0.2109 & -0.2127 \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

olarak elde edilmektedir.

Gerek şartların sağlandığı,

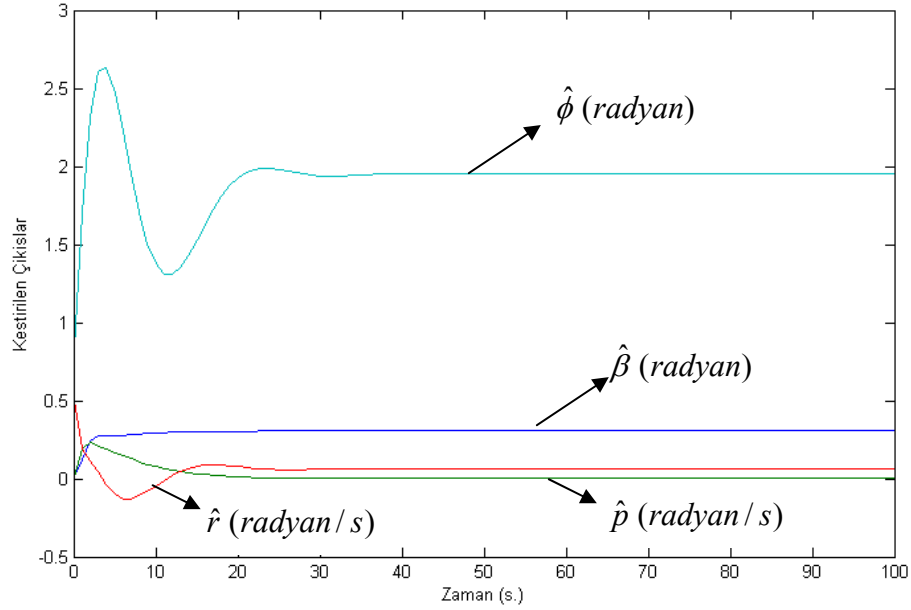
$$\mathbf{ET} + \mathbf{DC} \cong \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.19)$$

$$\mathbf{FT} - \mathbf{TA} + \mathbf{GC} \cong \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.20)$$

eşitliklerinden görülmektedir.

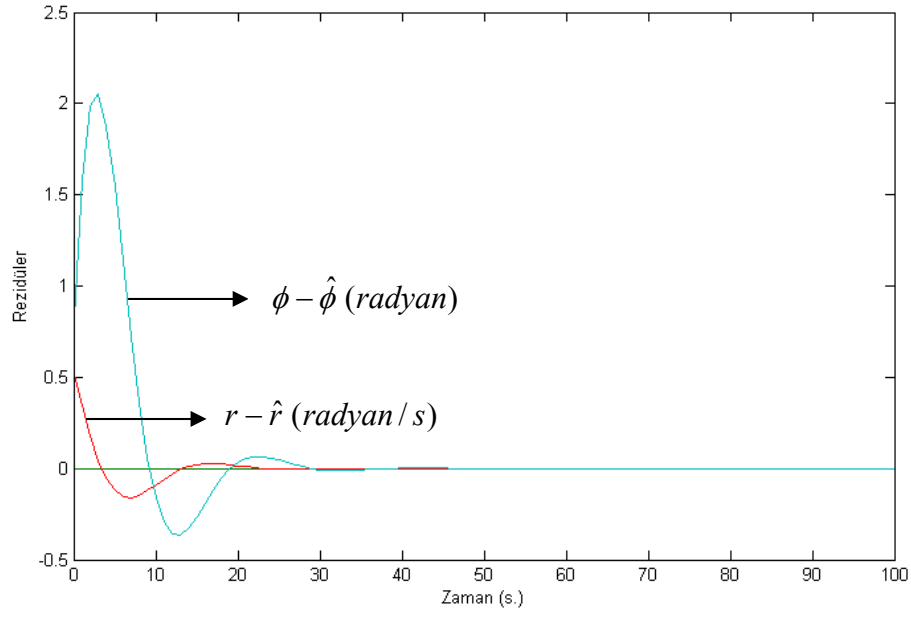
Bulunan \mathbf{F} matrisinin özdeğerleri, $-0.4609 + 0.2311j$, $-0.4609 - 0.2311j$ olup, gözleyicinin kararlılığı açısından uygundur.

Şekil 5.5'de, $[0.3; 0.6]$ başlangıç koşullarına göre Luenberger'in gözleyicisi kullanılarak kestirilen çıkışlar gösterilmektedir.



Şekil 5.5 Luenberger'in gözleyicisi ile kestirilen çıkışlar

Şekil 5.6'da, Luenberger'in gözleyicisi kullanılarak elde edilen rezidüel gösterilmektedir.



Şekil 5.6 Luenberger'in gözleyicisi kullanılarak elde edilen rezidüel

Modelleme yapmanın avantajı olarak sistemin gerçek durumları kullanılabilir olduğundan, Luenberger'in gözleyicisinin hesapladığı durumlar ile karşılaştırma yapıldığında, Luenberger'in gözleyicisinin, gerçek sistem durumlarına yakınsadığı görülmektedir.

5.1.3. Sürekli Kalman Filtresi'yle durum tahmini

Bu bölümde, bir uçağın yanlamasına hareket durum uzayı denklemleri kullanılarak Kalman Filtresi tasarlanmaktadır. Bu amaçla kullanılacak geniş gövdeli bir yolcu uçağına ait, durum geribesleme yapılarak kararlılığın sağlandığı, durum uzayı modeli,

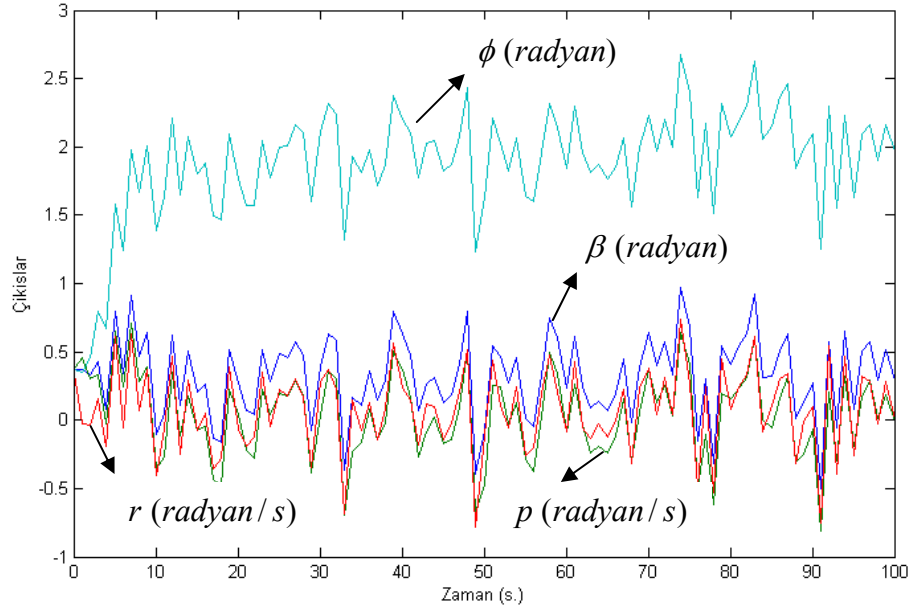
$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Ax}(\mathbf{t}) + \mathbf{Bu}(\mathbf{t}) + \mathbf{Mw}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Cx}(\mathbf{t}) + \mathbf{v}(\mathbf{t})\end{aligned}\quad (5.21)$$

şeklindedir.

Modelde kullanılan katsayılar matrisleri, Eşitlik (5.3)'de verildiği gibidir.

$\mathbf{w}(\mathbf{t})$ ve $\mathbf{v}(\mathbf{t})$ ise beyaz gürültülerdir. Giriş olarak $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}$ uygulanmaktadır.

Eşitlik (5.19)'daki, durumlara ve çıkışa etki eden beyaz gürültüler sebebiyle durum değişkenleri ya da çıkışlar doğru olarak ölçülememektedir. Şekil 5.7'de sisteme ait gürültünün etki ettiği çıkışlar verilmektedir.



Şekil 5.7 Kalman Filtresi kullanılmaksızın elde edilen gerçek sistem çıkışları

Sistemdeki durumlara ve çıkışa etki eden beyaz gürültülerin tümünün varyansı 0.1 olarak alındığında, Kalman Filtresi'nde kullanılacak kovaryans matrisler,

$$\mathbf{Q} = \text{Exp}\{\mathbf{w}\mathbf{w}^T\} = \begin{bmatrix} (0.1)^2 & 0 \\ 0 & (0.1)^2 \end{bmatrix} \quad (5.22)$$

$$\mathbf{R} = \text{Exp}\{\mathbf{v}\mathbf{v}^T\} = \begin{bmatrix} (0.1)^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (0.1)^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (0.1)^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (0.1)^2 \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

şeklindedir.

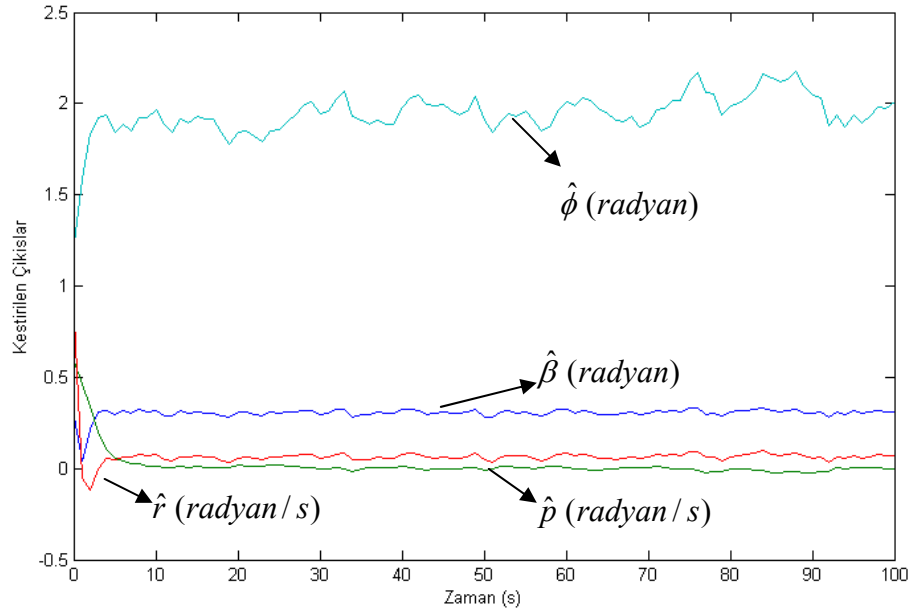
Yukarıdaki kovaryans matrisler, Eşitlik (3.72)'de yerine konup, Matlab'de ARE komutu kullanılarak çözdürülürse, elde edilen hatanın kovaryans matrisi (**P**) ve buradan Eşitlik (3.71) kullanılarak Kalman kazancı (**K**),

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0.0003 & 0.0001 & 0 & 0.0002 \\ 0.0001 & 0.0003 & -0.0002 & 0.0001 \\ 0 & -0.0002 & 0.0006 & 0.0001 \\ 0.0002 & 0.0001 & 0.0001 & 0.0014 \end{bmatrix} \quad (5.24)$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0.0302 & 0.0073 & -0.0026 & 0.0207 \\ 0.0073 & 0.0269 & -0.0234 & 0.0097 \\ -0.0026 & -0.0234 & 0.0609 & 0.0077 \\ 0.0207 & 0.0097 & 0.0077 & 0.1372 \end{bmatrix} \quad (5.25)$$

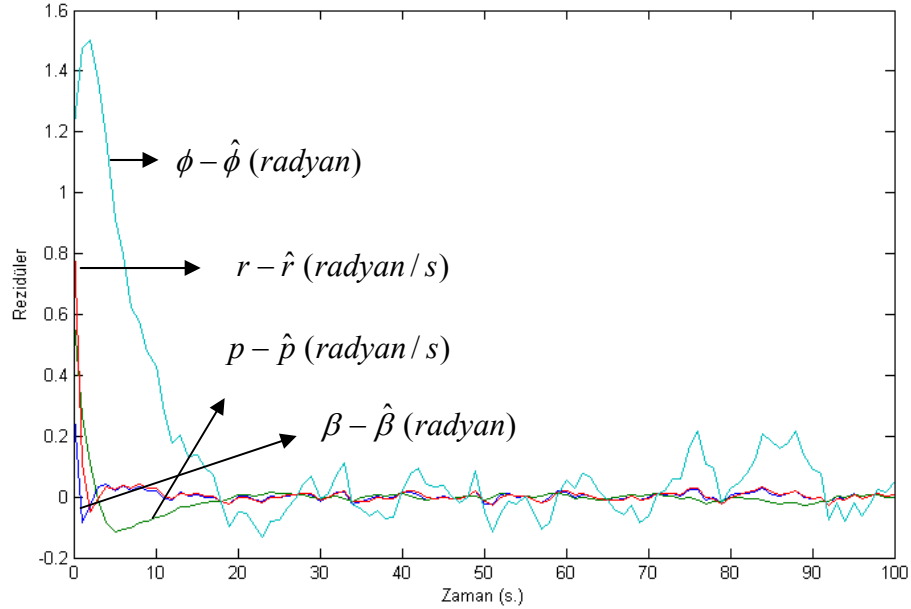
olarak bulunmaktadır.

Kalman Filtresi kullanılarak elde edilen çıkışlar, Şekil 5.8'de verilmektedir.



Şekil 5.8 Kalman Filtresi kullanıldığında elde edilen çıkışlar

Eşitlik (5.19)'daki sisteme, gürültü etkisi olmadığındaki çıkış tepkileri (Şekil 5.1) ile gürültü etkisinin Kalman Filtresi ile süzülmesiyle elde edilen çıkış tepkileri (Şekil 5.8) karşılaştırıldığında, elde edilen rezidüer Şekil 5.9'da verilmektedir.



Şekil 5.9 Kalman Filtresi kullanılarak elde edilen çıkışlar ile gürültünün etki etmediği gerçek sistem çıkışları arasındaki fark (rezidü)

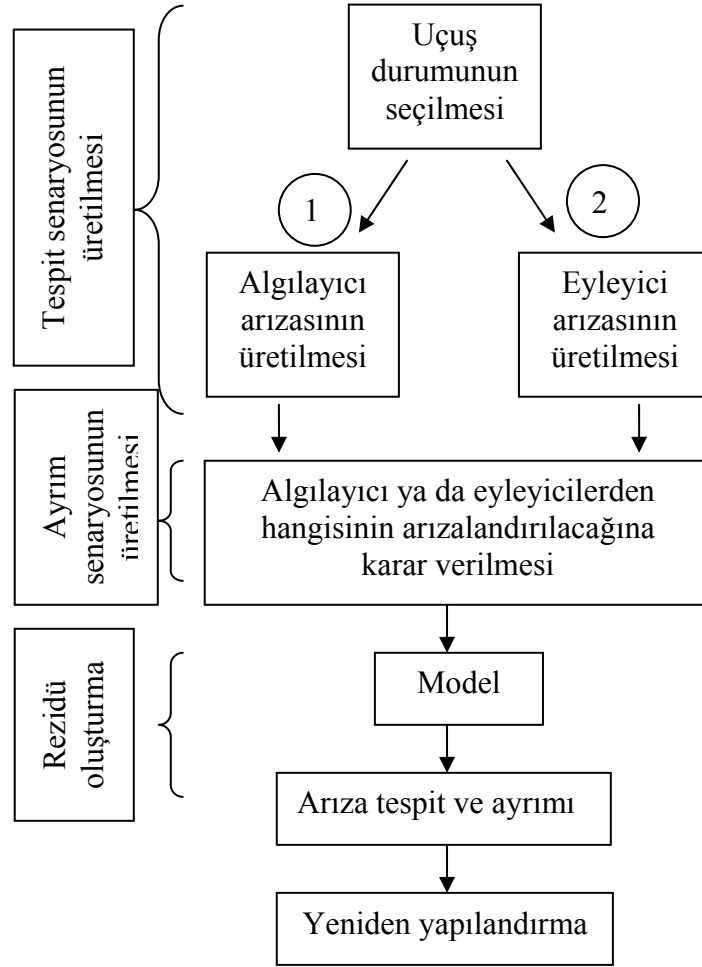
Şekil 5.9'daki rezidüerlerin çok küçük değerler olması, Kalman Filtresi'nin kestirdiği durum ya da çıkışların, gerçek sistemin gürültüsüz çıkışlarına çok yakın olduğunu göstermektedir.

5.2. BGG İle Yanlamasına Uçuş Kontrol Sisteminde Arıza Tespiti, Ayrımı Ve Yeniden Yapılandırma

Önceki bölümde, durum tahminleri yapılarak ve sonrasında rezidüerleri inceleyerek arıza takibinin yapılabildiği, bir uçağa ait yanlamasına uçuş kontrol sistem modeli kullanılarak benzetimler ile gösterilmektedir. Bu bölümde, BGG kullanarak herhangi bir zamanda oluşmuş algılayıcı ya da eyleyici arızasının tespiti, ayrımı ve yeniden yapılandırılması gerçekleştirilecektir. Yeniden

yapılandırma aşamasında, arızalı elemanın yedeği olarak düşünülmüş elemanın anahtarlanması sağlanarak arıza durumu ortadan kaldırılmaktadır.

Programda dört uçuş durumuna ait uçuş verileri, önceden girilmiş olduğundan, kullanıcının istediği uçuş irtifa-hız çifti numarasını seçmesiyle, yazılım; kullanacağı durum katsayılar matrislerini seçerek, hesapları yapmaktadır. Senaryo aşamasında, algılayıcı ya da eyleyici arızasından biri, herhangi bir zamanda, program tarafından oluşturulmaktadır. Seçilmiş algılayıcı ya da eyleyicilerden, hangisinin (dört algılayıcı veya iki eyleyiciden) arızalanacağını yine program belirlemektedir. Bu aşamadan sonra, model devreye girerek rezidüler oluşturulmaktadır. GGY kullanılarak rezidü değerlendirmesi yapılmakta ve arızalanan eleman ve arıza zamanı kullanıcıya bildirilmektedir. Şekil 5.10'da programın akış diyagramı gösterilmektedir.



Şekil 5.10 Program akış diyagramı

Program akış diyagramına göre, ilk önce tespit senaryosunun üretilmesi gelmektedir. Dört uçuş durumundan bir tanesinin girilmesiyle, program kullanacağı matrisleri belirlemektedir. Daha sonra, herhangi bir zamanda ya algılayıcı ya da eyleyici arızası, program tarafından oluşturulmaktadır ((1) veya (2) hattının seçilmesi). Ayrım senaryosunda ise, uçuş durumlarını ölçebilen dört algılayıcı ve kontrol yüzeyleriyle bağlantılı iki eyleyici bulunduğundan, bunlardan hangisinin arızalanacağına yine program karar vermektedir. Rezidü oluşturma aşamasında, ilgili arıza modeli kullanılarak, rezidüler oluşturulmaktadır. Değerlendirme adımı elde edilen rezidülerden sonuç çıkarma ve kullanıcının Matlab programıyla bilgilendirilmesi sağlanmaktadır. Son aşama olan anahtarlamada ise, ilgili arıza durumu meydana geldikten sonra, sağlam elemanın devreye girerek, yeniden yapılandırma aşaması Simulink benzetimleri kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

5.2.1. Matematik modelin oluşturulması

Geniş gövdeli, dört motorlu, bir jet yolcu uçağı (Charlie) için dört uçuş durumuna ait parametreler, Çizelge 5.1’de verilmektedir [45].

Çizelge 5.1 Uçuş durumu parametreleri [45]

Parametre	Uçuş Durumu 1	Uçuş Durumu 2	Uçuş Durumu 3	Uçuş Durumu 4
İrtifa (m)	0	6100	6100	12200
Mach no	0.198	0.5	0.8	0.8
$U_0 (ms^{-1})$	67	158	250	250
$\bar{q} (Nm^{-2})$	280	8667	24420	9911
$\alpha_0 (derece)$	8.5	6.8	0	4.6
$\gamma_0 (derece)$	0	0	0	0

Çizelge 5.2’de de dört uçuş durumuna ait kararlılık türevleri verilmektedir.

Çizelge 5.2 Uçuş durumlarına ait kararlılık türevleri [45]

Kararlılık Türevi	Uçuş Durumu 1	Uçuş Durumu 2	Uçuş Durumu 3	Uçuş Durumu 4
Y_v	-0.089	-0.082	-0.12	-0.056
L'_β	-1.33	-2.05	-4.12	-1.05
L'_p	-0.98	-0.65	-0.98	-0.47
L'_r	0.33	0.38	0.29	0.39
N'_β	0.17	0.42	1.62	0.6
N'_p	-0.17	-0.07	-0.016	-0.032
N'_r	-0.217	-0.14	-0.232	-0.115
$Y^*_{\delta_R}$	0.015	0.014	0.014	0.012
L'_{δ_A}	0.23	0.13	0.14	0.14
L'_{δ_R}	0.06	0.15	0.18	0.15
N'_{δ_A}	0.026	0.018	0.0013	0.008
N'_{δ_R}	-0.15	-0.39	-0.92	-0.48

Uçuş durumları için kararlılık türevleri kullanılarak elde edilen sistem matrisleri,

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} -0.089 & 0 & -1 & 0.146 \\ -1.33 & -0.98 & 0.33 & 0 \\ 0.17 & -0.17 & -0.217 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.26)$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} -0.082 & 0 & -1 & 0.062 \\ -2.05 & -0.65 & 0.38 & 0 \\ 0.42 & -0.007 & -0.14 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0.014 \\ 0.13 & 0.15 \\ 0.018 & -0.39 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.27)$$

$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} -0.12 & 0 & -1 & 0.039 \\ -4.12 & -0.98 & 0.29 & 0 \\ 1.62 & -0.016 & -0.232 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0.014 \\ 0.31 & 0.18 \\ 0.013 & -0.92 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.28)$$

$$\mathbf{A}_4 = \begin{bmatrix} -0.056 & 0 & -1 & 0.039 \\ -1.05 & -0.47 & 0.39 & 0 \\ 0.6 & -0.032 & -0.115 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0.012 \\ 0.14 & 0.15 \\ 0.008 & -0.48 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.29)$$

olarak bulunmuştur.

Yukarıdaki uçuş durumlarına ait \mathbf{A} durum katsayılar matrisleri incelendiğinde, sistemlerin tümünün kararlı olmadığı görülmektedir. Bu amaçla, LQR (Lineer Karesel Düzenleyici) tekniği ile her uçuş durumu için kararlı durumu sağlayan \mathbf{K} geribesleme kazanç matrisi seçilerek, yeni sisteme ait olan \mathbf{A}^* matrisleri kullanılmaktadır. Kararlılığı sağlayan geribesleme matrisi,

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -6.1901 & 0.8445 & 6.3872 & 0.4051 \\ 2.7725 & -0.1573 & -3.4317 & -0.0128 \end{bmatrix} \quad (5.30)$$

olarak seçilmiştir. Bu \mathbf{K} matrisi kullanıldığında, $\mathbf{A}_i^* = \mathbf{A}_i - \mathbf{B}_i \mathbf{K}$, $i = 1 \dots 4$ için kararlı olduğu görülmektedir.

5.2.2. Senaryoların üretilmesi

Dört uçuş durumu için algılayıcı ve eyleyici arızalarına yönelik senaryolara göre, arıza tespit, ayırım ve yeniden yapılandırma durumları ele alınmaktadır. Senaryolar üretilirken, bilinmeyen giriş (\mathbf{d}) olarak Gauss dağılımına

sahip değerler, sistem girişi olarak $\mathbf{u} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}$ ve Hurwitz olacak şekilde

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \quad \text{seçilerek,} \quad \text{gözleyici} \quad \text{denklemlerinde}$$

kullanılmaktadır.

5.2.2.1. Birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo

Eşitlik (5.30)'daki geribesleme kazanç matrisi kullanılarak elde edilen birinci uçuş durumuna ait algılayıcı arızalarına yönelik model denklemi,

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Ax}(\mathbf{t}) + \mathbf{Bu}(\mathbf{t}) + \mathbf{Ed}(\mathbf{t}) \\ \mathbf{y}(\mathbf{t}) &= \mathbf{Cx}(\mathbf{t}) + \mathbf{f}_{a_j}(\mathbf{t}) \quad \mathbf{j} = 1 \dots 4\end{aligned}\quad (5.31)$$

şeklindedir.

Burada;

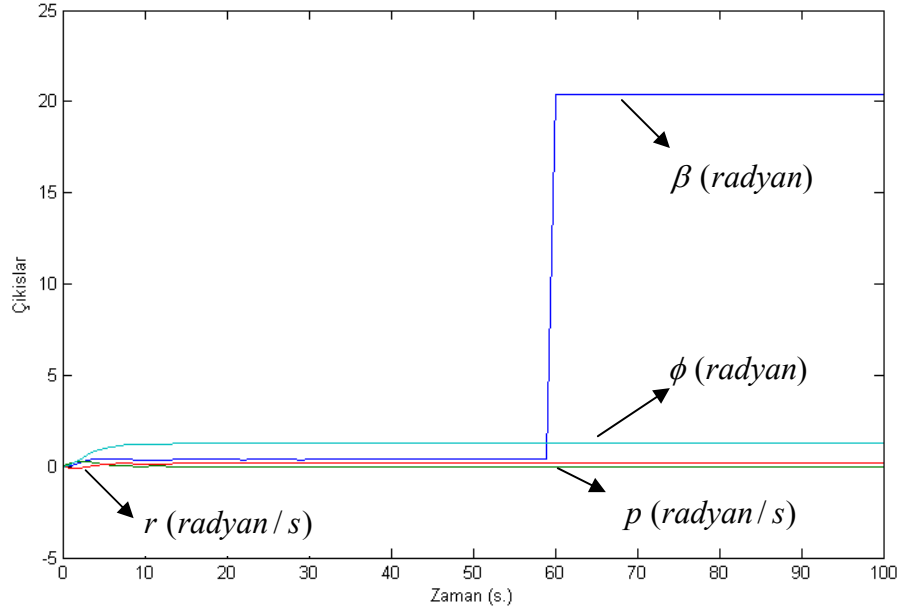
$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.1306 & 0.0024 & -0.9485 & 0.1462 \\ -0.0726 & -1.1648 & -0.9332 & -0.0924 \\ 0.7468 & -0.2156 & -0.8978 & -0.0125 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} 0.1 \\ 0.1 \\ 0.1 \\ 0.1 \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

şeklinde olup, \mathbf{C} birim matris olarak alınarak rezidü denklemlerinde kullanılmak üzere, modeldeki \mathbf{C}^j matrisleri elde edilmektedir. \mathbf{f}_{a_1} arıza etkisi, algılayıcı arızasından kaynaklanan etkiyi göstermekte olup, arıza anından itibaren uygulanmaktadır. Arıza anından sonra bu amaçla kullanılan matris,

$$\mathbf{f}_{a_1} = \begin{bmatrix} 20 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.33)$$

şeklinde oluşturulmaktadır.

Yukarıda verilen sistem matrisleri kullanılarak Şekil 5.11'deki çıkış tepkileri elde edilmektedir. Senaryo gereği arıza, $[0, 100]$ aralığında herhangi bir zamanda üretilmektedir.



Şekil 5.11 Birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıktılar

Çıktılara bakıldığında 60. saniyeden sonra 1. durum değişkeni olan yana kayış açısının ani değişiminden o durumu ölçen algılayıcıda, bir arıza olduğu görülmektedir. Ancak, durum değişkenlerinin sürekli olarak gözlem yoluyla ani değişimlerine bakılamayacağından, arıza durumunun tespiti ve ayrımı rezidülerden anlaşılacaktır. Dört adet BGG ve rezidü denklemleri,

$$\dot{z}^j(t) = F^j z^j(t) + T^j B u(t) + K^j y^j(t) \quad (5.34)$$

$$\dot{z}^1(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^1(t) + \begin{bmatrix} 1 & -0.3333 & -0.3333 & -0.3333 \\ 0 & 0.6667 & -0.3333 & -0.3333 \\ 0 & -0.3333 & 0.6667 & -0.3333 \\ 0 & -0.3333 & -0.3333 & 0.6667 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} -3.2042 & -3.6715 & -3.1522 \\ 5.6287 & -3.6562 & -3.3908 \\ -3.4221 & 6.3792 & -3.3108 \\ -2.2066 & -2.7230 & 6.7016 \end{bmatrix} y^1(t) \quad (5.35)$$

$$\dot{z}^2(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^2(t) + \begin{bmatrix} 0.6667 & 0 & -0.3333 & -0.3333 \\ -0.3333 & 1 & -0.3333 & -0.3333 \\ -0.3333 & 0 & 0.6667 & -0.3333 \\ -0.3333 & 0 & -0.3333 & 0.6667 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 6.3307 & -3.6664 & -3.2317 \\ -3.6114 & -3.6510 & -3.4703 \\ -2.7919 & 6.3843 & -3.3904 \\ -3.5387 & -2.7179 & 6.6221 \end{bmatrix} y^2(t) \quad (5.36)$$

$$\dot{z}^3(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^3(t) + \begin{bmatrix} 0.6667 & -0.3333 & 0 & -0.3333 \\ -0.3333 & 0.6667 & 0 & -0.3333 \\ -0.3333 & -0.3333 & 1 & -0.3333 \\ -0.3333 & -0.3333 & 0 & 0.6667 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 6.6038 & -3.2768 & -3.2051 \\ -3.3382 & 5.5560 & -3.4437 \\ -2.5188 & -3.4947 & -3.3637 \\ -3.2656 & -2.2792 & 6.6487 \end{bmatrix} y^3(t) \quad (5.37)$$

$$\dot{z}^4(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^4(t) + \begin{bmatrix} 0.6667 & -0.3333 & -0.3333 & 0 \\ -0.3333 & 0.6667 & -0.3333 & 0 \\ -0.3333 & -0.3333 & 0.6667 & 0 \\ -0.3333 & -0.3333 & -0.3333 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 6.3549 & -2.8716 & -3.3554 \\ -3.5872 & 5.9612 & -3.3400 \\ -2.7677 & -3.0896 & 6.6953 \\ -3.5145 & -1.8740 & -2.4068 \end{bmatrix} y^4(t) \quad (5.38)$$

$$\mathbf{r}^j(\mathbf{t}) = (\mathbf{I} - \mathbf{C}^j \mathbf{H}^j) \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) - \mathbf{C}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) \quad \mathbf{j} = 1 \dots 4 \quad (5.39)$$

$$\mathbf{r}^1(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \end{bmatrix} \mathbf{y}^1(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{z}^1(\mathbf{t}) \quad (5.40)$$

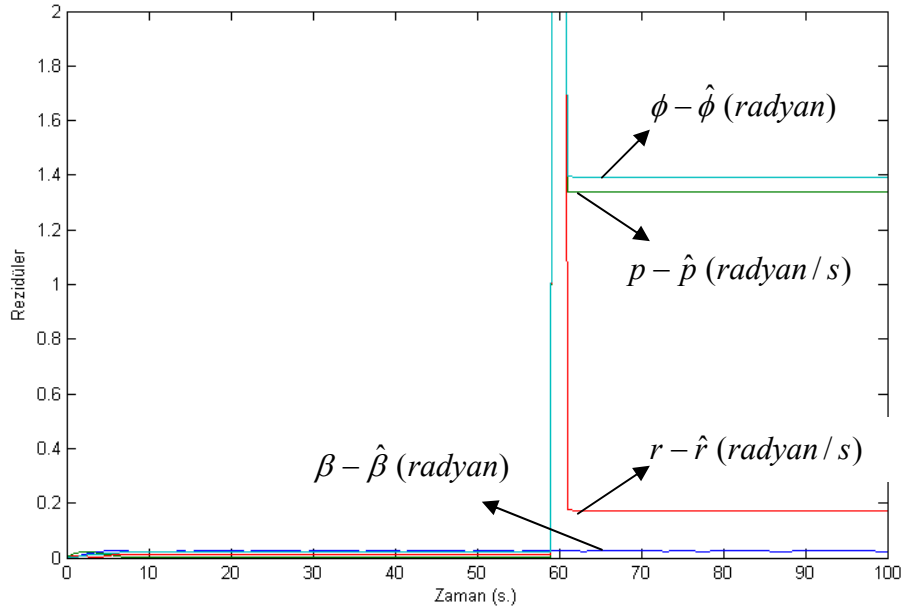
$$\mathbf{r}^2(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \end{bmatrix} \mathbf{y}^2(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{z}^2(\mathbf{t}) \quad (5.41)$$

$$\mathbf{r}^3(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \end{bmatrix} \mathbf{y}^3(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{z}^3(\mathbf{t}) \quad (5.42)$$

$$\mathbf{r}^4(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \\ 0.3333 & 0.3333 & 0.3333 \end{bmatrix} \mathbf{y}^4(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{z}^4(\mathbf{t}) \quad (5.43)$$

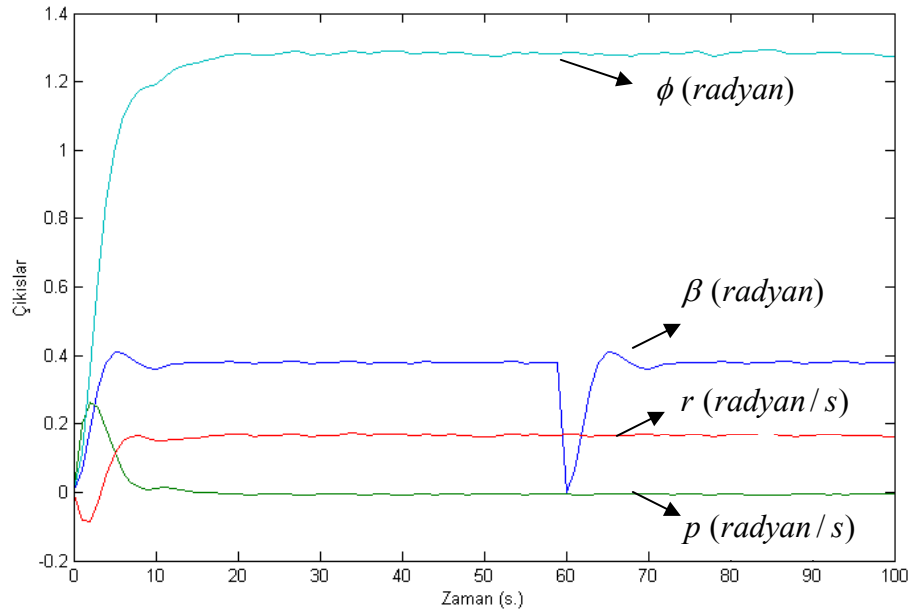
şeklinde bulunmuştur.

Bu durumda rezidüler, Şekil 5.12'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5.12 Birinci uçuş durumu için rezidülerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı

Rezidüler incelendiğinde, 60. saniyeden sonra p , r ve ϕ ile ilgili rezidüler belli bir eşik değerini geçerken, β ile ilgili rezidünün ise geçmediği görülmektedir. GGY bağlantı yapısına göre arızanın, β durum değişkeni olan yana kayış açısını ölçen algılayıcının arızalanmasından kaynaklandığı anlaşılmaktadır. Burada; eşik değer 0.05 olarak seçilmektedir. Seçilen bu eşik değere göre anahtarlama yapılarak sağlam algılayıcının devreye girmesi sonucu Şekil 5.13'deki gibi çıkışlar elde edilmiştir.



Şekil 5.13 1. uçuş durumu için algılayıcı arızası sonrasında anahtarlama ile elde edilen çıkışlar

Şekil 5.13'deki tepkiler incelendiğinde, arızalı β durum değişkeni olan yatış açısız hızını ölçen algılayıcı yerine sağlam olanın arıza anından itibaren tetiklenmesiyle, çıkışların bozulmadan elde edildiği görülmektedir.

5.2.2.2. Birinci uçuş durumu için eyleyici arızasına yönelik senaryo

Eşitlik (5.30)'daki geribesleme kazanç matrisi kullanılarak elde edilen birinci uçuş durumuna ait eyleyici arızalarına yönelik model denklemi,

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{B}\mathbf{f}_{e_i}(t) + \mathbf{E}d(t) \quad i = 1, 2 \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t)\end{aligned}\quad (5.44)$$

şeklindedir.

Burada; Eşitlik (5.32)'de verilen katsayılar matrisleri kullanılmaktadır. Giriş ve bilinmeyen giriş vektörleri, (5.31)'de gösterilen denklemdeki tanımlamalar gibidir. BGG durum denkleminde kullanılan ve \mathbf{B} matrisinden elde edilen \mathbf{B}^1 ve \mathbf{B}^2 matrisleri,

$$\mathbf{B} = [\mathbf{b}_1 \quad \mathbf{b}_2] = \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}^1 = [\mathbf{b}_2] = \begin{bmatrix} 0.015 \\ 0.06 \\ -0.15 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}^2 = [\mathbf{b}_1] = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.23 \\ 0.026 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.45)$$

şeklindedir.

\mathbf{f}_{e_i} arıza etkisi, eyleyici arızasından kaynaklanan etkiyi göstermekte olup, arıza anından itibaren oluşturulmaktadır:

$$\mathbf{f}_e = \begin{bmatrix} f_{e_1} \\ f_{e_2} \end{bmatrix} \quad (5.46)$$

Giriş ise,

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad u^1 = [u_2] = [1], \quad u^2 = [u_1] = [1] \quad (5.47)$$

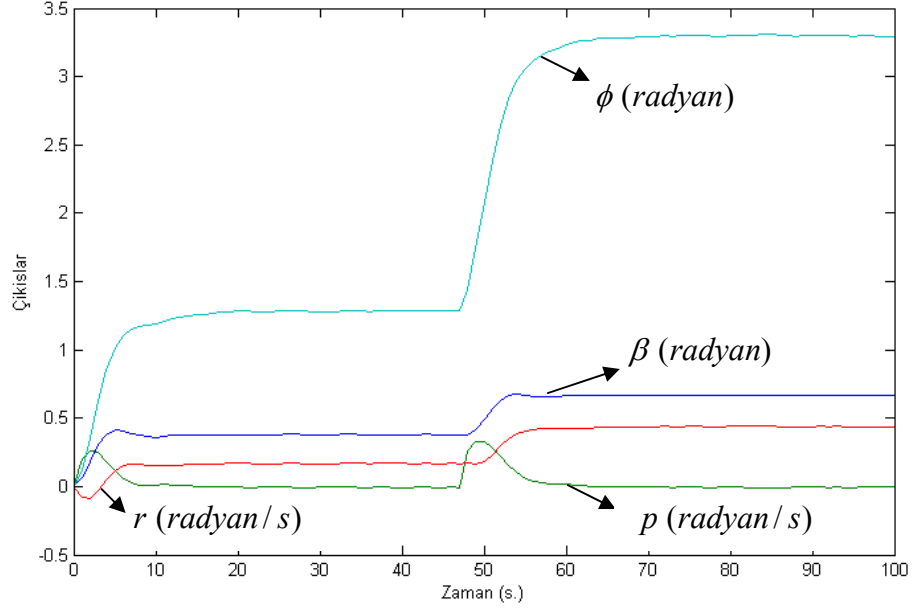
şeklindedir.

Arıza anından sonra,

$$\mathbf{f}_e = \begin{bmatrix} f_{e_1} \\ f_{e_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.48)$$

şeklinde arıza vektörü kullanılmaktadır.

Yukarıda verilen sistem matrisleri kullanılarak Şekil 5.14'deki gibi çıkış tepkileri elde edilmiştir. Senaryo gereği arıza, [0, 100] aralığında herhangi bir zamanda üretilmektedir.



Şekil 5.14 Birinci uçuş durumu için eyleyici arızası durumunda elde edilen çıkışlar

Çıkışlara bakıldığında 47. saniyeden sonra tüm durum değişkenlerinin ani olarak değiştikleri görülmektedir. Arıza durumunun tespiti ve ayrımı rezidülerden anlaşılacaktır. İki adet BGG ve rezidü denklemleri,

$$\dot{z}^i(t) = F^i z^i(t) + T^i B^i u^i(t) + K^i y(t) \quad i = 1, 2 \quad (5.49)$$

$$\dot{z}^1(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^1(t) + \begin{bmatrix} 0.6399 & 0.0357 & -0.3154 & -0.3601 \\ 0.0357 & 0.0091 & -0.0804 & 0.0357 \\ -0.3154 & -0.0804 & 0.7112 & -0.3154 \\ -0.3601 & 0.0357 & -0.3154 & 0.6399 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.0150 \\ 0.0600 \\ -0.1500 \\ 0 \end{bmatrix} u^1(t) + \begin{bmatrix} 6.0770 & 0.0244 & -3.5109 & -3.5071 \\ 0.2912 & 0.1334 & -0.7741 & 0.3619 \\ -2.5728 & -1.1797 & 6.8474 & -3.2014 \\ -3.7924 & 1.0220 & -2.5624 & 6.3467 \end{bmatrix} y(t) \quad (5.50)$$

$$\dot{z}^2(t) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} z^2(t) + \begin{bmatrix} 0.7043 & -0.3567 & -0.0722 & -0.2754 \\ -0.3567 & 0.5011 & 0.1648 & -0.3093 \\ -0.0722 & 0.1648 & 0.0587 & -0.1512 \\ -0.2754 & -0.3093 & -0.1512 & 0.7359 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0.23 \\ 0.026 \\ 0 \end{bmatrix} u^2(t) + \begin{bmatrix} 6.9229 & -3.4093 & -0.9927 & -2.6171 \\ -3.4333 & 4.0820 & 1.3706 & -3.1931 \\ -0.6811 & 1.2919 & 0.4490 & -1.5389 \\ -2.8085 & -1.9645 & -0.8268 & 7.3491 \end{bmatrix} y(t) \quad (5.51)$$

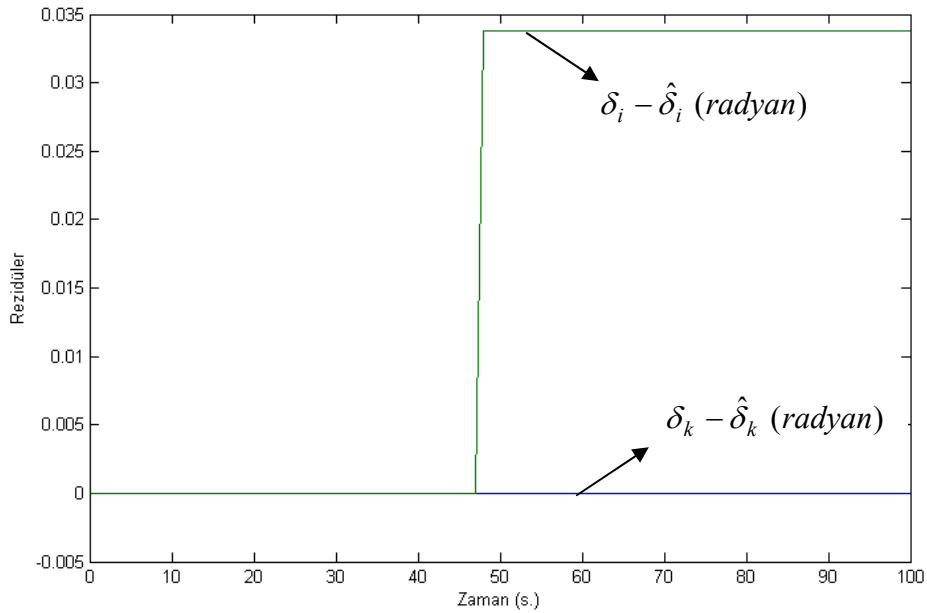
$$r^i(t) = (I - CH^i)y(t) - Cz^i(t) \quad i = 1, 2 \quad (5.52)$$

$$\mathbf{r}^1(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.3601 & -0.0357 & 0.3154 & 0.3601 \\ -0.0357 & 0.9909 & 0.0804 & -0.0357 \\ 0.3154 & 0.0804 & 0.2888 & 0.3154 \\ 0.3601 & -0.0357 & 0.3154 & 0.3601 \end{bmatrix} \mathbf{y}(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{z}^1(\mathbf{t}) \quad (5.53)$$

$$\mathbf{r}^2(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.2957 & 0.3567 & 0.0722 & 0.2754 \\ 0.3567 & 0.4989 & -0.1648 & 0.3093 \\ 0.0722 & -0.1648 & 0.9413 & 0.1512 \\ 0.2754 & 0.3093 & 0.1512 & 0.2641 \end{bmatrix} \mathbf{y}(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{z}^2(\mathbf{t}) \quad (5.54)$$

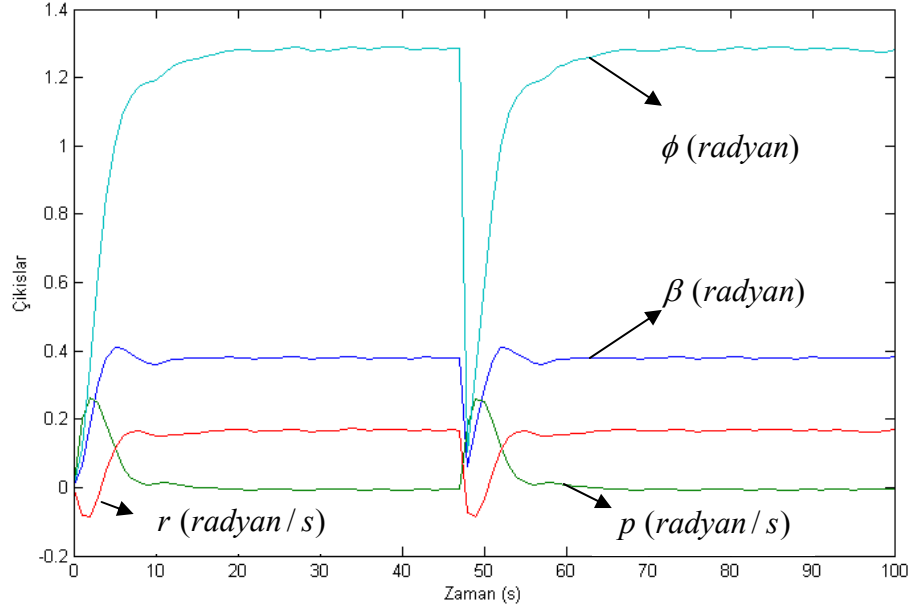
olarak bulunmaktadır.

Rezidüer, Şekil 5.15'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5.15 Birinci uçuş durumu için rezidüerle eyleyici arızanın tespiti ve ayrımı

Rezidüer incelendiğinde, 47. saniyeden sonra istikamet dümenini hareket ettiren eyleyiciye ait rezidünün ait belli bir eşik değerini geçerken, kanatçıyı hareket ettiren eyleyiciye ait rezidünün ise geçmemesi, arızanın kanatçıyı hareket ettiren eyleyiciden kaynaklandığına işaret etmektedir. Burada 0.02 gibi belli bir eşik değer seçilerek eyleyici arızasının ayrımı gerçekleştirildikten sonra, arızalı elemanın uçak üzerinde bir yedeğinin bulunması kabulü altında, sağlam elemanın tetiklenmesi sonucu Şekil 5.16'daki çıkışlar elde edilmiştir.



Şekil 5.16 Birinci uçuş durumu için eyleyici arızası sonrası anahtarlama ile elde edilen çıkışlar

Şekil 5.16'daki tepkiler incelendiğinde, arızalı kanatçığı hareket ettiren eyleyicinin yerine sağlam olanın arıza anından itibaren tetiklenmesiyle, çıkışların doğru olarak elde edildiği görülmektedir.

5.2.2.3. Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo

Eşitlik (5.31)'de, Eşitlik (5.32)'de verilen katsayılar matrisleri kullanılıp,

C çıkış katsayı matrisi yerine ise $C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ kullanılacaktır. Arıza etkisi

$f_{a1} = \begin{bmatrix} 5 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ şeklinde ve arıza anı önceki algılayıcı arıza anıyla aynı olup BGG

tasarım prosedürü adımları kullanılacaktır:

1. $\text{rank}(\mathbf{E}) = \text{rank}(\mathbf{CE}) = 1$ olup, şart sağlanmıştır.

2. \mathbf{H} , \mathbf{T} ve \mathbf{A}_1 aşağıdaki gibi bulunmuştur:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{T} = \begin{bmatrix} 0.5 & -0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 1 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} -0.0290 & 0.5836 & -0.0077 & 0.1193 \\ 0.0290 & -0.5836 & 0.0077 & -0.1193 \\ 0.8484 & 0.3657 & 0.0430 & -0.0393 \\ 0.1016 & 1.5812 & 0.9408 & -0.0269 \end{bmatrix}$$

3. $\text{rank}(\mathbf{C}, \mathbf{A}_1) = 4$ olduğundan 9 nolu adıma atlanmıştır.

9. $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$ olarak seçilip, her bir gözleyici için ilgili \mathbf{K}

değeri bulunmuştur.

Buna göre dört adet BGG ve rezidü denklemleri,

$$\dot{\mathbf{z}}^j(\mathbf{t}) = \mathbf{F}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) + \mathbf{T}^j \mathbf{B} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{K}^j \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) \quad (5.55)$$

$$\dot{\mathbf{z}}^1(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \mathbf{z}^1(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} -8.8328 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -9.0508 & 0 & 0 \\ -7.8352 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^1(\mathbf{t}) \quad (5.56)$$

$$\dot{\mathbf{z}}^2(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \mathbf{z}^2(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -9.9420 & 0 & 0 \\ -9.1226 & 0 & 0 \\ -9.8694 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^2(\mathbf{t}) \quad (5.57)$$

$$\dot{\mathbf{z}}^3(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \mathbf{z}^3(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0.5 & -0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 1 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 4.9710 & -4.4164 & 0 \\ -4.9710 & 4.4164 & 0 \\ -4.1516 & -4.6343 & 0 \\ -4.8984 & -3.4188 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^3(\mathbf{t}) \quad (5.58)$$

$$\dot{\mathbf{z}}^4(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \mathbf{z}^4(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0.5 & -0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 1 & 0 \\ -0.5 & -0.5 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 4.9710 & -4.4164 & 0 \\ -4.9710 & 4.4164 & 0 \\ -4.1516 & -4.6343 & 0 \\ -4.8984 & -3.4188 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^4(\mathbf{t}) \quad (5.59)$$

$$\mathbf{r}^j(\mathbf{t}) = (\mathbf{I} - \mathbf{C}^j \mathbf{H}^j) \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) - \mathbf{C}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) \quad \mathbf{j} = 1 \dots 4 \quad (5.60)$$

$$\mathbf{r}^1(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^1(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{z}^1(\mathbf{t}) \quad (5.61)$$

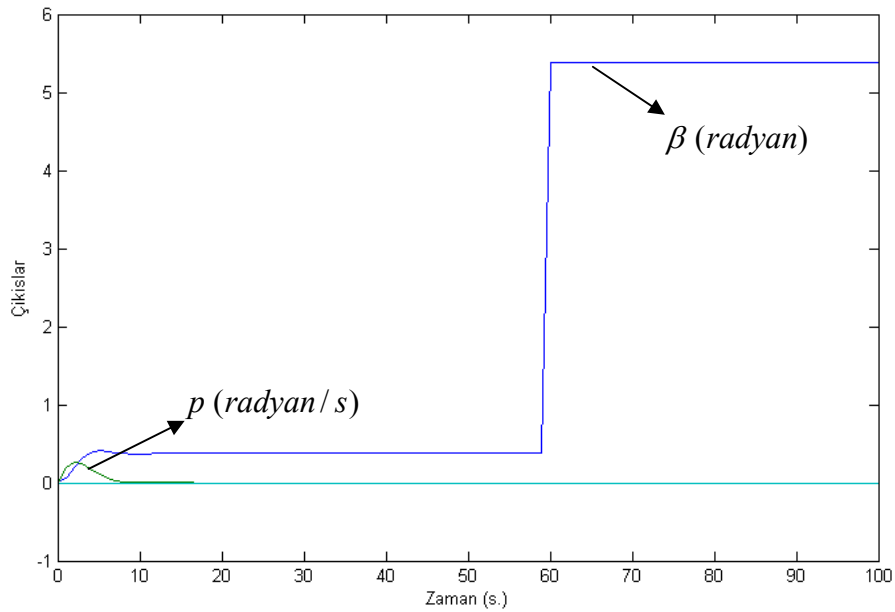
$$\mathbf{r}^2(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^2(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{z}^2(\mathbf{t}) \quad (5.62)$$

$$\mathbf{r}^3(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^3(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{z}^3(\mathbf{t}) \quad (5.63)$$

$$\mathbf{r}^4(\mathbf{t}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0.5 & 0.5 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^4(\mathbf{t}) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{z}^4(\mathbf{t}) \quad (5.64)$$

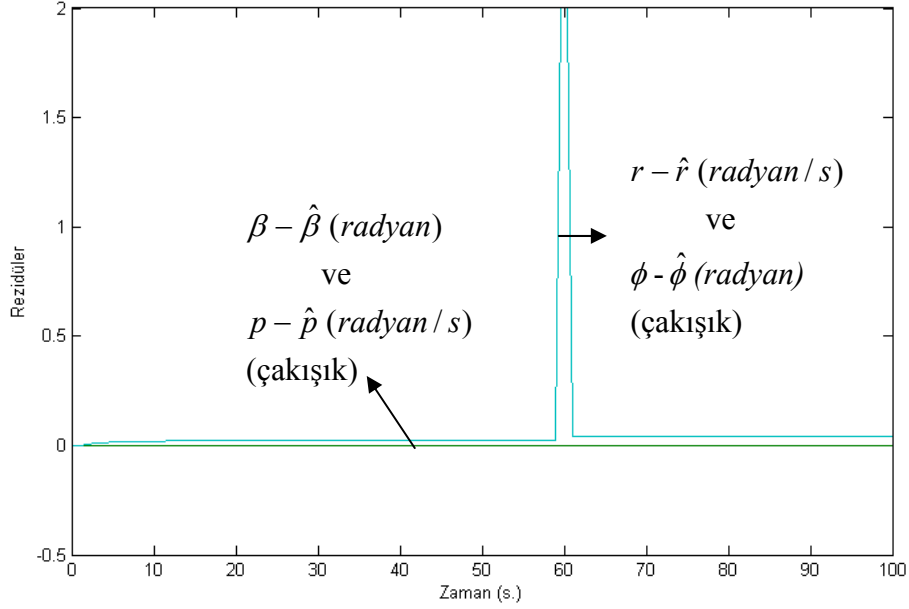
olarak bulunmaktadır.

Yukarıda verilen sistem matrisleri kullanılarak Şekil 5.17'deki çıkış tepkileri elde edilmektedir. Senaryo gereği arıza, 60. saniyede üretilmektedir.



Şekil 5.17 Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıkışlar

Bu durumda rezidüler, Şekil 5.18'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5.18 Rankı iki olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için rezidülerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı

Rezidüler incelendiğinde, 60. saniyeden sonra r ve ϕ ile ilgili rezidüler belli bir eşik değerini geçerken, β ve p ile ilgili rezidünün ise geçmediği (sıfıra eşit) görülmektedir. Bu uygulama için GGY bağlantı yapısına göre arızanın varlığı ancak üç adet rezidünün artmasıyla belirlendiği için burada arıza belirlenmemektedir. Bu durumun nedeni ise başlangıçta seçilen C çıkış katsayı matrisinden kaynaklanmaktadır. p ile ilgili olan rezidü denkleminde bakılırsa,

denklemdaki \mathbf{y}^2 önündeki matris, işlem yapılırsa $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ olduğu görülür. Öte

yandan, \mathbf{y}^2 'yi oluşturan $\mathbf{y}_1 \neq 0$ ve $\mathbf{y}_3 = \mathbf{y}_4 = 0$ sebebiyle denklemin sol

kısımının hep sıfır olacağı görülür. Sağ taraftaki $\mathbf{C}^2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ olup, \mathbf{z}^2 'yi

oluşturan $\mathbf{z}_1 = 0$ ve $\mathbf{z}_3 = \mathbf{z}_4 \neq 0$ olduğu görülür. $\mathbf{z}_1 = 0$ olma nedeni ise

$$\mathbf{K}^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -9.9420 & 0 & 0 \\ -9.1226 & 0 & 0 \\ -9.8694 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ olması (birinci satır sıfırlardan oluşmuş) ve bu matrisin}$$

\mathbf{y}^2 ile çarpılmasından kaynaklanmaktadır. Bütün bu matematiksel ilişkiler sebebiyle p ile ilgili rezidü daima sıfır olacağından GGY ile arıza ayırımı yapılmasına imkan yoktur. İki adet rezidünün artmasından ancak onlarla ilişkili olmayan iki algılayıcının durumlarıyla ilgili bir şüphe yaratır. Fakat kesin arıza tespit çözümü vermez. Bu bakımdan rankı dört olan farklı bir \mathbf{C} matrisi kullanılmalıdır.

5.2.2.4. Rankı bir olan farklı \mathbf{C} çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızasına yönelik senaryo

Eşitlik (5.31)'de, Eşitlik (5.32)'de verilen katsayılar matrisleri kullanılıp,

$$\mathbf{C} \text{ çıkış katsayı matrisi yerine ise } \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ kullanılacaktır. Arıza etkisi}$$

$$\mathbf{f}_{a_1} = \begin{bmatrix} 5 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ şeklinde ve arıza anı önceki algılayıcı arıza anıyla aynı olup BGG}$$

tasarım prosedürü adımları kullanılacaktır:

1. $\text{rank}(\mathbf{E}) = \text{rank}(\mathbf{CE}) = 1$ olup, şart sağlanmıştır.

2. \mathbf{H} , \mathbf{T} ve \mathbf{A}_1 aşağıdaki gibi bulunmuştur:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{T} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix}$$

3. (C, A_1) çiftinin gözlenebilir olması kontrol edilir:

$$W_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ ve rank } (W_0) = 1 \text{ olduğundan, } (C, A_1) \text{ çifti gözlenebilir değildir.}$$

4. $n_1 = 1$ olduğundan $\mathbf{p}_1^T = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ olarak kullanılacaktır. Keyfi olarak $\mathbf{p}_2^T = [0 \ 1 \ 0 \ 0]$, $\mathbf{p}_3^T = [0 \ 0 \ 1 \ 0]$ ve $\mathbf{p}_4^T = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$ seçilmiş olup, bu

durum için \mathbf{P} dönüşüm matrisi $\mathbf{P} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ olarak bulunmuştur.

5. $\mathbf{PA}_1\mathbf{P}^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix}$ olarak bulunmuştur. Bu

durumda; $\mathbf{A}_{11} = 0$, $\mathbf{A}_{12} = \begin{bmatrix} 0.0580 \\ 0.8774 \\ 0.1306 \end{bmatrix}$ ve $\mathbf{A}_{22} = \begin{bmatrix} -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix}$

olarak elde edilir. $\mathbf{CP}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ şeklinde olup, $\mathbf{C}^* = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ olarak elde

edilmiştir.

6. \mathbf{A}_{22} 'nin özdeğerleri -0.8189 , $-0.2219 + 0.2885i$, $-0.2219 - 0.2885i$ olarak elde edilmiştir. Her üç kökte karmaşık düzlemin sol yarı tarafında olduğundan \mathbf{A}_{22} kararlıdır. Bu durumda, bu şart sağlanmıştır.

7. $\mathbf{n}_1 = 1$ olduğundan istenen özdeğer bir tane olarak seçilebilir olup, bu uygulama için -1 olarak seçilmiştir. Bu durum, $\mathbf{A}_{11} - \mathbf{K}_p^1 \mathbf{C}^*$ denkleminde yerine

$$\text{yazılırsa; } -1 = 0 - \mathbf{K}_p^1 \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ elde edilir. Bu çözümleri sağlayan bir çok } \mathbf{K}_p^1$$

bulunabilir. Bunlardan bir tanesi olan $\mathbf{K}_p^1 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$ kullanılacaktır.

$$8. \mathbf{K}_p^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ seçilerek } \mathbf{K}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ bulunmuştur.}$$

$$9. \mathbf{F} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix} \text{ ve } \mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1.3324 & 0 & 0 & 0 \\ 0.05516 & 0 & 0 & 0 \\ 1.9306 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

olarak bulunmuştur.

Buna göre dört adet BGG ve rezidü denklemleri,

$$\dot{\mathbf{z}}^j(\mathbf{t}) = \mathbf{F}^j \mathbf{z}^j(\mathbf{t}) + \mathbf{T}^j \mathbf{B} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \mathbf{K}^j \mathbf{y}^j(\mathbf{t}) \quad (5.65)$$

$$\mathbf{z}^1 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix} \mathbf{z}^1(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^1(\mathbf{t}) \quad (5.66)$$

$$\mathbf{z}^2 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix} \mathbf{z}^2(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{u}(\mathbf{t}) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1.3324 & 0 & 0 \\ 0.5516 & 0 & 0 \\ 1.9305 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{y}^2(\mathbf{t}) \quad (5.67)$$

$$\dot{z}^3 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix} z^3(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1.3324 & 0 & 0 \\ 0.5516 & 0 & 0 \\ 1.9305 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^3(t) \quad (5.68)$$

$$\dot{z}^4 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0580 & -1.1672 & 0.0154 & -0.2386 \\ 0.8774 & -0.2179 & 0.0507 & -0.1586 \\ 0.1306 & 0.9976 & 0.9485 & -0.1462 \end{bmatrix} z^4(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -1.3324 & 0 & 0 \\ 0.5516 & 0 & 0 \\ 1.9305 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^4(t) \quad (5.69)$$

$$r^j(t) = (I - C^j H^j) y^j(t) - C^j z^j(t) \quad j = 1 \dots 4 \quad (5.70)$$

$$r^1(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^1(t) - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z^1(t) \quad (5.71)$$

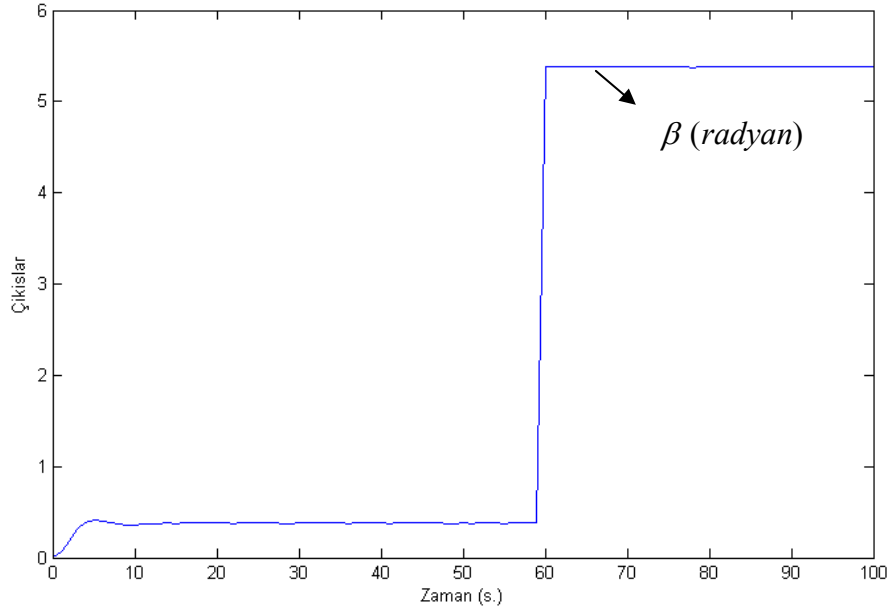
$$r^2(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^2(t) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z^2(t) \quad (5.72)$$

$$r^3(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^3(t) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z^3(t) \quad (5.73)$$

$$r^4(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} y^4(t) - \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} z^4(t) \quad (5.74)$$

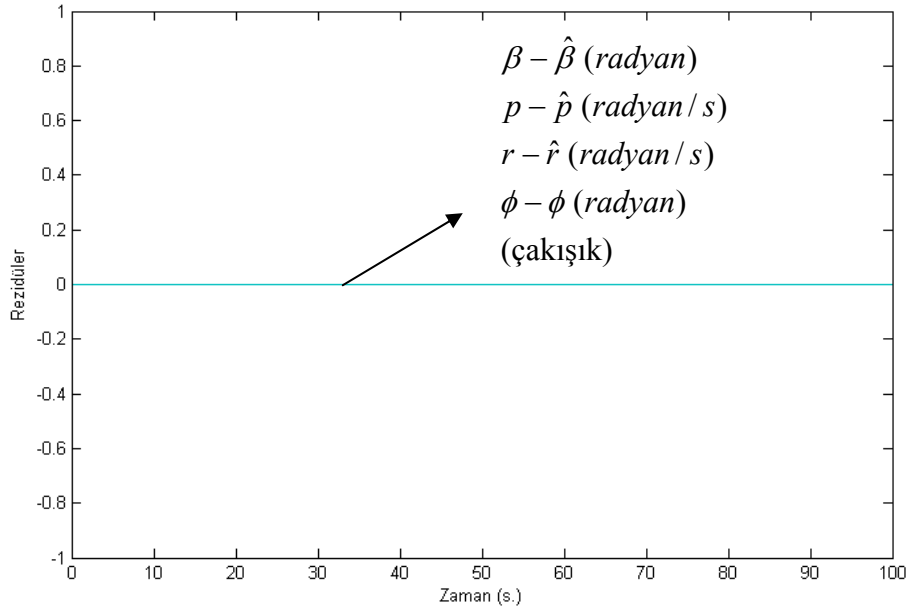
olarak bulunmaktadır.

Yukarıda verilen sistem matrisleri kullanılarak Şekil 5.19'daki çıkış tepkileri elde edilmektedir. Senaryo gereği arıza, 60. saniyede üretilmektedir.



Şekil 5.19 Rankı bir olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için algılayıcı arızası durumunda elde edilen çıkışlar

Bu durumda rezidüler, Şekil 5.20'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5.20 Rankı bir olan farklı C çıkış katsayı matrisinin kullanıldığı birinci uçuş durumu için rezidüerle algılayıcı arızasının tespiti ve ayrımı

Rezidüler incelendiğinde, tüm rezidülerin tüm benzetim boyunca sıfır oldukları görülmektedir. Bu durumun nedeni ise başlangıçta seçilen C çıkış katsayı matrisinden kaynaklanmaktadır. Bu matristen dolayı y_2, y_3 ve y_4 sıfırdır. Rezidü denklemlerindeki köşeli parantezlerde dikkate alındığında tüm rezidüler bu yüzden hep sıfır olmaktadır, arıza ayırımına izin vermemektedir. Arıza ayırımı için rankı bir olan C matrisiyle bu yöntem kullanılarak ayırım gerçekleştirilemez.

6. TARTIŞMA, SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, uçuş kontrol sisteminde herhangi bir zamanda meydana gelmiş algılayıcı ya da eyleyici arızalarının tespiti, ayrımı ve yeniden yapılandırma aşaması olarak yedeğinin devreye alınması benzetimler kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Arıza toleranslı kontrol kavramına geçmeden önce verilen literatür taraması ve uygulama konusuyla ilgili olarak sunulan uçak kazası örnekleri konunun hayati önemini ortaya koymaktadır.

Arıza toleranslı kontrol; arıza tespit, ayırım ve yeniden yapılandırma aşamalarından meydana gelir. Gözleyiciler ve Kalman Filtresi en çok kullanılan durum tespiti yöntemleri olup, gözleyiciler kullanılarak rezidü incelemesine göre arıza tespiti yapılabilmektedir. Ayırım aşamasında ise AGY veya GGY olarak bilinen yaklaşımlar kullanılabilir.

Çalışmada, günümüzde kullanılan uçuş kontrol sistemi genel olarak tanıtılmış, avantajları ve dezavantajları verilmiştir. Dezavantajlı durumlardan kaçınmak için arıza toleranslı uçuş kontrol sistemi tasarımı önerilmektedir. Bu amaçla uçak üzerinde bir bilgisayar rezidü üretebilmek amacıyla kullanılabilir. Böylece arıza tespiti ve ayrımının sürekli olarak takip edilme olanağı sağlanmış olur.

Uygulamada, kararlılık türevlerine bağlı olarak elde edilen uçak hareket denklemlerinden, yanlamasına hareket denklemleri için rezidü incelemesi yapılmış ve durum tahminlerinin yapılmasının çeşitli yöntemlerle sağlanabildiği benzetimler kullanılmıştır. Sisteme bilinen girişlerin yanında bilinmeyen girişlerinde etki etmesi göz önüne alınarak, BGG'leri kullanılarak, seçilen bir uçak modeli üzerinde farklı uçuş durumlarına rağmen arıza tespit, ayırım ve yeniden yapılandırma için yedeğin devreye alınması ayrıntılı olarak benzetimlerle başarıyla gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla seçilen uçak modeli, dört algılayıcı (her birinin ayrıca yedeği) ve iki eyleyiciye (her birinin ayrıca yedeği) sahip bir uçak modeli olup, dört uçuş durumuna ait uçak dinamikleri için algılayıcı ve eyleyici arıza tespiti, ayrımı ve yedeğinin devreye alınması gerçekleştirilmiştir. Elde az sayıda bulunan algılayıcı bilgisi ile yani C matrisinin rankının iki ve bir olması

durumunda ise ayırım gerçekleştirilememekte olup, bununla ilgili rezidü denklemleri ile açıklaması yapılmaktadır.

Uçaklarda algılayıcıların ve bazı yolcu uçaklarında eyleyicilerin yedeklerinin bulunması sebebiyle [72, 73] yeniden yapılandırma aşaması, benzetim modeli üzerinde her bir arıza için ilgili anahtar ile sağlanmıştır. Özellikle eyleyici arızalarına yönelik yeniden yapılandırma aşamasında, anahtarlama dışında yöntemler gelecekteki çalışmalar için düşünülen konulardır.

KAYNAKLAR

- [1] Williams, T. J., *Process Control and Automation*, Vol. 52, No. 2, February 1960.
- [2] Anonim, *Bilgisayar Kronolojisi*, 2006.
http://www.yildiztornavida.net/dokuman_detay.php?kayit=Bilgisayar%20kronolojisi
- [3] Isermann, R., *Fault-Diagnosis Systems*, Springer, Germany, 2006.
- [4] Zhang, J., Jiang, J., *Analysis And Design Methods In Fault-Tolerant Flight Control Systems*, Poster, Western Ontario University, London, 2003.
- [5] Bajpai, G., *Reconfigurable Control Of Aircraft Undergoing Sensor And Actuator Failures*, Drexel University, Ph. D. Thesis, 2001.
- [6] Frisk, E., *Model-based fault diagnosis applied to an SI-Engine*, Master's Thesis, Linköping, September 29, 1996.
- [7] Jiang, J., *Fault-tolerant Control System Design and Analysis*, 2006.
www.ece.lsu.edu/mcu/lawss/presentations/JinJiang.ppt
- [8] Vicenc, P., Joseba, Q., *Fault-Tolerant PID Controllers Using A Passive Robust Fault Diagnosis Approach*, Control Engineering Practice 9, 1221–1234, 2001.
- [9] Blanke, M., Izadi-Zamanabadi, R., Bagh, S.A. Lunau, C.P., *Fault-Tolerant Control Systems - A Holistic View*, Control Eng. Practice, Vol. 5, No. 5, pp. 693-702, 1997.
- [10] Beard, R. V., *Failure accommodation in linear systems through self-organization*, Ph. D. Thesis, Man Vehicle Lab, Cambridge, MA, 1971.
- [11] Jones, H. L. *Failure Detection in Linear Systems*, Ph. D. Thesis, Dept of Aeronautics and Astronautics, MIT, Cambridge, MA, 1973.
- [12] Chen, J., Patton, R. J., *Robust Model-Based Fault Diagnosis For Dynamic Systems*, Kluwer Academic Publishers, USA, 1999.
- [13] Gertler, J. J. *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*, Marcel Dekker Inc., 1998.

- [14] Napolitano, M. R., An, Y., Seanor, B. A., *A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks*, Elsevier, Aircraft Design 3, ss. 103-128, 2000.
- [15] Patton, R., Frank, P., Clark, R., *Fault Diagnosis In Dynamic Systems and Applications*, Prentice Hall, 1989.
- [16] Hajiyev, C., Caliskan, F., *Sensor and control surface/actuator failure detection and isolation applied to F-16 flight dynamic*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 77, No. 2, pp.152-160, 2005.
- [17] Hajiyev, C., Caliskan, F., *Integrated sensor/actuator FDI and reconfigurable control for fault-tolerant flight control system design*, The Aeronautical Journal, V.105, No.1051, pp. 525-533, Sept. 2001.
- [18] Hajiyev, C., Caliskan, F., *Sensor/actuator fault diagnosis based on statistical analysis of innovation sequence and Robust Kalman Filtering*, Aerospace Science and Technology, 4, pp. 415-422, 2000.
- [19] Hajiyev, C., Caliskan, F., *Fault Detection in Flight Control Systems via Innovation Sequence of Kalman Filter*, Chapter in the Book "Progress in System and Robot Analysis and Control Design (Lecture Notes in Control and Information Sciences)", Editors: Tzafestas S. G., Schmidt G., London, Springer, pp. 63-74, 1999.
- [20] Aykan, R., Hajiyev, C., Caliskan, F., *Kalman filter and neural network-based icing identification applied to A-340 aircraft dynamics*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 77, No. 1, pp. 23-33, 2005.
- [21] Aykan, R., Hacıyev, C., Çalışkan, F., *EKF Ve Yapay Sinir Ağları İle Uçak Kanat Buzlanmalarının Tespiti Ve Yeniden Şekillendirilebilir Kontrol*, İtüdergisi / d Mühendislik, Cilt:5, Sayı:2, Kısım:2, ss. 122-132, Nisan 2006.
- [22] Aykan, R., Hacıyev, C., Çalışkan, F., *Uçak Buzlanmaları İçin Yeniden Şekillendirilebilir Kontrol*, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İTÜ, 2005.
- [23] Aykan, R., Hacıyev, C., Çalışkan, F., *Aircraft Icing Detection, Identification and Reconfigurable Control Based On Kalman Filtering and Neural*

- Networks*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, San Francisco, California, 15 - 18 August 2005.
- [24] Hajiyev, C., Çalışkan, F., *Fault Diagnosis And Reconfiguration In Flight Control Systems*, Kluwer Academic Publishers, United Kingdom, 2003.
- [25] Belkharraz, A. I., *Fault Tolerant Control for Aircraft Control Surface Failures*, Ph. D. Thesis, The City University of New York, 2003.
- [26] Esteban, A. M., *Aircraft Applications of Fault Detection and Isolation Techniques*, Ph. D. Thesis, The University of Minnesota, February 2004.
- [27] Thomas, S., *Reconfiguration and Bifurcation in Flight Controls*, Ph. D. Thesis, Drexel University, November 2004.
- [28] Gu, Y., *Design And Flight Testing Actuator Failure Accommodation Controllers On WVU YF-22 Research UAV's*, Ph. D. Thesis, West Virginia University, 2004.
- [29] 1 Aralık 1974 Boeing 727 kazası, 2006.
http://www.airdisaster.com/cgi-bin/view_details.cgi?date=12011974®=N274US&airline=Northwest+Orient
- [30] 6 Şubat 1996 Boeing 757 kazası, 2006.
http://www.airdisaster.com/cgi-bin/view_details.cgi?date=02061996®=T C-GEN&airline=Birgenair
- [31] 2 Kasım 1996 Boeing 757 kazası, 2006.
http://www.airdisaster.com/cgi-bin/view_details.cgi?date=10021996®=N52AW&airline=Aeroperu
- [32] Özel havayolları için mihenk taşı bir olay, 2007.
<http://www.transport.com.tr/yaz69-220001-101,44@2200.html>
- [33] Safety issue list, 2007.
<http://aviation-safety.net/database/events/event.php?code=AC>
- [34] Chiang, L. H., Russell, E. L., Braatz, R. D., *Fault Detection and Diagnosis in Industrial Systems*, Springer, 2001.
- [35] Ackermann, J., *Robust Control Systems With Uncertain Physical Parameters*, Springer-Verlag, USA, 1997.
- [36] Valavani, L., *Fault Tolerant Control Systems*, 2006.

http://www.easn.net/Interest%20Groups/IG_05/IG_Fault_Tolerant_Control_Systems.doc

- [37] Patton, R., *Robustness Issues In Fault-Tolerant Control*, IEE, UK, 1993.
- [38] Simani, S., Fantuzzi, C., Patton, R. J., *Model-based Fault Diagnosis In Dynamic Systems Using Identification Techniques*, Springer, 2003.
- [39] Çalışkan, F., *Algorithms For Self-Repairing Real-Time Flight Control Systems*, Department of Aeronautical Engineering, London University, Ph. D. Thesis, 1993.
- [40] Mahmoud, M., Jiang, J., Zhang, Y., *Active Fault Tolerant Control Systems*, Springer, 2003.
- [41] Çalışkan, F., *Fault Tolerant Control Systems*, Lecture Notes, İTÜ, 2006.
- [42] Ammar, N., *Robust Fault Detection By Simultaneous Observers*, Master's Thesis, Bilkent University, 2000.
- [43] Stevens, B. L., Lewis, F. L., *Aircraft Control And Simulation*, USA, 1992.
- [44] Blanke, M., Kinnaert, M., Lunze, J., Staroswiecki, M., *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*, Springer, 2003.
- [45] Mclean, D., *Automatic Flight Control Systems*, Prentice-Hall, 1990.
- [46] Solak, E., *Observability And Observers For Nonlinear And Switching Systems*, Bilkent University, Ph. D. Thesis, 2001.
- [47] Krzeminski, S., Kaczorek, T., *Perfect Reduced-Order Unknown-Input Observer For Standart Systems*, Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences, Vol. 50, 2004.
- [48] Guan, Y., Saif, M., *A New Approach to Robust Fault Detection and Identification*, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 29, 1993.
- [49] Guan, Y., Saif, M., *A Novel Approach To The Design Of Unknown Input Observers*, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 36, 1991.
- [50] Guan, Y., Saif, M., *Robust Fault Detection in Systems with Uncertainties*, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 33, 1990.
- [51] Hou, M., Müller, P. C., *Design of Observers for Linear Systems with Unknown Inputs*, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 37, 1992.

- [52] Yang F., Wilde, R. W., *Observers for Linear Systems with Unknown Inputs*, IEEE Transactions on Automatic Control , Vol. 33, 1988.
- [53] Kudva, P., Viswanadham, N., Ramakrisna, A., *Observers for Linear Systems with Unknown Inputs*, IEEE Transactions on Automatic Control , Vol. AC-25, 1980.
- [54] Tsui, C. C., *A New Design Approach to Unknown Input Observers*, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 41, 1996.
- [55] Hasanov, R., *Uçuş Kontrol Sisteminin Robust Kalman Filtresi Temelinde Geliştirilmesi*, Yüksek Lisans Tezi, İTÜ, 2003.
- [56] Atalay, B., *Ataletsel Navigasyon Sistemleri Ve Bu Sistemlerde Oluşan Hataların Kalman Filtresi Kullanılarak Düzeltilmesi*, Çanakkale Onsekiz Mart Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, 2002.
- [57] Doğanalp, S., Turgut, B., İnal, C., *Yükseklik Ağlarında S Transformasyonu Ve Kalman Filtreleme Yöntemi İle Deformasyon Analizi*, 2. Mühendislik Ölçmeleri Sempozyumu, İTÜ, İstanbul, 23-25 Kasım 2005.
- [58] Erdoğan, H., Gülal, E., Ata, E., Akpınar, B., *Dinamik Sistemlerin Tanımlanması*, Harita ve Kadastro Mühendisleri Odası, 10. Türkiye Harita Bilimsel ve Teknik Kurultayı, Ankara, 28 Mart – 1 Nisan 2005.
- [59] Özbek, L., Özaslan, T., *Dinamik Lineer Modellerde Ağırlıklandırılmış Ardışık En Küçük Kareler Yöntemi ve Kalman Filtresinin Kullanımı Üzerine Bir Çalışma*, VI. Ulusal Ekonometri ve İstatistik Sempozyumu, Gazi Üniversitesi, Ankara, Mayıs 2003.
- [60] Brown, R. G., Hwang, P. Y. C., *Introduction To Random Signals And Applied Kalman Filtering*, John Wiley and Sons, 1997.
- [61] Bar-Shalom, Y., Li, X. R., Kirubarajan, T., *Estimation with Applications to Tracking and Navigation*, John Wiley and Sons, 2001.
- [62] Siouris, G. M., *An Engineering Approach to Optimal Control and Estimation Theory*, John Wiley and Sons, 1996.
- [63] Pallet, E. H. J., Coyle, S., *Automatic Flight Control*, 1993.
- [64] Çetiner, A., *Fly-By-Wire*, HEE 498 Havacılık Elektrik ve Elektronik Uygulamaları Dersi Raporu, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Anadolu Üniversitesi, 2003.

- [65] Bilge, S., Küplü, F., *Airbus 320 ve Boeing 737/800 Uçaklarının Uçuş Kontrol Sistemlerinin Karşılaştırılması*, Havacılık Elektrik ve Elektronik Uygulamaları Dersi Raporu, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Anadolu Üniversitesi, 2005.
- [66] Demir, N., Uzer, B., *Fly By Wire Uçuş Kontrol Sistemi*, Havacılık Elektrik ve Elektronik Uygulamaları Dersi Raporu, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Anadolu Üniversitesi, 2005.
- [67] Işık, Y., *Genetik Algoritma Tabanlı Bulanık Kontrolün Uçuş Kontrol Sistem Tasarımına Uygulanması*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2006.
- [68] Aydın, O., Kart, Y., *Hava Aracı Borda Aletleri*, HEE 498 Havacılık Elektrik ve Elektronik Uygulamaları Dersi Raporu, Anadolu Üniversitesi, 2007.
- [69] Cavcar, M., *Basic Aerodynamics*, Anadolu Üniversitesi, 2006.
http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/hyo301/Airspeed_Measurement.pdf
- [70] Çetiner, O., Ölçme Tekniği, İstanbul Teknik Üniversitesi, 2006.
<http://atlas.cc.itu.edu.tr/~cetiner/C2/olcme-d05.pdf>
- [71] DHMİ, Meteoroloji Eğitim Notları, 2006.
<http://www.ans.dhmi.gov.tr/TR/ATCTR/dok/metdrsktb.pdf>
- [72] Bauer, C., Lagadec K., Bes C., and Mongeau M., *Flight-control system architecture optimization for fly-by-wire airliners*, 2007.
http://mail.math.ups-tlse.fr/~mongeau/Article_AIAA_001.pdf
- [73] Airbus A330/A340 Flight Control System, 2007.
<http://www.cs.st-andrews.ac.uk/~ifs/Resources/CaseStudies/Airbus/FCS2.pdf>

Ek-1: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan gözleyici editör programı

```
A1=[-0.056 0 -1 0.039; -1.05 -0.47 0.39 0; 0.6 -0.032 -0.115 0; 0 1 0 0]
```

```
B=[0 0.012; 0.14 0.15; 0.008 -0.48; 0 0]
```

```
K = [-6.1901  0.8445  6.3872  0.4051; 2.7725  -0.1573  -3.4317  -0.0128]
```

```
A = [(A1-B*K)]
```

```
C=eye (4)
```

```
eig(A)
```

```
F=[-10 0 0 0; 0 -10 0 0; 0 0 -10 0; 0 0 0 -10]
```

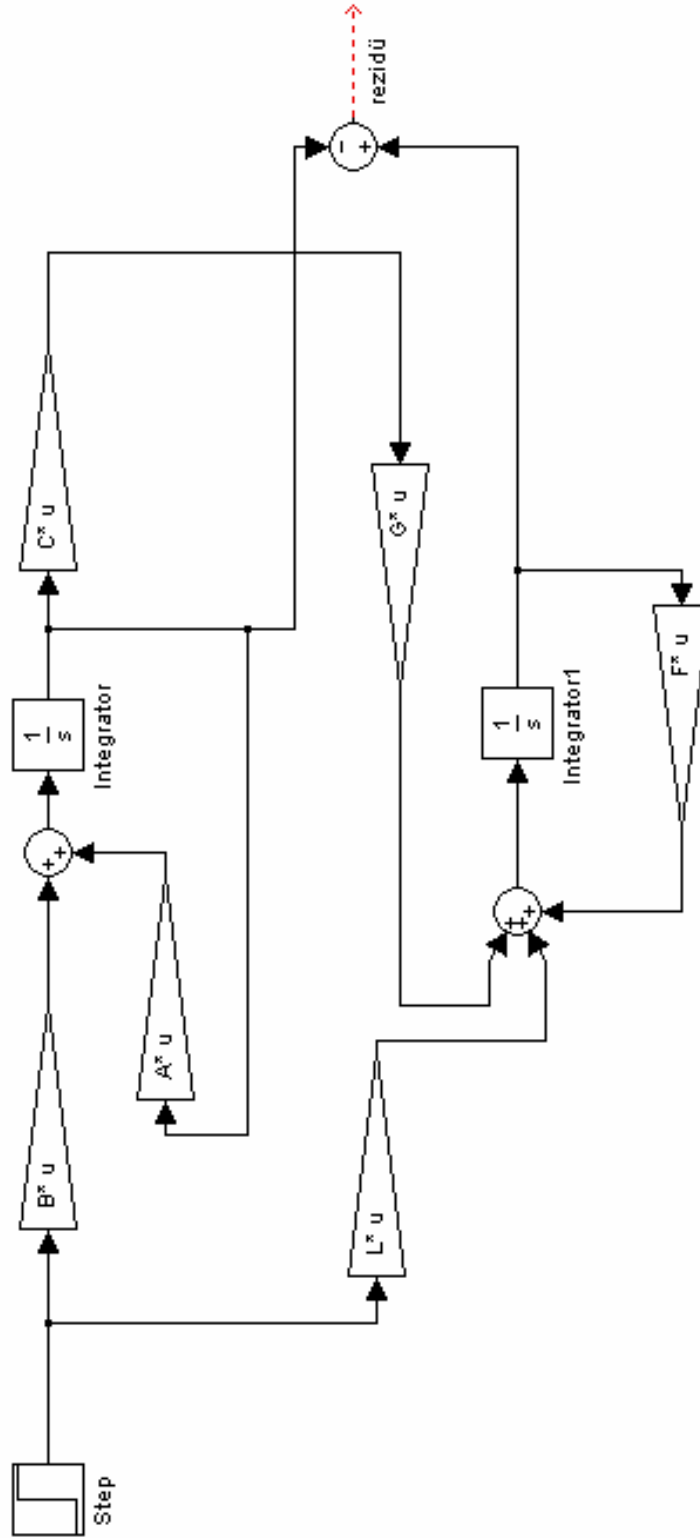
```
T= eye(4)
```

```
G=[T*A-F*T]*inv(C)
```

```
L=T*B
```

```
open gozleyici
```


Ek-2: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan gözleyici modeli



Ek-3: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan Luenberger'in gözleyicisi editör programı

```
% Sistem matrislerinin girilmesi
A=[ -0.0893  0.0019  -0.9588  0.0392 ;-0.5993  -0.5646  0.0105  -0.0548;
    1.9803  -0.1143  -1.8133  -0.0094; 0  1.0000  0  0]
B=[0 0.012; 0.14 0.15; 0.008 -0.48; 0 0]
C=[1 0 0 0; 0 1 0 0];

% Gözlenebilirlik testi
O=obsv(A,C);
ra=rank(O)

% Random olarak W matrisinin seçilmesi
W=randn(2,4)

% [C;W] matrisinin oluşturulması
VE=[C;W]

% [C;W] matrisinin tersinin sıfırdan farklı olduğunun gösterilmesi
detVE=det(VE)

% [C;W] matrisinin tersinin alınması
tersVE=inv(VE)
m=1:4;
r=1:2;

% [C;W] matrisinin V matrisinin gösterilmesi
V=tersVE(m,r)
k=1:4;
n=3:4;
```

% [C;W] matrisinin E matrisinin gösterilmesi
E=tersVE(k,n)

% Random olarak H matrisinin seçilmesi
H=randn(2,2)

% T ve D matrislerinin tanımlanması
T=W-H*C
D=V+E*H

% Reduced order şartının gösterilmesi
R=E*T-eye(4)+D*C

% F ve G matrislerinin tanımlanması
F=T*A*E
G=T*A*D

% Observer 1. temel denklem şartının gösterilmesi
M1=F*T-T*A+G*C

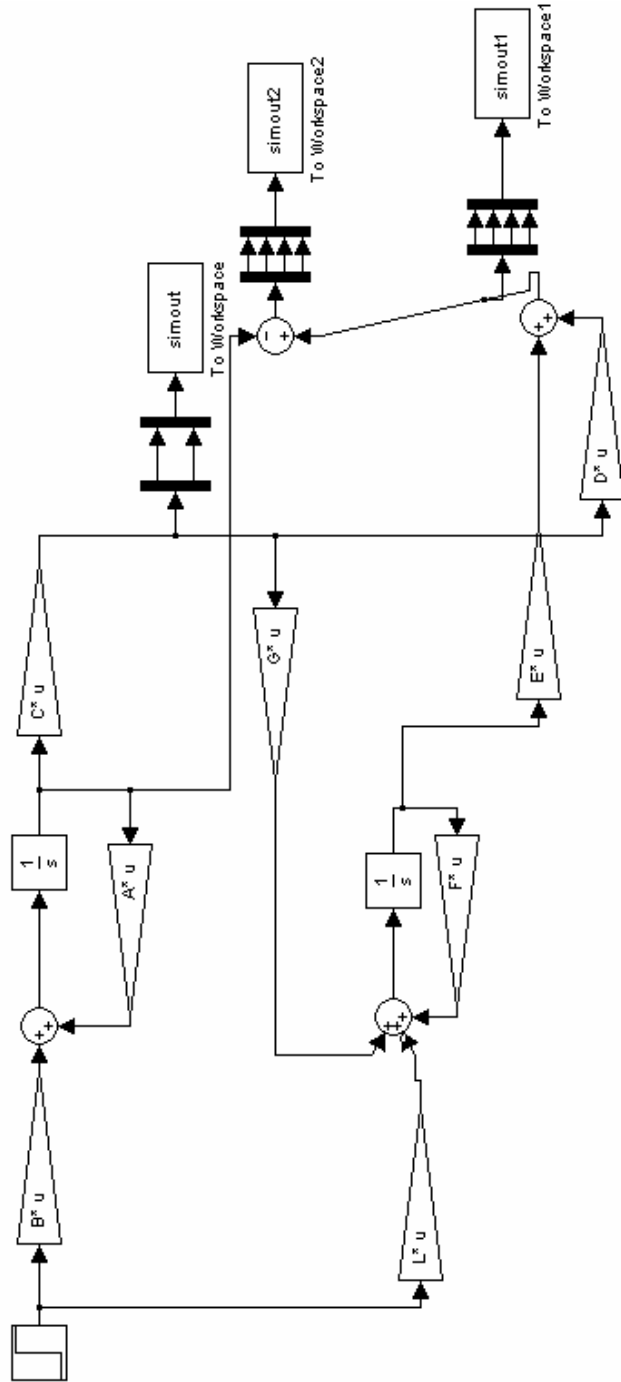
% Observer temel denklemine göre
L=T*B

% Bulunan A matrisinin özdeğerlerinin gösterilmesi
ozA=eig(A)

% Bulunan F matrisinin özdeğerlerinin gösterilmesi
ozF=eig(F)

open luenberger

Ek-4: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan Luenberger'in gözleyicisi modeli



Ek-5: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan Kalman Filtresi editör programı

```
% Sistem matrislerinin girilmesi
A1=[-0.056 0 -1 0.039; -1.05 -0.47 0.39 0; 0.6 -0.032 -0.115 0; 0 1 0 0]
B=[0 0.012; 0.14 0.15; 0.008 -0.48; 0 0]
K = [-6.1901  0.8445  6.3872  0.4051; 2.7725  -0.1573  -3.4317  -0.0128]
Ac = [(A1-B*K)]

% Sistem matrislerinin boyutlarına uygun olacak şekilde
% Q ve R'nin seçilmesi

Q=[.01 0; 0 .01];
R=[.01 0 0 0; 0 .01 0 0; 0 0 .01 0; 0 0 0 .01];

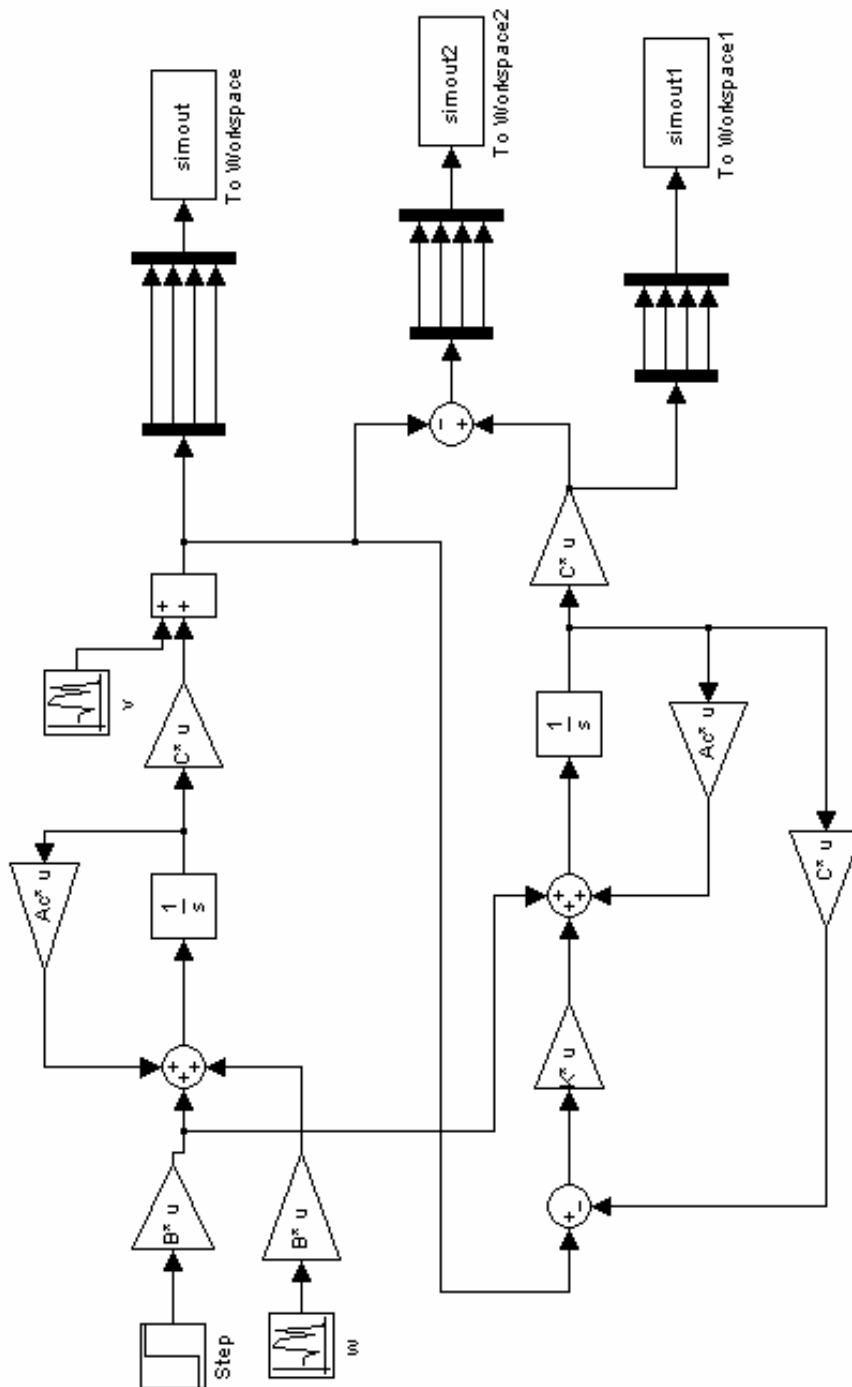
% Riccati denkleminde kullanılacak gerekli ifadelerin bulunması
A1=Ac';
B1=C'*inv(R)*C;
C1=B*Q*B';

% Riccati denklem çözümü
P=ARE(A1,B1,C1)

% Kazancın bulunması
K=P*C'*inv(R)

open kalman
```

Ek-6: Simulink 6.0 kullanılarak yapılan Kalman Filtresi modeli



Ek-7: Matlab 7.0 kullanılarak yazılan BGG editör programı

```
R = input('ucus durumunu giriniz (1-4):')
K = [-6.1901  0.8445  6.3872  0.4051; 2.7725  -0.1573  -3.4317  -0.0128]
E=[0.1; 0.1; 0.1; 0.1 ]
f=zeros(4,4)
v=-10*ones(4,1)
F=diag(v,f)
x=0
y=0
if R==1
A=[-0.089 0 -1 0.146; -1.33 -0.98 0.33 0; 0.17 -0.17 -0.217 0; 0 1 0 0]
B=[0 0.015; 0.23 0.06; 0.026 -0.15; 0 0]
Ac = [(A-B*K)]
C=[1 0 0 0 ; 0 1 0 0 ; 0 0 1 0; 0 0 0 1]
elseif R==2
A=[-0.082 0 -1 0.062; -2.05 -0.65 0.38 0; 0.42 -0.07 -0.14 0; 0 1 0 0]
B=[0 0.014; 0.13 0.15; 0.018 -0.39; 0 0]
Ac = [(A-B*K)]
C=[1 0 0 0 ; 0 1 0 0 ; 0 0 1 0; 0 0 0 1]
elseif R==3
A=[-0.12 0 -1 0.039; -4.12 -0.98 0.29 0; 1.62 -0.016 -0.232 0; 0 1 0 0]
B=[0 0.014; 0.31 0.18; 0.013 -0.92; 0 0]
Ac = [(A-B*K)]
C=[1 0 0 0 ; 0 1 0 0 ; 0 0 1 0; 0 0 0 1]
elseif R==4
A=[-0.056 0 -1 0.039; -1.05 -0.47 0.39 0; 0.6 -0.032 -0.115 0; 0 1 0 0]
B=[0 0.012; 0.14 0.15; 0.008 -0.48; 0 0]
Ac = [(A-B*K)]
C=[1 0 0 0 ; 0 1 0 0 ; 0 0 1 0; 0 0 0 1]
else
```

```

input ('Yanlış değer girdiniz!LÜTFEN PROGRAMI YENİDEN
ÇALIŞTIRARAK 1-4 ARASINDA BİR RAKAM GİRİN')
end
x=round (rand(1))
if x==0
t=round (100*rand(1))
q=round (3*rand(1))
if q==0
fs=[10; 0; 0; 0]
elseif q==1
fs=[0; 10; 0; 0]
elseif q==2
fs=[0; 0; 10; 0]
elseif q==3
fs=[0; 0; 0; 10]
end
%----algılayıcı BGG tasarımı (GGY)-----%
%----UIO-1---%
C1=C(2:4,:)
H1=E*pinv((C1*E))
T1=eye(4)-H1*C1
k11=(T1*Ac-F)*pinv(C1)
k12=F*H1
K1=k11+k12

%----UIO-2----%
C2=C([1,3,4],:)
H2=E*pinv((C2*E))
T2=eye(4)-H2*C2
k21=(T2*Ac-F)*pinv(C2)
k22=F*H2
K2=k21+k22

```



```

%----UIO-3----%
C3=C([1,2,4],:)
H3=E*pinv((C3*E))
T3=eye(4)-H3*C3
k31=(T3*Ac-F)*pinv(C3)
k32=F*H3
K3=k31+k32

```

```

%---UIO-4----%
C4=C([1,2,3],:)
H4=E*pinv((C4*E))
T4=eye(4)-H4*C4
k41=(T4*Ac-F)*pinv(C4)
k42=F*H4
K4=k41+k42

```

open bgg

```

elseif x==1
t=round (100*rand(1))
%----eyleyici BGG tasarımı (GGY)-----%
%----UIO-1---%
B1=B(:,2)
b1=B(:,1)
E1=[E b1]
H1=E1*pinv(C*E1)
T1=eye(4)-H1*C
k11=(T1*Ac-F)*inv(C)
k12=F*H1
K1=k11+k12

```

```

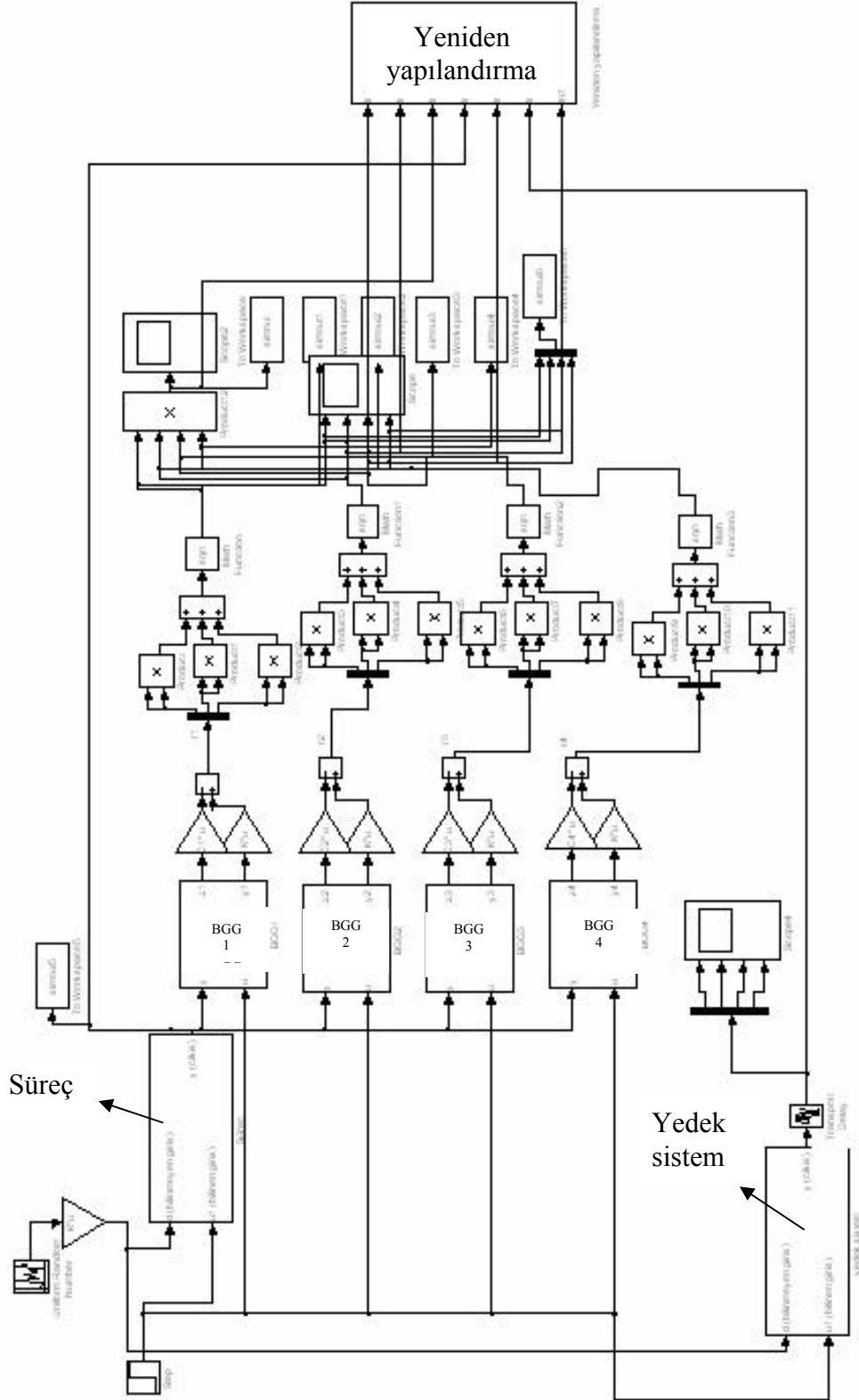
%----UIO-2----%
B2=B(:,1)
b2=B(:,2)
E2=[E b2]
H2=E2*pinv(C*E2)
T2=eye(4)-H2*C
k21=(T2*Ac-F)*inv(C)
k22=F*H2
K2=k21+k22
q=round (rand(1))
if q==0
    disp ('1. eyleyici arızası')
    x=3
    y=1
elseif q==1
    disp ('2. eyleyici arızası')
    x=1
    y=3
end

open actuator
end

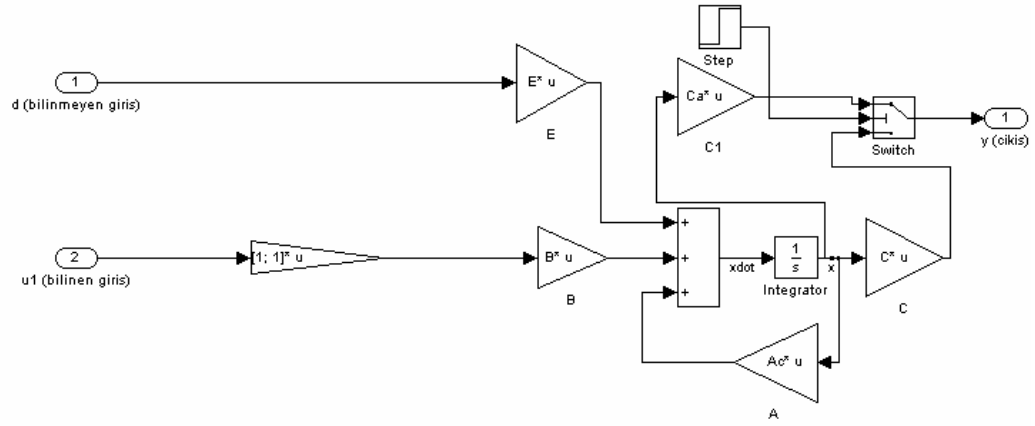
```

Ek-8: Simulink 6.0 kullanılarak algılayıcı arızası için yapılan BGG modeli

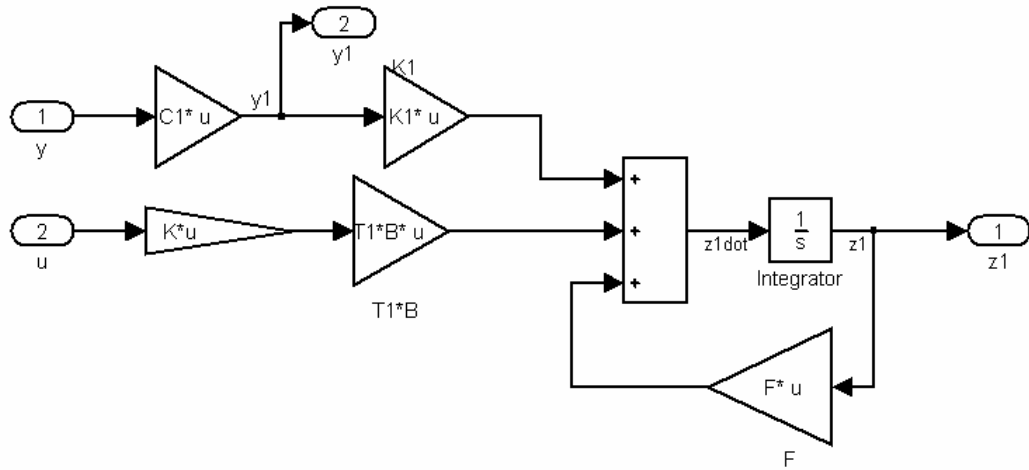
Ana sistem modeli



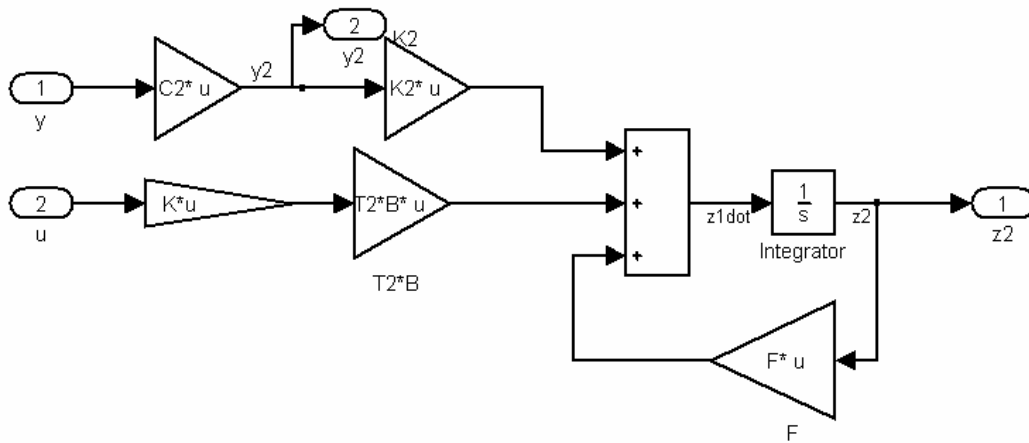
Süreç modeli



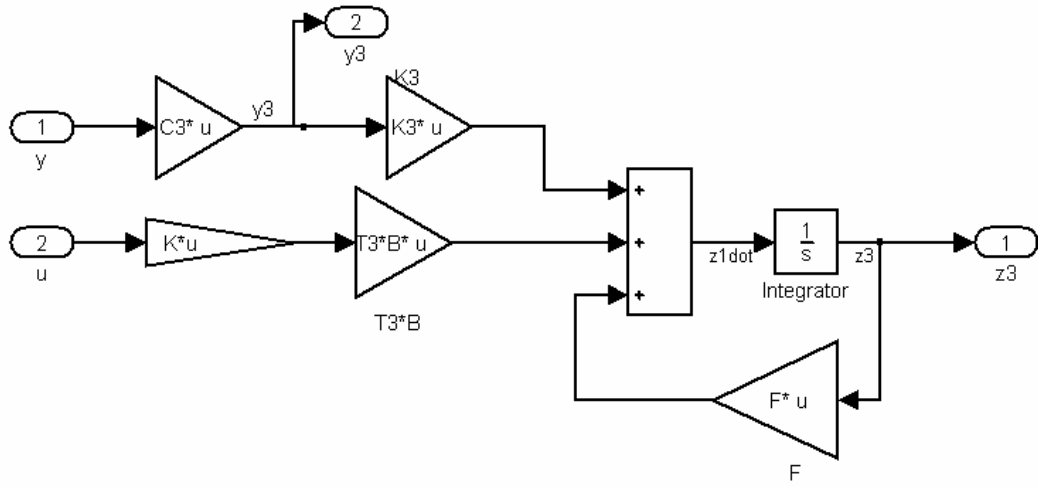
Bilinmeyen giriş gözleyicisi 1



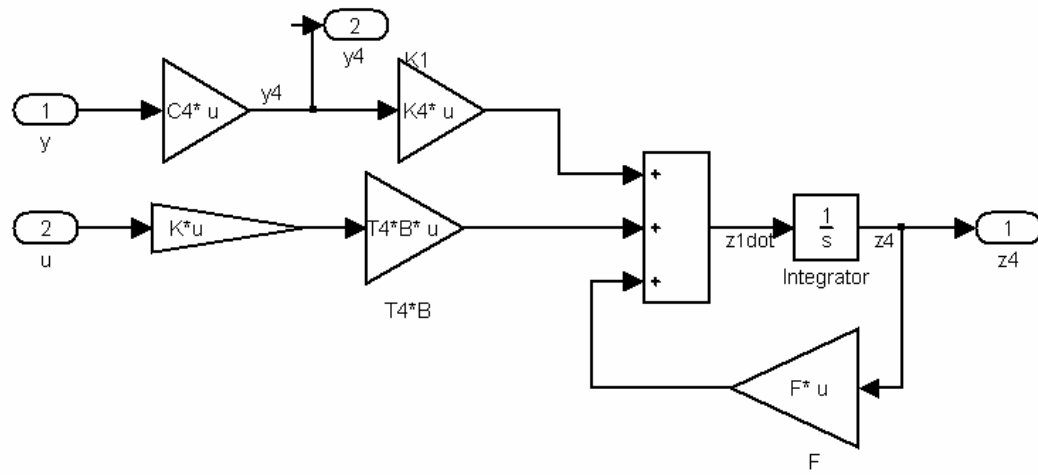
Bilinmeyen giriş gözleyicisi 2



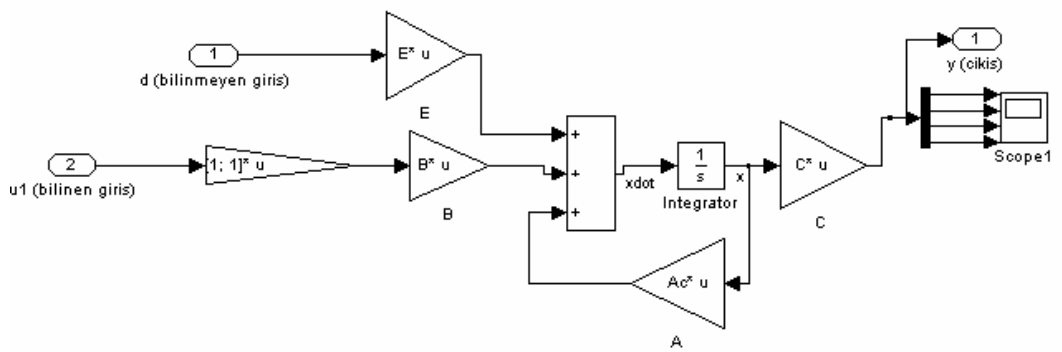
Bilinmeyen giriş gözleyicisi 3



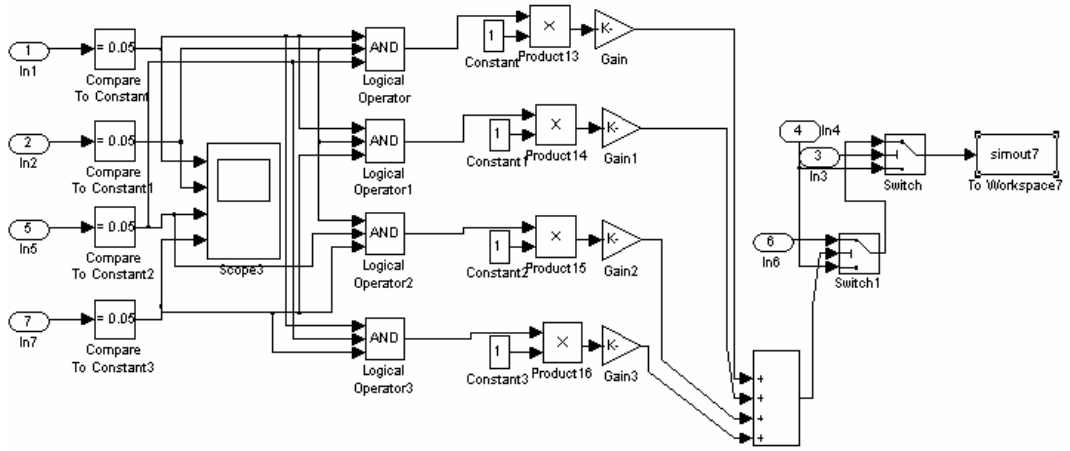
Bilinmeyen giriş gözleyicisi 4



Yedek sistem modeli

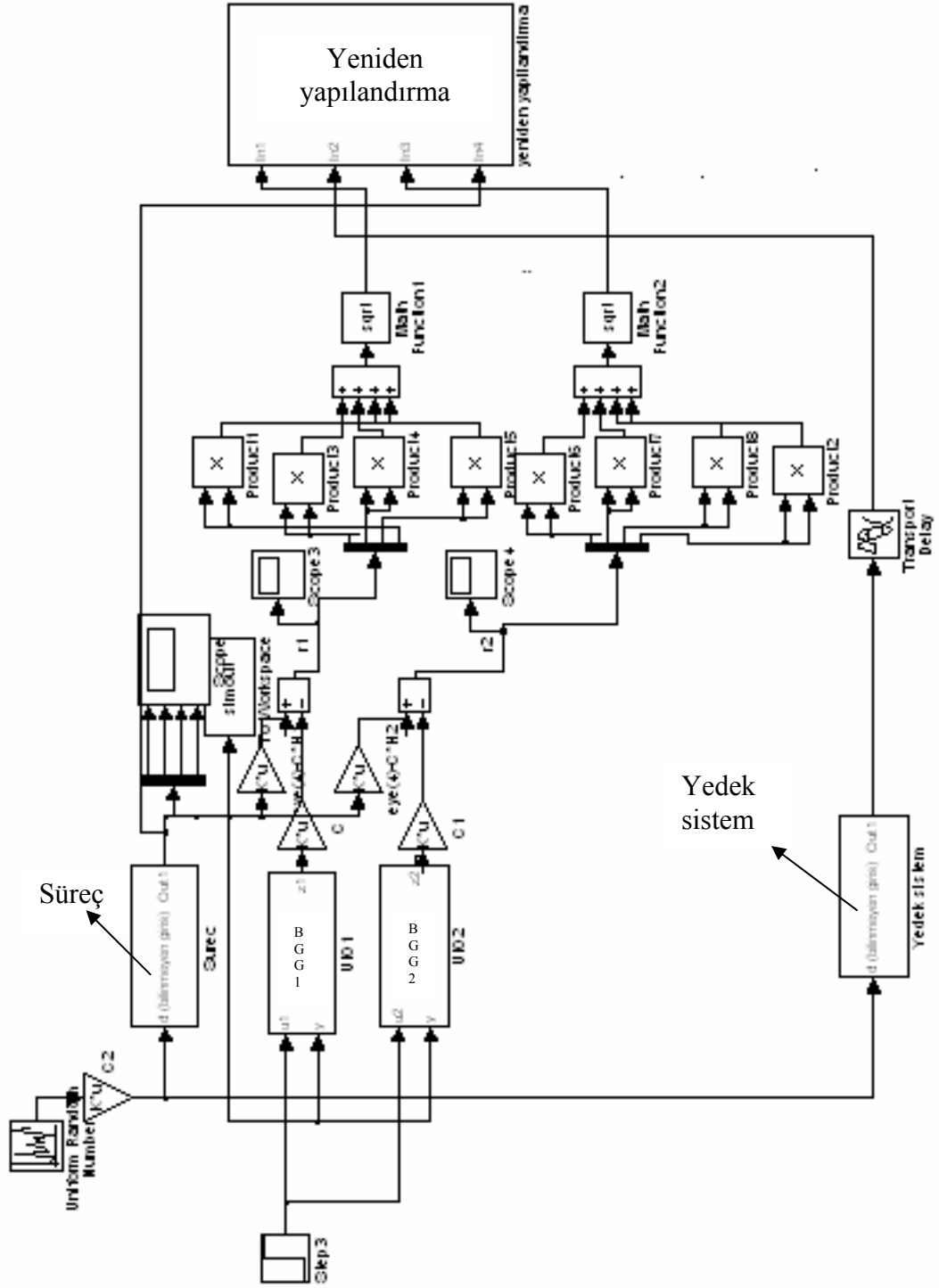


Yeniden yapılandırma modeli

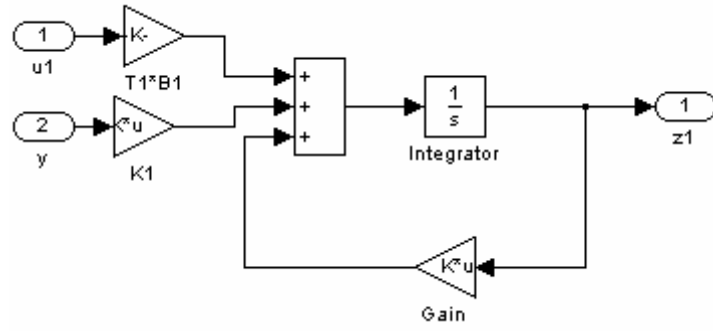


Ek-9: Simulink 6.0 kullanılarak eyleyici arızası için yapılan BGG modeli

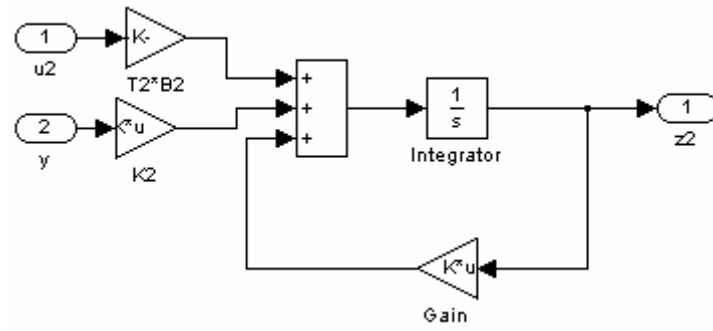
Ana sistem modeli



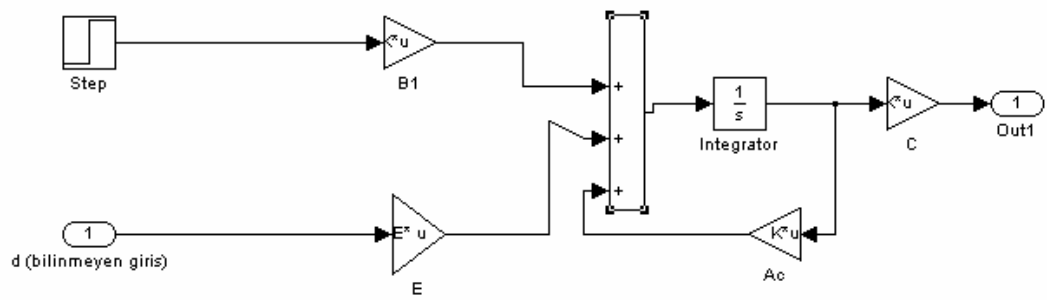
Eyleyici için bilinmeyen giriş gözleyicisi 1 (BGG 1)



Eyleyici için bilinmeyen giriş gözleyicisi 2 (BGG 2)



Yedek sistem modeli



Yeniden yapılandırma modeli

